

11-я российская конференция

**Вычислительный эксперимент
в аэроакустике и аэродинамике**

21-26 сентября 2026 года
г. Светлогорск
Калининградская область

Сборник тезисов

Москва – 2026

УДК 553:534.2
ББК 26.233

Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике:
11-я российская конференция, г. Светлогорск Калининградской области,
21-26 сентября 2026 г.: Сборник тезисов. – М.: ИПМ им. Келдыша РАН,
2026 – 408 с.

В сборнике представлены доклады участников девятой российской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике», организованной ИПМ им. Келдыша РАН в г. Светлогорск Калининградской области, 21-26 сентября 2026 г.

Компьютерная верстка: *Бобков В.Г.*
Оформление обложки: *Грибкова М.В.*

ОРГАНИЗАТОРЫ



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



Московский центр фундаментальной
и прикладной математики, Москва



Балтийский федеральный универси-
тет имени Иммануила Канта, Кали-
нинград

СПОНСОРЫ КОНФЕРЕНЦИИ



Российская академия наук



Инжиниринговая компания ТЕСИС,
Москва



ИТ-холдинг Т1, Москва



Московский машиностроительный
завод «Вперёд», Москва



Улан-Удэнский авиационный завод,
Улан-Удэ

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

Б.Н. Четверушкин, председатель, акад. РАН, ИПМ РАН, Москва
М.В. Дёмин, к.ф.-м.н., ректор БФУ имени И. Канта, Калининград
Т.К. Козубская, сопредседатель, д.ф.-м.н., ИПМ РАН, Москва
В.Ф. Копьев, д.ф.-м.н., ЦАГИ, Жуковский МО
А.Н. Кудрявцев, д.ф.-м.н., ИТПМ СО РАН, Новосибирск
М.Х. Стрелец, д.ф.-м.н., СПбПУ, Санкт-Петербург

ОРГКОМИТЕТ

Абалакин Илья, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Александров Анатолий, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Бобков Владимир, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Васильев Олег, ИПМ РАН & Сколковский институт науки и технологий
Вылегжанин Максим, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
Габараев Алан, МГУ им. М.В. Ломоносова
Дубень Алексей, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Ермаков Алексей, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Жданова Наталья, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Жуков Виктор Тимофеевич, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
Зариева Гульмира, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН
Козубская Татьяна, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН (председатель)
Липатов Алексей, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Плаксин Глеб, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Примаков Марина, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Родионов Павел, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Сапожников Вячеслав, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Савенков Евгений, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН
Савкин Дмитрий, БФУ им. И. Канта
Соколова Лариса, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН

Содержание

ПЛЕНАРНЫЕ ДОКЛАДЫ	18
<i>А.В. Гарбарук, А.С. Стабников, М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур</i> ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ DNS ДЛЯ РАСЧЕТА СЛОЖНЫХ ПРИСТЕНОЧНЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ	19
<i>А.В. Долотовский, А.А. Бабулин, М.С. Войтишина, В.И. Шевяков</i> ОТ ЦИФРОВОГО ПРОТОТИПА К ЦИФРОВОМУ ДВОЙНИКУ: ВАЛИДАЦИЯ И ВЕРИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ НА ПРИМЕРЕ ПРОЦЕССОВ РАЗРАБОТКИ ГРАЖДАНСКИХ ВС	21
<i>А.Л. Козлов, В.Н. Коржнев, В.И. Милешин, Ю.Д. Халецкий</i> РАЗРАБОТКА И МОДЕРНИЗАЦИЯ АКУСТИЧЕСКОГО СТЕНДА ЦИАМ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БИРОТАТИВНЫХ И СТАНДАРТНЫХ ОДНОКОНТУРНЫХ И ДВУХКОНТУРНЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ	22
<i>В.Ф. Копьев, С.А. Чернышев, Г.А. Фараносов, О.П. Бычков</i> МЕХАНИЗМЫ ГЕНЕРАЦИИ ШУМА В ГОРЯЧИХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ПОТОКАХ	27
<i>О.В. Руденко</i> О СИЛЬНО НЕЛИНЕЙНЫХ ВОЛНАХ	35
<i>Б.Н. Четверушкин, А.Е. Луцкий, Е.В. Шильников</i> ОПИСАНИЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ НА ОСНОВЕ КИНЕТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ	39
СПОНСОРСКИЕ ДОКЛАДЫ	43
<i>А.А. Аксёнов</i> РЕШЕНИЕ МЕЖДИСЦИПЛИНАРНЫХ ПРОМЫШЛЕННЫХ ЗАДАЧ ПРОЕКТИРОВАНИЯ НОВОЙ ТЕХНИКИ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION	44
<i>Г.Е. Думнов, Г.С. Новаковский</i> ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС CADFLO: ОСНОВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ, НЕСТАЦИОНАРНАЯ АЭРОДИНАМИКА, НОВЫЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РЕШАТЕЛЬ	49
T1 Методы вычислительной газовой динамики и аэроакустики, включая параллельные алгоритмы для суперкомпьютерных расчетов	52

<i>В.Г. Бобков, Р.Р. Гайсин, А.В. Горобец, А.П. Дубень, Н.С. Жданова, В.А. Сапожников</i>	
ГЕТЕРОГЕННЫЕ ВЫЧИСЛЕНИЯ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ КОДА NOISETTE	53
<i>И.С. Босняков, Н.А. Клоев, Г.С. Мостипан</i>	
ИМПЛЕМЕНТАЦИЯ НЕЯВНОЙ СХЕМЫ ДЛЯ РАЗРЫВНОГО МЕТОДА ГАЛЕРКИНА В КОДЕ ZOOM-DG	54
<i>К.К. Забелло, А.В. Гарбарук</i>	
ПРИМЕНЕНИЕ РЕШЕТОЧНЫХ УРАВНЕНИЙ БОЛЬЦМАНА ДЛЯ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ШУМА ПРИ ОБТЕКАНИИ ЦИЛИНДРА	55
<i>В.А. Исаков, Т.К. Козубская, Г.М. Плаксин</i>	
MRWENO-СХЕМА С АНТИДИССИПАТИВНОЙ ПОПРАВКОЙ	59
<i>М.М. Краснов</i>	
ЕДИНЫЙ ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ НА CPU И ВСЕХ ТИПАХ ГРАФИЧЕСКИХ УСКОРИТЕЛЕЙ	61
<i>М.Е. Ладонкина</i>	
РАЗРЫВНЫЙ МЕТОД ГАЛЕРКИНА С БАЗИСНЫМИ ФУНКЦИЯМИ ЗАВИСЯЩИМИ ОТ ВРЕМЕНИ	64
<i>М.А. Мовсисян, Е.В. Бабич, Е.В. Колесник</i>	
ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ БЕЗМАТРИЧНЫХ НЕЯВНЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЙ СЖИМАЕМОГО ГАЗА НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ	67
<i>Г.С. Мостипан</i>	
ПОСТАНОВКА СОГЛАСОВАННЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ДЛЯ КОНЕЧНО-РАЗНОСТНЫХ КЕЕР-СХЕМ В LES-РАСЧЁТАХ	72
<i>И.В. Попов</i>	
МЕТОД ПОСТРОЕНИЯ СХЕМ ПОВЫШЕННОГО ПОРЯДКА АППРОКСИМАЦИИ ДЛЯ ГИПЕРБОЛИЧЕСКИХ УРАВНЕНИЙ	76
<i>М.В. Шлычков, О.А. Rogozin, О.В. Васильев</i>	
ВЕЙВЛЕТНЫЙ КОЛЛОКАЦИОННЫЙ МЕТОД ДЛЯ РЕШЕНИЯ СОПРЯЖЁННЫХ ЗАДАЧ В СВЯЗАННЫХ ТОПОЛОГИЧЕСКИ ПРЯМОУГОЛЬНЫХ ОБЛАСТЯХ	78
Т2 Передовые, вихреразрешающие и не только, методы моделирования турбулентных течений и генерируемых ими акустических полей	81
<i>М.В. Акунец, А.В. Гарбарук</i>	
ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ АЛГЕБРАИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЛТП SST alg- γ ДЛЯ ТЕЧЕНИЙ С ПРОДОЛЬНОМ ГРАДИЕНТОМ ДАВЛЕНИЯ	82

<i>М.В. Акунец, А.В. Гарбарук, А.А. Матюшенко, М.Х. Стрелец</i> ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ, СПОСОБЫ НАСТРОЙКИ И ПРИМЕРЫ ПРИМЕНЕНИЯ АДАПТИВНЫХ RANS МОДЕЛЕЙ	86
<i>А.О. Будникова</i> РАЗВИТИЕ ГИБРИДНОГО RANS/LES-МЕТОДА С ДВУМЯ ПОЛЯМИ ТУРБУЛЕНТНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И ВЫНУЖДА- ЮЩЕЙ СИЛОЙ	90
<i>О.В. Васильев, Н.С. Жданова</i> ВЛИЯНИЕ СОГЛАСОВАННОСТИ ЗАКОНА СТЕНКИ С МОДЕЛЬЮ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА ТОЧНОСТЬ RANS- РЕШЕНИЙ С ПРИСТЕНОЧНЫМ МОДЕЛИРОВАНИЕМ	93
<i>А.П. Дубень, В.А. Сапожников</i> СЕТОЧНАЯ НЕСХОДИМОСТЬ И ДРУГИЕ НЕОЖИДАННЫЕ И НЕОЧЕВИДНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ГИБРИДНОГО RANS-LES ПОДХОДА DES	96
<i>А.П. Дубень, В.А. Сапожников</i> РАЗВИТИЕ УЛУЧШЕННОГО МЕТОДА ОТСОЕДИНЁННЫХ ВИХРЕЙ (IDDES) ЧЕРЕЗ РАБОТУ С СЕРОЙ ЗОНОЙ	99
<i>Н.С. Жданова, Н.А. Ключев, О.В. Васильев</i> РАЗВИТИЕ МЕТОДА ПЕНАЛИЗИРОВАННЫХ ПРИСТЕ- НОЧНЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ ПОГРУЖЕННЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ В ЗАДАЧАХ ТУРБУЛЕНТНОГО ОБТЕКАНИЯ	102
<i>Н.А. Ключев</i> РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ВНЕШНЕЙ АЭРОДИНАМИКИ С ИС- ПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ПЕНАЛИЗИРОВАННЫХ ПРИ- СТЕНОЧНЫХ ФУНКЦИЙ	104
<i>А.А. Матюшенко, А.В. Гарбарук, Ф.Р. Менгер, Р. Морейра</i> ГИБРИДНЫЙ RANS-LES ПОДХОД SVES: ОПИСАНИЕ И ПРИ- МЕРЫ ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА СЛОЖНЫХ ОТРЫВ- НЫХ ТЕЧЕНИЙ	106
<i>А.С. Стабников, М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур</i> ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ RANS МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К РАСЧЕТУ ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЕВ НА КРИВОЛИНЕЙНЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ ПРИ НАЛИЧИИ ЗНАКОПЕРЕМЕННОГО ГРАДИЕНТА ДАВЛЕНИЯ НА ПРИ- МЕРЕ ОБТЕКАНИЯ КОНФИГУРАЦИИ «ЛЕЖАЧИЙ ПОЛИ- ЦЕЙСКИЙ»	111
<i>М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур</i> РАСЧЕТ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ПОЛОСТИ РЕЗОНА- ТОРА, ПРИМЫКАЮЩЕГО К СТЕНКЕ КАНАЛА С ТУРБУ- ЛЕНТНЫМ ПОТОКОМ, НА ОСНОВЕ ГИБРИДНЫХ RANS- LES ПОДХОДОВ	115

<i>А.И. Трошин</i>	
ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ WMLES-МОДЕЛИРОВАНИЯ ОТРЫВА ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ СКАЧКОМ УПЛОТНЕНИЯ	119
<i>Л.А. Усов, А.И. Трошин</i>	
НАСТРОЙКА ВЕСОВЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ ГИБРИДНОГО RANS/LES-МЕТОДА НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ	122
Т3 Численное моделирование прикладных задач аэро-акустики и нестационарной турбулентной аэродинамики, включая процессы генерации, распространения и снижения шума	126
Т3.1 Струи	127
<i>Л.А. Бендерский, С.Ю. Крашенинников</i>	
ЭФФЕКТ ЭЖЕКЦИИ В ПРОЦЕССАХ РАСПРОСТРАНЕНИЯ И ШУМООБРАЗОВАНИЯ ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙ	128
<i>О.П. Бычков, А.В. Ефимов, В.Ф. Копьев, В.А. Копьев, А.Я. Котвицкий, И.А. Моралев, И.А. Солнцев, Г.А. Фараносов</i>	
УПРАВЛЕНИЕ ШУМОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУИ И КРЫЛА САМОЛЕТА В ФИЗИЧЕСКОМ И ЧИСЛЕННОМ ЭКСПЕРИМЕНТАХ	130
<i>В.А. Горяйнов</i>	
ГЕНЕРАЦИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ В РАДИАЛЬНЫХ СТРУЯХ С ТОРОИДАЛЬНЫМИ ЦИРКУЛЯЦИОННЫМИ ЗОНАМИ	134
<i>А.В. Кашиковский, А.Н. Кудрявцев, Д.В. Хотяновский, А.А. Шеринёв</i>	
СТРУКТУРА И ДИНАМИКА СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ: НОВЫЕ ЧИСЛЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ	135
<i>А.В. Кашиковский, А.Н. Кудрявцев, А.А. Шеринёв</i>	
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗВРАТНОГО ТЕЧЕНИЯ ЗА ДИСКОМ МАХА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КИНЕТИЧЕСКОГО И КОНТИНУАЛЬНОГО ПОДХОДОВ	139
<i>А.В. Лысенков, Д.С. Матяш, И.С. Матяш, А.Ю. Ноздрачев, А.И. Трошин</i>	
РАСЧЕТ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛОСКОГО РЕАКТИВНОГО СОПЛА С СИСТЕМОЙ ШУМОГЛУШЕНИЯ	143
Т3.2 Планер, аэродинамический шум, звуковой удар	147

<i>Р.В. Акиншин, В.В. Башкатов, С.Л. Денисов, Н.Н. Остриков</i> ОСОБЕННОСТИ ИЗЛУЧЕНИЯ ЗВУКА ИЗ ВОЗДУХОЗАБОРНОГО КАНАЛА ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ В ПРИЛОЖЕНИИ К ПРОБЛЕМЕ СНИЖЕНИЯ ШУМА СГС С ПОМОЩЬЮ ЭФФЕКТА ЭКРАНИРОВАНИЯ	148
<i>С. Базнэ, А.О. Корунцов, Л.А. Усов</i> ВЛИЯНИЕ ФИЗИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ И ИХ ЧИСЛЕННОЙ РЕАЛИЗАЦИИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗВУКОВОГО УДАРА В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ АТМОСФЕРЫ	150
<i>И.Г. Башкиров, А.В. Волков, Д.А. Запорожцев, У.Г. Ибрагимов, М.А. Меняйлов, А.А. Павленко, Г.Н. Паскевич, С.В. Терещенко</i> ФОРМИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ОБЛИКА СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА С УЧЕТОМ КРИТЕРИЕВ «НИЗКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ-НИЗКИЙ ЗВУКОВОЙ УДАР»	155
<i>А.И. Волков, Е.А. Пигузов</i> ПРОБЛЕМЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ПЛАНЕРА СТРУЯМИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ НА РЕЖИМЕ КОСОВОГО ОБДУВА	157
<i>Т.А. Гимон, П.А. Мищенко</i> ЗОНЫ ПРЕОБЛАДАНИЯ АТМОСФЕРНЫХ ЭФФЕКТОВ В ЗАДАЧЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ВОЛНЫ ЗВУКОВОГО УДАРА	160
<i>В.С. Горбовской, А.О. Корунцов</i> ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ О РАСПРОСТРАНЕНИИ ЗВУКОВОГО УДАРА В НЕОДНОРОДНОЙ АТМОСФЕРЕ С ВЕТРОМ В РАМКАХ ПОДХОДА НЕЛИНЕЙНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ АКУСТИКИ	163
<i>И.А. Гудков, Л.А. Лаптева, Д.Ю. Тищенко</i> АНАЛИТИЧЕСКИЕ СПОСОБЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ЦИЛИНДРА ПРИ ОБТЕКАНИИ ПО НОРМАЛИ К ОСИ	168
<i>А.В. Долотовский, М.С. Войтишина, А.А. Бабулин, С.А. Алексеев, Е.А. Гладышева</i> ВЛИЯНИЕ УСТАНОВКИ ДВИГАТЕЛЯ ПД-8 НА АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА RRJ-95	173
<i>В.Ф. Копьев, И.В. Беляев, М.Ю. Зайцев, И.В. Панкратов</i> ВКЛАД ШУМА ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА В ШУМ СГС И ЕГО ИЗМЕРЕНИЕ В ЗАГЛУШЕННОЙ КАМЕРЕ КАК ЕДИНСТВЕННАЯ ВОЗМОЖНОСТЬ НА СЕГОДНЯ ПОЛУЧИТЬ ДОСТОВЕРНУЮ ОЦЕНКУ ШУМА ПЛАНЕРА СГС	174

<i>М.К. Куркова, Л.А. Лаптева, Д.С. Михайлов, Д.Ю. Тищенко</i> ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ДЛЯ РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТА МАКСИМАЛЬНОЙ ПОДЪЕМ- НОЙ СИЛЫ И КРИТИЧЕСКОГО УГЛА АТАКИ ДОЗВУ- КОВОГО ПРОФИЛЯ КРЫЛА ЧИСЛЕННЫМИ МЕТОДАМИ ГИДРОГАЗОДИНАМИКИ	176
<i>И.М. Митрофанов, Д.Ю. Тищенко, Л.А. Лаптева</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕ- НИЯ ДЕМПФИРУЮЩЕГО МОМЕНТА ТАНГАЖА ИЗОЛИ- РОВАННОЙ ПРЯМОУГОЛЬНОЙ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ	181
<i>Д.С. Михайлов, М.К. Куркова, Л.А. Лаптева, Д.Ю. Тищенко</i> ГИБРИДНЫЙ ПОДХОД К АЭРОДИНАМИЧЕСКОМУ ПРО- ЕКТИРОВАНИЮ ИЗОЛИРОВАННОГО КРЫЛА ДОЗВУКО- ВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	186
Т3.3 Вертолёты и самолётные винты	187
<i>И.В. Абалакин, С.Н. Астапенков, В.Г. Бобков, В.А. Ивчин, Т.К. Козубская, А.В. Липатов</i> СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕ- РИСТИК ДВУХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОМПОНОВОК ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА НА ОСНОВЕ ВЫЧИСЛИ- ТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА	188
<i>И.В. Абалакин, В.Г. Бобков</i> ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА УСЕЧЁННОЙ ВИХРЕВОЙ ТРУБКИ В ЗАДАЧАХ ОСЕВОГО ОБТЕКАНИЯ ВИНТА . . .	193
<i>И.В. Абалакин, М.Д. Вылегжанин</i> НОВЫЙ МЕТОД ЗАДАНИЯ НАЧАЛЬНОГО ПОЛЯ И ГРА- НИЧНЫХ УСЛОВИЙ В CFD-МОДЕЛИРОВАНИИ ВИНТОВ ВЕРТОЛЁТОВ	195
<i>В.А. Анимца, К.Г. Косушкин, Б.С. Крицкий, А.Л. Медведский, Р.М. Миргазов, К.И. Сыпало</i> НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ РАБОТЫ ЦАГИ ПО СО- ЗДАНИЮ ДЕМОНСТРАТОРА ТЕХНОЛОГИЙ ВКЛА ДЛЯ ГОРОДСКИХ АГЛОМЕРАЦИЙ	197
<i>В.А. Ивчин, О.А. Пашков</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОВЛИЯНИЯ ВИНТОВ В СООС- НОЙ СХЕМЕ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА	200
<i>В.А. Ивчин, П. Истефанов, А.Е. Новолодский, Б.Л. Артамонов</i> ИНЖЕНЕРНЫЙ МЕТОД РАСЧЁТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МНОВИНТОВЫХ ВЕРТОЛЁТОВ НА ОСНОВЕ ДИСКОВОЙ ВИХРЕВОЙ ТЕОРИИ	203

В.А. Ивчин, С.Л. Евдокимов

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ НА ОСНОВЕ ПРОДУВОК КРЫЛА КОНЕЧНОГО УДЛИНЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА	206
--	-----

М.И. Мясников, А.И. Шомов

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕ-ТЯНУЩЕГО ВИНТА КОНВЕРТИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ПЕРЕХОДНОМ РЕЖИМЕ ПОЛЕТА	211
--	-----

А.В. Рупа

УВЕЛИЧЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА ПУТЕМ ПРИРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ФЮЗЕЛЯЖА	213
---	-----

Т3.4 Нестационарные аэродинамические и акустические нагрузки	214
---	------------

Е.В. Бабич, М.А. Мовсисян, Е.В. Колесник

УПРАВЛЕНИЕ КАРТИНОЙ ВЯЗКО-НЕВЯЗКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВБЛИЗИ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ ЗАТУПЛЕННОГО РЕБРА С ПОМОЩЬЮ ЛОКАЛЬНОГО ПОДВОДА ТЕПЛА	215
---	-----

Р.А. Балабанов, А.И. Трошин, В.В. Власенко

ИССЛЕДОВАНИЕ ТРЕХМЕРНЫХ ЭФФЕКТОВ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ТУРБУЛЕНТНЫМ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ В КЛИНЕ СЖАТИЯ МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ RANS И WMLES МЕТОДАМИ	220
--	-----

М.П. Лобачев, М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур

О ВОЗМОЖНОСТИ РАСЧЕТА СПЕКТРАЛЬНЫХ И КОРРЕЛЯЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБУЛЕНТНЫХ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ПРИСОЕДИНЕННЫХ ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЯХ НА ОСНОВЕ ЗОННОГО RANS-WMLES ПОДХОДА	224
---	-----

Т3.5 Неустойчивость, ламинарно-турбулентный переход, турбулентность	228
--	------------

А.В. Гарбарук, В.Д. Голубков, М.Х. Стрелец, Ф. Цзо

ПРИМЕНЕНИЕ ГЛОБАЛЬНОГО АНАЛИЗА УСТОЙЧИВОСТИ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПАССИВНЫХ МЕТОДОВ УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСЗВУКОВЫМ БАФТИНГОМ	229
---	-----

М.А. Гузев, А.Д. Ермаков, С.В. Фортова

СТРУКТУРНЫЙ АНАЛИЗ ИЗОТРОПНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В КУБИЧЕСКОЙ ОБЛАСТИ	233
---	-----

<i>И.В. Егоров, С.Т. Калугин, Г.В. Толоко</i>	
ПРЯМОЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ	236
<i>С.Т. Калугин, Г.В. Толоко</i>	
ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ ПРИ НАЛИЧИИ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ	240
<i>С.Т. Калугин, Г.В. Толоко</i>	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ, ВЫЗВАННОГО РАЗЛИЧНЫМИ ГЕНЕРАТОРАМИ ВОЗМУЩЕНИЙ	243
<i>Н.В. Пальчечковская</i>	
МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНОЙ СТАДИИ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ВОЗМУЩЕНИЯХ В НАБЕГАЮЩЕМ ПОТОКЕ	246
<i>А.О. Посудневская, С.В. Фортowa</i>	
ФОРМИРОВАНИЕ И РАСПАД ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ КОЛМОГОРОВСКОГО ТИПА	249
<i>М.В. Устинов</i>	
СТАТИСТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ ПРИ МАЛОЙ СТЕПЕНИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПОТОКА	253
Т3.6 Резонаторы, звукопоглощающие конструкции, звукоизоляция	258
<i>А.Р. Долгер, Н.Г. Канев</i>	
ЗВУКОИЗОЛЯЦИЯ ЖАЛЮЗИЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ	259
<i>В.В. Еришов, А.А. Кузнецов, О.Ю. Кустов, И.В. Храмов</i>	
НЕЛИНЕЙНЫЕ АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОТВЕРСТИЙ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ	262
<i>А.И. Комкин, О.Ю. Матасова, А.И. Быков, М.А. Миронов</i>	
ВЛИЯНИЕ СКОЛЬЗЯЩЕГО ПОТОКА В КАНАЛЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕЗОНАТОРА ГЕЛЬМГОЛЬЦА НА ЕГО СТЕНКЕ	263
<i>Н.Н. Остриков, В.В. Башкатов</i>	
ПРИМЕНЕНИЕ ПОЛУАНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЗВУКОВЫХ ПОЛЕЙ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ КАНАЛЕ С ПЕРЕМЕННЫМ ИМПЕДАНСОМ СТенок ПРИ НАЛИЧИИ ПОТОКА	264

Т3.7 Другие задачи

267

А.А. Аксенов, В.В. Богатырев, С.В. Жлуктов, К.Э. Сорокин,
А.В. Февральских

РАЗВИТИЕ ФУНКЦИОНАЛА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА FLOWVISION ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОБЛЕДЕНЕНИЯ . 268

А.А. Аксёнов, Е.И. Адилов, М.Н. Жестков, В.В. Ломакин,
А.В. Радостин, М.Л. Сазонова, Д.С. Цепов

ПРИМЕНЕНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА FLOWVISION ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ШУМА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АВТОМОБИЛЯ . 274

Т.Ю. Балабина, Ю.Н. Дерюгин, А.А. Добров, Е.А. Кудряшов,
Г.Н. Качалин, М.А. Легчанов, А.Е. Хробостов

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНИМОСТИ ОТКРЫТОПОРИСТЫХ СТРУКТУР В МОДЕЛИ ТЕПЛООБМЕННОГО АППАРАТА И ЕЕ ВЛИЯНИЯ НА ПЕРЕМЕШИВАНИЕ ПОТОКОВ 277

К.С. Князева, А.В. Шанин

МЕТОД ПЕРЕВАЛА НА ДИСПЕРСИОННОЙ ДИАГРАММЕ ВОЛНОВОДА, ОПИСЫВАЕМОГО С ПОМОЩЬЮ МАТРИЧНОГО УРАВНЕНИЯ КЛЕЙНА-ГОРДОНА-ФОКА 279

Г.Г. Лазарева

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НАКОПЛЕНИЯ ВОДОРОДА В МЕТАЛЛАХ 281

Ф.А. Максимов, П.А. Пономарева

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗЛЕТА ДВУХ ТЕЛ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ С УЧЕТОМ ГИСТЕРЕЗИСА 284

А.Н. Павлов

РАЗВИТИЕ МОДЕЛЕЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ В CADFLO 286

Р.И. Рахматов

КОМПЛЕКСНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И УЛУЧШЕНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ГАЗООБМЕНА ТРАНСПОРТНО СРЕДСТВ С УЧЕТОМ АЭРОАКУСТИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ 291

А.В. Шанин, А.Ю. Лаптев, О.И. Макаров

НЕСТАЦИОНАРНЫЕ ВОЛНОВЫЕ ЯВЛЕНИЯ И ГЕОМЕТРИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ТРЕХМЕРНЫХ ИНТЕГРАЛОВ ФУРЬЕ 296

Т4 Фундаментальные проблемы акустики, аэроакустики, аэродинамики

298

Т.Г. Елизарова, И.А. Широков

МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНВЕКЦИИ В АТМОСФЕРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ОСНОВЕ КВАЗИГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УРАВНЕНИЙ 299

И.С. Меньшов

ОСОБЕННОСТИ ПРОЦЕССА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ АКУСТИЧЕСКОЙ ВОЛНЫ С КОСЫМ СКАЧКОМ УПЛОТНЕНИЯ В ГАЗЕ	302
--	-----

М.А. Миронов

О ЛЕВОЙ ЧАСТИ УРАВНЕНИЯ ЭЙЛЕРА	305
--	-----

Т5 Методы постпроцессинга, обработка и визуализация данных физических и численных экспериментов в аэроакустике и аэродинамике **306**

<i>Д.В. Барышева, М.Ю. Новокрещенных, М.С. Сергеев, Н.В. Ким</i> ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАТУРНЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ КРЫЛА ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА МЕТОДОМ БЕСКОНТАКТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ	307
--	-----

<i>В.А. Лебига, Д.С. Миронов, А.Ю. Пак</i> ВОПРОСЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПУЛЬСАЦИЙ В ВЕНТИЛЯТОРНОМ ТРАКТЕ АВИАДВИГАТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ ТЕРМОАНОМЕТРА	312
--	-----

<i>П.А. Мошков, Н.В. Мязина, Д.Ю. Стрелец, В.В. Рубановский</i> ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ЗВУКОВОГО ПОЛЯ В САЛОНЕ ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ СФЕРИЧЕСКОГО БИМФОРМИНГА	317
---	-----

СТС Численное моделирование нестационарной газодинамики и аэроакустики турбомашин (компрессоров, турбовентиляторов, авиационных двигателей, ...) **321**

<i>А.А. Аксенов, Э.Р. Акчурун, П.В. Вяткин, Д.В. Кутаев, А.В. Радостин, А.Е. Щеляев</i> РАСЧЁТ ШУМОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕВОГО ВЕНТИЛЯТОРА СХЕМЫ РК+СА В ПК FLOWVISION	322
---	-----

<i>А.А. Аксенов, Н.С. Кураносов, А.В. Радостин</i> ВАЛИДАЦИЯ АКУСТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА FLOWVISION НА ИЗВЕСТНОМ ПРИМЕРЕ	325
--	-----

<i>А.А. Аксенов, А.В. Радостин, С.Ф. Тимушев</i> К ВОПРОСУ О ГЕНЕРАЦИИ ТОНАЛЬНОГО ЗВУКА В ОСЕВОМ ВЕНТИЛЯТОРЕ	329
---	-----

<i>А.М. Ахметзянов, Д.Е. Якимов, Н.Г. Хасанов</i> УТОЧНЕНИЕ РАСЧЁТНОЙ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ МАЛОРАСХОДНОЙ СТУПЕНИ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА ПРИ НИЗКИХ УСЛОВНЫХ ЧИСЛАХ МАХА	333
--	-----

<i>Д.В. Ворошнин, Р.А. Загитов, О.В. Маракуева, С.Д. Сальников, Н.В. Шуваев</i>	
3D ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РЕШАТЕЛЬ ДЛЯ ТУРБОМАШИН TRD.SOLVER	336
<i>Д.В. Ворошнин, Р.А. Загитов, О.В. Маракуева, С.Д. Сальников, Н.В. Шуваев</i>	
ИНИЦИАЛИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕЧЕНИЯ В МНОГО-СТУПЕНЧАТЫХ ТУРБОМАШИНАХ В ПК TURBOR& D . . .	339
<i>Д.В. Ворошнин, О.В. Маракуева, А.С. Муравейко</i>	
ПРИМЕНЕНИЕ 3D РЕШАТЕЛЯ TRD.SOLVER ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ГАЗОДИНАМИКИ ТУРБОМАШИН	340
<i>Е.С. Горячкин, В.М. Зубанов, А.Е. Якимов, Е.Д. Гатауллина</i>	
ПОВЫШЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗА СЧЕТ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕРНИЗАЦИИ ТУРБОМАШИН ПРИ МИНИМАЛЬНОМ ЧИСЛЕ ИЗМЕНЯЕМЫХ ДЕТАЛЕЙ	342
<i>А.А. Давыдов, И.С. Добровольский, К.Р. Пятунин</i>	
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДИКИ СКВОЗНОГО ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ДОВОДКЕ КОМПРЕССОРОВ И ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	344
<i>А.М. Данилишин, А.Н. Любимов, В.В. Неверов, Р.А. Штаничев</i>	
АЛГОРИТМ РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОГО АНАЛИЗА И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ СТУПЕНЕЙ С ОСЕРАДИАЛЬНЫМИ РАБОЧИМИ КОЛЕСАМИ . . .	349
<i>Я.М. Дружинин, П.Г. Кожемяко, В.И. Милешин, С.В. Панков</i>	
РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕПЛОНАПРЯЖЕННОГО КВД ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД	351
<i>Р.А. Загитов, С.Д. Сальников, Н.В. Шуваев</i>	
НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА TRD.MESHER ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ РАСЧЁТНЫХ СЕТОК В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТУРБОМАШИН	354
<i>Б.В. Кароник, К.Н. Кикоть, К.С. Федечкин</i>	
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МОДЕЛИ ИНТЕРФЕЙСА РОТОР-СТАТОР ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРИ 3D-CFD РАСЧЕТЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА	357
<i>К.Н. Кикоть, К.С. Федечкин</i>	
ОСОБЕННОСТИ ВАЛИДАЦИИ 3D-CFD МОДЕЛИ НИЗКО-НАГРУЖЕННОГО КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ	359

<i>В.Е. Макаров, В.А. Шорстов</i>	
ОБ ЭВОЛЮЦИИ МОДАЛЬНОГО СОСТАВА АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ КАНАЛЕ С РАЗРЫВОМ ИМПЕДАНСА В URANS РАСЧЕТЕ ВО ВРЕМЕННОЙ ОБЛАСТИ	361
<i>В.И. Милешин, А.А. Россихин</i>	
СКВОЗНОЙ РАСЧЕТ ТОНАЛЬНОГО ШУМА МОДЕЛЬНОГО ВЕНТИЛЯТОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГАРМОНИЧЕСКИХ МЕТОДОВ	366
<i>Г.М. Попов, С.А. Мельников, Е.С. Горячкин, А.И. Щербань</i>	
МОДЕЛИРОВАНИЕ ОХЛАЖДАЕМОЙ ТУРБИНЫ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ	371
<i>И.В. Спиринов, А.А. Тармаев, К.С. Федечкин</i>	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА	376
<i>А.С. Фурашов</i>	
ПРОФИЛИРОВАНИЕ ЛОПАТОК ДИАГОНАЛЬНЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ	379
<i>М.Г. Черкасова</i>	
ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ГРЕБНЕЙ НА СПИНКЕ ПЕРА ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ВТОРИЧНЫХ ПОТЕРЬ	382
<i>А.И. Щербань, В.Н. Матвеев, В.М. Зубанов, И.М. Ильин</i>	
МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА СОПЛОВЫХ АППАРАТОВ МИКРОТУРБИН	385
ВВ Воркшоп по валидации и верификации вычислительных кодов	387
<i>С.М. Босняков</i>	
ТЕСТОВАЯ ЗАДАЧА ПО ОЦЕНКЕ ТОЧНОСТИ ЧИСЛЕННОГО РАСЧЕТА ПРОФИЛЕЙ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА СТУПЕНЧАТОМ КЛИНЕ ПЛОСКОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА	388
<i>С.М. Босняков, Р.Р. Мачин, Е.В. Стрельцов, В.А. Талызин</i>	
ТЕСТОВАЯ ЗАДАЧА ПО ОЦЕНКЕ ТОЧНОСТИ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕСИММЕТРИЧНОГО СОПЛА ПРИ ИСТЕЧЕНИИ СТРУИ НА РАСЧЕТНЫХ И НЕРАСЧЕТНЫХ РЕЖИМАХ	392

<i>С.А. Глазков, А.Р. Горбушин, А.Д. Епихин, А.Е. Козик, Е.А. Крапивина, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко</i>	
ТЕСТОВЫЙ СЛУЧАЙ – НЕСТАЦИОНАРНОЕ ОБТЕКАНИЕ ОСТРОГО КОНУСА В ТРАНСЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИ- ЧЕСКОЙ ТРУБЕ	394
<i>В.Е. Мошаров</i>	
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ВАЛИДАЦИОННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА	399
Авторский указатель	404

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:10:20

ПЛЕНАРНЫЕ ДОКЛАДЫ

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ DNS ДЛЯ РАСЧЕТА СЛОЖНЫХ ПРИСТЕНОЧНЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ

А.В. Гарбарук, А.С. Стабников, М.Х. Стрелец,

А.К. Травин, М.Л. Шур

Санкт-Петербургский политехнический университет

Петра Великого (СПбПУ), Санкт-Петербург, strelets@cfp.spb.ru

В докладе представлен обзор численных исследований пристеночных турбулентных течений, выполненных в течение последних 20 лет с использованием метода прямого численного моделирования (DNS) в лаборатории «Вычислительная гидроакустика и турбулентность» СПбПУ. Общий вывод, который делается на основе анализа опыта, накопленного в ходе этих исследований, состоит в том, что с использованием доступных уже сегодня вычислительных ресурсов и параллельных вычислительных технологий DNS может успешно применяться не только для углубления существующих представлений о структуре и основных закономерностях турбулентности, как это было на протяжении многих предшествующих лет, но и для решения некоторых важных прикладных задач. Об этом убедительно свидетельствуют, в частности, приведенные в докладе примеры применения DNS для оценки методов управления турбулентным пограничным слоем с целью снижения аэродинамического шума (устройства для разрушения крупных вихрей) и аэродинамического сопротивления («мелкие» сферические лунки). DNS позволяет «отбраковать» неперспективные методы и, тем самым, избежать затрат на постановку и проведение соответствующих трудно-организуемых экспериментальных исследований. Еще одна возможность использования результатов DNS связана с проведением с его помощью единичных расчетов «проблемных» турбулентных течений, т.е. течений, для которых существующие RANS модели не обеспечивают приемлемой для практики точности. К ним относятся, в частности, пристеночные турбулентные пограничные слои, характеризующиеся сильным влиянием на турбулентность таких физических факторов как кривизна линий тока, наличие в потоке интенсивных упорядоченных вихревых структур, ламинаризация

турбулентного пограничного вследствие сильного ускорения под воздействием благоприятного градиента давления, а также формирование в нем отрывных зон под воздействием неблагоприятного градиента давления и/или в результате взаимодействия со скачками уплотнения). В качестве примеров таких течений рассмотрены турбулентный пограничный слой на плоской пластине с механическими вихрегенераторами, отрывное течение в осесимметричном диффузоре, трансзвуковое продольное обтекание цилиндра с гладкой осесимметричной выпуклостью и обтекание конфигурации «лежащий полицейский» (Speed Bump). Ценность результатов DNS таких течений состоит в том, что они, наряду с экспериментальными данными, могут использоваться для создания детальных эталонных баз данных, необходимых для усовершенствования существующих RANS моделей турбулентности, которые при всех своих недостатках пока остаются и еще долгое время будут служить главным рабочим инструментом для многовариантных расчетов турбулентных течений в инженерной практике.

Расчеты обтекания гладкой выпуклости на плоской поверхности (конфигурация «лежащий полицейский» (Speed Bump) выполнены при поддержке РФФИ (грант № 26-11-00017).

Большинство расчетов проведено на многопроцессорном кластере «Торнадо» Суперкомпьютерного центра СПбПУ «Политехнический».

ОТ ЦИФРОВОГО ПРОТОТИПА К ЦИФРОВОМУ ДВОЙНИКУ: ВАЛИДАЦИЯ И ВЕРИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ НА ПРИМЕРЕ ПРОЦЕССОВ РАЗРАБОТКИ ГРАЖДАНСКИХ ВС

**А.В. Долотовский, А.А. Бабулин, М.С. Войтишина,
В.И. Шевяков**

Филиал ПАО «Яковлев» - «Региональные самолёты», г. Москва

Для управления техническими рисками в ходе реализации авиационной программы необходимо обеспечить своевременное выявление критических замечаний. Для этого требуется система управления принятием технических и организационных решений на базе междисциплинарного взаимодействия, с широким использованием моделирования в различных формах – т.н. модельно-ориентированный системный подход. Модели в этом случае становятся требованиями к реализации конструкции воздушных судов на этапах разработки и применяются для подтверждения соответствия авиационной техники требованиям летной годности в рамках процедур сертификации, в том числе в составе комбинированных методов вместе с испытаниями, для обоснования достаточности объема натурных испытаний и в качестве самостоятельного метода подтверждения соответствия в пределах подтвержденной области применения модели и при установленном уровне доверия к результатам моделирования. При использовании программного обеспечения компьютерного моделирования (ПО КМ) для подтверждения соответствия требованиям сертификационного базиса, уполномоченным органам должны быть предоставлены результаты его валидации и верификации.

В докладе описываются перспективные требования к ПО КМ, подходящего для использования в качестве самостоятельного метода подтверждения соответствия, и к процессам его валидации и верификации. Развитие и применение математических моделей на разных этапах жизненного цикла показано на примере проекта SJ-100 и SJ-NEW.

РАЗРАБОТКА И МОДЕРНИЗАЦИЯ АКУСТИЧЕСКОГО СТЕНДА ЦИАМ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БИРОТАТИВНЫХ И СТАНДАРТНЫХ ОДНОКОНТУРНЫХ И ДВУХКОНТУРНЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ

А.Л. Козлов, В.Н. Коржнев, **В.И. Милешин**, Ю.Д. Халецкий
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, vimileshin@ciam.ru

В этом году исполняется 50 лет с начала испытаний на уникальном акустическом стенде ЦИАМ. Основная цель испытаний состояла в проведении исследований в области стационарной и нестационарной газовой динамики, прочности и акустики при проектировании и испытаний моделей биротативных и однорядных вентиляторов [1-2].

Одним из важных требований акустического подобию при испытаниях является жесткое требование одновременного измерения акустических характеристик в передней и задней полусферах вентилятора.

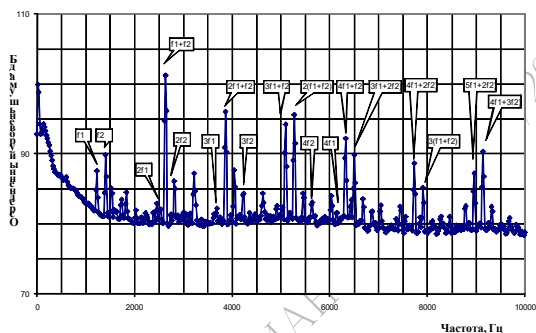
Для выполнения акустического подобию был разработан биротативный валопровод длиной около 9 м для акустического стенда ЦИАМ, который может работать до оборотов $n = 12500$ об/мин без критических частот вращения и резонансов.



Рис. 1 - Модель вентилятора CRTF с противотурбулентным устройством, установленная в безэховой камере акустического стенда

Из полученных результатов акустической аттестации стенда следует, что в заглушенной камере акустического стенда ЦИАМ отклонения от закона обратной пропорциональности лежат в пределах 1-1.5 дБ на частотах выше 250Гц при ее озвучивании широкополосным источником, выше 315Гц при озвучивании розовым шумом и 400-500Гц при озвучивании гармоническим сигналом.

На рис. 1 представлена фотография акустического стенда ЦИАМ с установленной в нем моделью вентилятора для испытаний с противотурбулентным устройством.



Расчеты и испытания показали, что в 3 сертификационных точках кумулятивный уровень шума гипотетического самолета типа A320NEO с вентилятором CRTF2B более чем на 15 EPNdB выше, чем самолета с вентилятором CRTF1 (рис. 4).

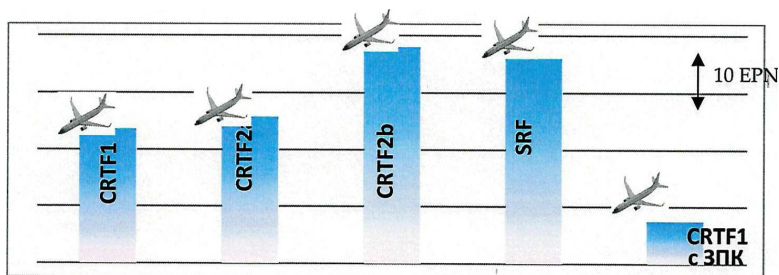


Рис. 4 - Оценка ЦИАМ результатов проекта VITAL.

На акустическом стенде было исследовано семейство моделей однорядных двухконтурных вентиляторов (рис. 5).

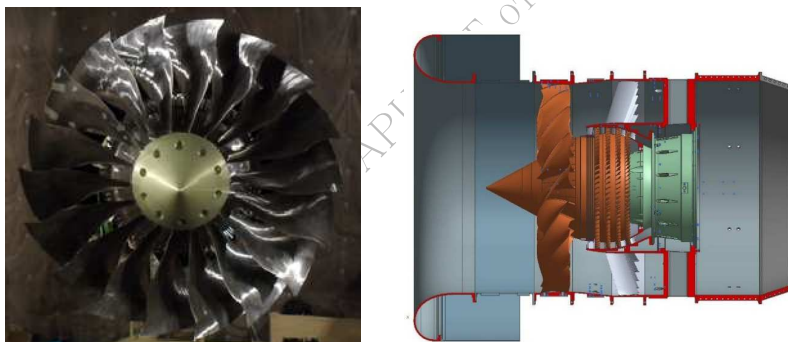


Рис. 5. Модель однорядного двухконтурного вентилятора MB1, установленная на акустическом стенде ЦИАМ

На посадочном режиме спектр шума вентилятора MB1, излучаемого в переднюю полусферу, содержит несколько тональных составляющих высокого уровня, которые можно идентифицировать как тональный шум на комбинированных частотах взаимодействия лопаток рабочего колеса вентилятора и первой бустерной ступени. Отметим, что тональный шум на частоте следования практически не превышает широкополосный шум (рис. 6).

Так же на акустическом стенде были исследованы аэродинамические и акустические характеристики модели вентилятора MB1 с наклонными лопатками СА наружного контура (рис. 7).

Интегральная оценка, выраженная в уровне воспринимаемого шума, показала, что наклон лопаток СА на 30° сторону вращения ротора приводит к снижению шума на 2.1 EPNdB, а наклон лопаток СА на 30° против вращения ротора — к росту шума на 1.0 EPNdB [3].

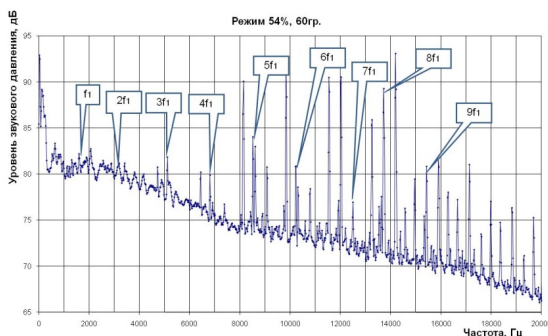


Рис. 6 Узкополосный спектр шума вентилятора MB1 на режиме посадки в передней полусфере



а



б

Рис.7. Модель однорядного двухконтурного вентилятора с наклоном лопаток СА. а) - наклон лопаток против часовой стрелки (вариант 1); б) - наклон лопаток по часовой стрелке (вариант 2)

Акустические испытания модели MB1 с НРУ показали суммарное снижение звуковой мощности по трем основным режимам работы – взлету, набору высоты и посадке – на 3.5 дБ [2].

Литература

1. Milesin V.I., A Review of New Experimental Technologies for the Development of Advanced Fans with High Bypass Ratio, International Journal of Turbomachinery Propulsion and Power, 2018, 3(3), 21; doi:10.3390/ijtp3030021.

2. В.И. Милешин, С.А. Марков, В.Н. Коржнев, Ю.Д. Халецкий, Экспериментальное исследование воздействия надроторных устройств щелевого типа для улучшения аэродинамических и акустических характеристик перспективных вентиляторов Аэродинамика и акустика вентиляторов и компрессоров газотурбинных двигателей: сборник научных трудов / под ред. В.И. Милешина. М.: ЦИАМ, 2021. (Труды ЦИАМ; № 1363), с. 177-190.
3. Ю.Д. Халецкий, Я.С. Почкин. Снижение шума вентилятора авиадвигателя путем наклона лопаток спрямляющего аппарата. Акустич. журн. 2015, т. 61, № 1, с. 106-113.

МЕХАНИЗМЫ ГЕНЕРАЦИИ ШУМА В ГОРЯЧИХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ПОТОКАХ

В.Ф. Копьев, С.А. Чернышев, Г.А. Фараносов, О.П. Бычков
ФАУ ЦАГИ, Москва, vkopiev@mksagi.ru

Разработка надежных методов моделирования шума самолета представляет собой крайне актуальную задачу, поскольку разрабатываемые самолеты обязаны удовлетворять ужесточающимся международным нормам по шуму. Однако, в настоящее время инженерные методы оценок шума, в значительной мере основывающиеся на эмпирических подходах, нуждаются в уточнении, а во многом – замене на более физически обоснованные модели, явно учитывающие особенности механизмов генерации шума.

На сегодняшний день одним из ключевых источников шума летательных аппаратов является реактивная струя. Сложность задачи описания этого источника связана с тем, что механизмы генерации шума определяются динамикой турбулентности, которая сама по себе до сих пор остается нерешенной научной проблемой. Кроме того, реактивные струи в инженерных приложениях часто характеризуются высокими температурами, что может существенно изменить механизмы генерации звука, поскольку в горячем потоке акустические возмущения порождаются не только пульсациями завихренности, но и пульсациями энтропии. Выдвигалась гипотеза, что шум нагретой струи состоит из дипольных и квадрупольных источников, причем вклад диполей наиболее проявляется при высоких температурах струи [1-4], а сама акустическая аналогия с явным разделением квадрупольного и дипольного источников была предложена в [1, 5]. На масштабируемость спектра нагретых струи в соответствии с шестой степенью скорости (что соответствует дипольному излучению) было указано в [6]. В работе [7] на основе анализа новых экспериментальных результатов наличие дипольного источника в спектре шума струи объясняется низкими числами Рейнольдса, получаемыми в предыдущих экспериментах, и вместо выделения дипольного и квадрупольного источников предлагается выделять в шуме струи другие компоненты: шум когерентных структур и шум мелкомасштабной турбулентности. Таким образом, наличие ди-

польного источника в измеренном шуме струи является открытым вопросом до настоящего дня.

Это связано с тем, что энтропийный механизм акустического излучения изучен в малой степени, прежде всего потому, что экспериментальных установок, сочетающих в себе одновременно преимущества заглушенной камеры и возможность создания в них горячих струй, крайне мало во всем мире. С этой точки зрения особенно важным является появление в ЦАГИ новой уникальной установки, впервые позволяющей исследовать шум горячих струй в условиях заглушенной камеры при наличии спутного потока (рис.1). Это дает возможность не только поставить новые фундаментальные вопросы, но и найти на них адекватные ответы. Для этого необходимо проанализировать решения некоторых модельных задач, которые позволяют по-новому интерпретировать имеющиеся результаты, а также анализировать новые.

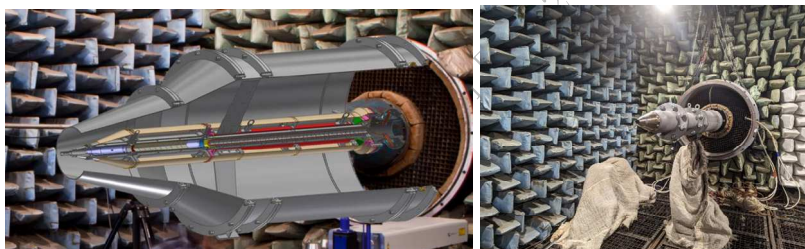


Рис.1. Установка в ЦАГИ с подогревом потока для разработки технологий снижения шума высокоскоростных горячих струй

В докладе последовательно рассмотрена иерархия теоретических задач, имеющих аналитическое решение: колебания жесткого цилиндра в циркуляционном потоке идеальной жидкости, колебания горячего цилиндрического вихря Ранкина в двумерном и трехмерном случае, колебания горячего вихревого кольца. Эти теоретические исследования направлены на выработку и развитие новой понятийной базы и включают в себя решение ряда модельных задач о собственных колебаниях и излучении шума 2D и 3D вихревыми течениями с неоднородным распределением температуры.

Оказалось, что движение тела другой плотности в циркуляционном потоке дает важное представление о механизме генерации шума неизотермическими вихрями. Описание движения

твердого тела в идеальной жидкости представляет собой хорошо известную в гидродинамике задачу. Она представляет интерес как с точки зрения вычисления моментов и сил, действующих на движущееся тело, так и в контексте исследования проблемы устойчивости такого движения. Задача о движении произвольного тела в потенциальном потоке подробно исследовалась, начиная от работ Кельвина и Тэта [8]. В то же время эта задача демонстрирует важные особенности дипольного излучения, характерного для горячих потоков.

Пусть имеется круговой цилиндр, который способен смещаться в плоскости xy . Этот цилиндр помещен в циркуляционный потенциальный поток, убывающий на бесконечности (рис. 2а-в). В линейном приближении по амплитуде возмущений, связанных с колеблющимся цилиндром, задача подробно рассмотрена в [9] и найдена частота колебаний.

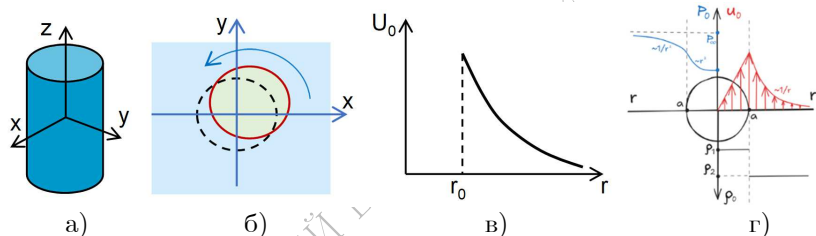


Рис.2. а)-в) цилиндр в циркуляционном потоке;
г) среднее течение в вихре Ранкина со скачком плотности

При равенстве плотности жидкости и цилиндра это движение вписано в основной поток и тривиально в том смысле, что внешний поток при вращении цилиндра остается невозмущенным. При отличии плотности цилиндра от плотности жидкости, скорость цилиндра будет отличаться от скорости потока. При этом легкий цилиндр движется быстрее потока, а тяжелый цилиндр отстает от потока [9]. Это движение соответствует простейшей системе, в которой реализуется движение с ненулевым дипольным моментом. При учете слабой сжимаемости легко получить дальнейшее дипольное звуковое поле.

Рассмотренная задача о движении цилиндра является прообразом дипольного излучения звука горячим (или холодным) вихрем Ранкина [10, 11], имеющего плотность, отличную от плотности окружающего потока. Для демонстрации этого рассмотрена

2D динамика распределённого двумерного вихря (вихрь Ранкина) в случаях, когда на его границе существует скачок плотности (рис. 2г). Получены характеристики собственных колебаний для несжимаемого течения. Собственные частоты зависят от отношения плотностей внешней среды и вихря и номера азимутальной гармоники. Для первой азимутальной гармоники решение совпадает с решением задачи о колеблющемся цилиндре с массой, равной массе нагретого вихря, а при учете сжимаемости решение дает дипольное звуковое излучение.

Рассмотрены 3D колебания вихря Ранкина и показано, что горячий цилиндрический вихрь также имеет дополнительную степень свободы, которая реализуется в энтропийной моде. Различие плотности газа внутри и вне вихря сдвигает частоту кельвиновской моды так, что вырождение частот, характерное для холодного вихря, исчезает [11]. Это обстоятельство позволяет перенести результаты анализа колебаний горячего цилиндрического вихря на тонкое горячее вихревое кольцо и получить для этого вихря спектр и форму колебаний в первом порядке (рис. 3).

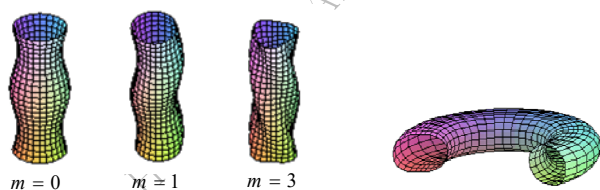


Рис.3. Колебания цилиндрического вихря и вихревого кольца

Тем самым задача о колебаниях горячего вихревого кольца оказывается проще, чем для холодного вихревого кольца, для которого вырождение частот снимается только в следующих порядках по параметру тонкости. Решение этой задачи показало, что у горячего вихревого кольца имеются колебания, которые сопровождаются продольным и поперечным дипольным звуковым излучением. Проведенный анализ показывает, что наличие дополнительной степени свободы у течений с переменной плотностью качественно меняет характеристики вихря, как колебательной системы и как источника звука.

Теоретическое решение модельных задач о колебаниях горячих вихревых течений позволяет понять особенности механизма генерации шума неизотермическими потоками, и в первую оче-

редь, особенности дипольной компоненты звукового излучения горячих вихрей. Достигнутое понимание использовалось при анализе экспериментальных данных о направленности шума струи в акустической камере с новой установкой с горячим потоком (рис. 4), а также высокоточных LES расчетов аэродинамики и акустики турбулентных горячих струй.

В недавней работе авторов [12] впервые использовался метод азимутальной декомпозиции, позволяющий анализировать не только зависимость звукового поля от температуры или скорости но непосредственно измерять направленности звукового поля горячего потока, сравнивая ее с предсказанными направленностями в модельных задачах. В работе анализируются экспериментальные акустические характеристики горячих струй (рис. 5) в диапазоне чисел Маха $0.4 \leq M \leq 2$ и подробно обсуждается азимутальная декомпозиция шума нагретых струй.

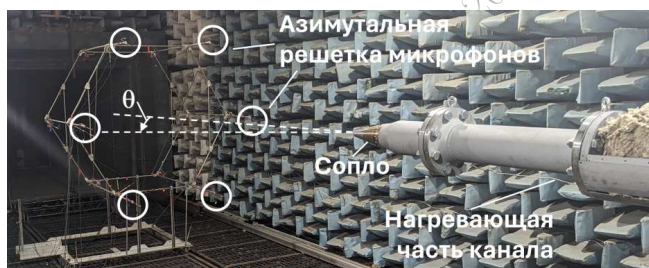


Рис. 4. Экспериментальное исследование шума турбулентной нагреваемой струи в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ с помощью метода азимутальной декомпозиции

Так, для дозвуковых струй проведено сравнение акустических характеристик холодной и нагретой струи при фиксированной скорости истечения. Было получено, что нагрев струи приводит к модификации азимутального состава излучения так, что увеличивается осесимметричная мода вниз и вверх по потоку (оставаясь неизменной в боковом направлении), а первая мода, наоборот, увеличивается преимущественно в боковом направлении. Такой характер изменения направленности азимутальных мод свидетельствует о появлении в случае нагретой струи нового дополнительного источника шума дипольного характера (рис. 6).

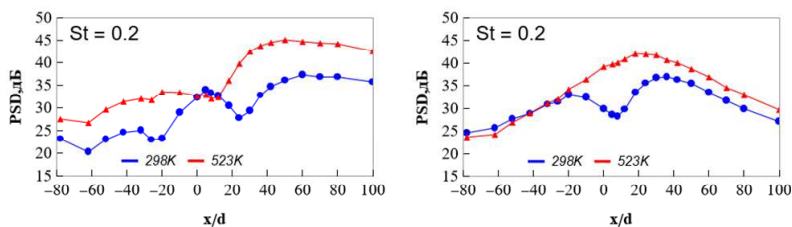


Рис. 5. Изменение направленности азимутальных мод на цилиндрической поверхности в дальнем поле при различной температуре струи, $St = 0.2$. Слева – осесимметричная мода; справа – первая азимутальная мода. Акустическое число Маха $Ma \approx 0.4$

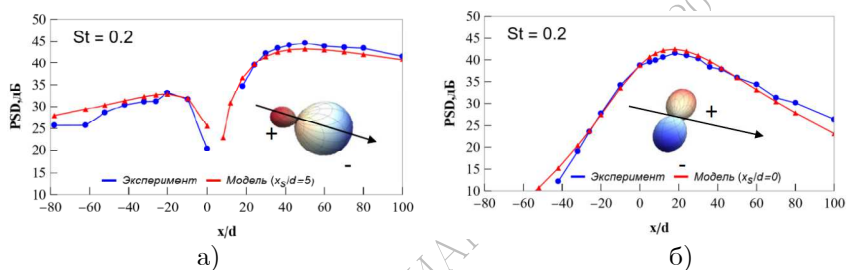


Рис. 6. Дипольная составляющая в шуме горячей турбулентной струи: а) – продольный диполь для осесимметричной моды; б) поперечный диполь для первой азимутальной моды.

В работе также проводилось численное моделирование шума нагретых струй. Использовался метод CABARET, развиваемый в том числе в акустическом отделении ЦАГИ [13, 14]. Расчеты проводились на кластере акустического отделения ЦАГИ, содержащем узлы с графическими процессорами NVIDIA A100. Дальнее звуковое поле оценивалось стандартным образом по методу Фокса Вильямса-Хоукинса [15], реализованному для турбулентных струй [13, 16].

Результаты численных расчетов нагретых струй (рис. 7а) позволяют корректно воспроизвести возникновение дипольной компоненты шума (рис. 7б) [17], что позволяет использовать их и для более детального анализа самого источника, т.е. структуры турбулентности в слое смешения, которую в горячих потоках измерить крайне сложно.

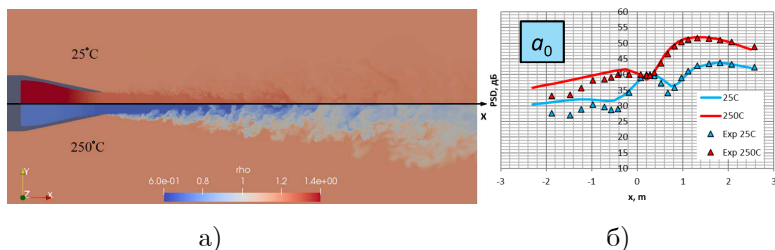


Рис. 7. Результаты численного моделирования струй, $M_a = 0.4$:

а) – мгновенные поля плотности в горячей и холодной струях;

б) – направленность осесимметричной моды
горячей и холодной струй

Результаты представленной работы дают новый уровень понимания механизмов шумообразования в турбулентных горячих потоках, который может служить основой для постановки новых экспериментов и разработки новых расчетных инструментов. Полученные результаты будут использованы для калибровки низко-размерных моделей акустического источника с учетом физических механизмов, а также при разработке нового инженерного метода расчета шума горячей струи двигателя со смешением потоков для оценки шума самолета на ранних стадиях проектирования.

Исследования были выполнены при поддержке Российского научного фонда (проект РНФ № 26-11-00377).

Литература

1. Howe M.S. Contributions to the theory of aerodynamic sound, with application to excess jet noise and the theory of the flute // J. Fluid Mech. 1975. V.71. N.4. P.625-673.
2. Khavaran A., Kenzakowski D.C., Mielke-Fagan A.F. Hot jets and sources of jet noise // IJA. 2010. V.9. N.4-5. P.491-532.
3. Tester B.J., Morfey C.L. Developments in jet noise modelling – theoretical predictions and comparisons with measured data // J. Sound Vib. 1976. V.46. P.79-103.
4. Tanna H.K., Dean P.D., Fisher M.J. The influence of temperature on shock-free supersonic jet noise // J. Sound Vib., 1975. V.39. P.429-460
5. Goldstein M.E. An exact form of Lilley's equation with a velocity quadrupole/temperature dipole source term // J. Fluid. Mech. 2001. V.443. P.231-236.

6. Ribner H.S. Perspectives on Jet Noise // AIAA J. 1981. V.19. N.12. P.1513-1526.
7. Viswanathan K. Aeroacoustics of hot jets // J. Fluid. Mech. 2004. V.516. P.39-82.
8. Kelvin W.T., Tait P.G. Treatise on natural philosophy. Cambridge: Univ. Press, 1912. Pt. 1. 508 p.
9. Копьев В.Ф., Чернышев С.А. Неустойчивость колеблющегося цилиндра в циркуляционном потоке идеальной жидкости // Изв. РАН. МЖГ. 2000. № 6. С. 78-92.
10. Копьев В.Ф., Чернышев С.А., Петров А.Г. О дипольной составляющей шума горячих вихрей // Конф. по аэроакустике, Суздаль. 2025. С.189-190.
11. Копьев В.Ф., Чернышев С.А. Звуковое излучение горячих локализованных вихрей // Труды РАО. 2026. Н. Новгород.
12. Бычков О.П., Копьев В.Ф., Фараносов Г.А., Чернышев С.А. Характеристики источников шума нагретых турбулентных струй // Конф. по аэроакустике. Суздаль. 2025. С.209-210.
13. Faranosov G.A., Goloviznin V.M., Karabasov S.A., Kondakov V.G., Kopiev V.F., Zaitsev M.A. CABARET method on unstructured hexahedral grids for jet noise computation // Computers & Fluids. 2013, V. 88. P. 165-179.
14. Solntsev I.A., et al. A Further Development of the Asynchronous GPU CABARET Method for Jet-Noise Modelling // Supercomputing Frontiers and Innovations. 2024. V.11(2). P.32-47.
15. Ffowcs Williams J. E., Hawkings D. L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion // Phil. Trans. R. Soc. A. 1969, V. 264. P. 321-342.
16. Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.Kh. Noise Prediction for Increasingly Complex Jets. Part I: Methods and Tests. Part II: Applications // IJA. 2005. V.4. N.3-4. P.213-266.
17. И.В. Беляев, О.П. Бычков, В.Ф. Копьев, И.Ю. МIRONЮК, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев. Экспериментальное исследование и анализ численного моделирования шума нагретых дозвуковых и сверхзвуковых струй // Труды 10-й российской конференции «Вычислительный эксперимент в акустике и аэродинамике». Светлогорск, 2024. С. 141-143.

О СИЛЬНО НЕЛИНЕЙНЫХ ВОЛНАХ

О.В. Руденко

Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова,
физический факультет, Москва, rudenko@acs366.Phys.msu.ru

Когда говорят «нелинейная волна», уже полагают, что она сильная (то есть велика ее амплитуда или интенсивность). Подразумевается, что «нелинейная волна» и «сильная волна» – синонимы. Возникает вопрос: сильная – по сравнению с чем? Вероятно, по сравнению с линейной волной. Ее особенность – появление нелинейных эффектов: форма волны искажается по мере ее распространения; генерируются новые гармоники, которых не было в спектре исходного сигнала. Нарушается принцип суперпозиции: если каждая из волн есть некое решение уравнений, описывающих волновое поле, то линейная комбинация решений, вообще говоря, уже не будет точно удовлетворять этой математической модели. Нарушение суперпозиции означает, что нелинейные волны не интерферируют (как линейные), а взаимодействуют между собой. Это взаимодействие обычно усиливается с ростом интенсивности сигналов.

Но далее возникает терминологическая неоднозначность. Даже опытные люди не всегда подчеркивают разницу между двумя объектами: (а) *слабо нелинейная волна*, в которой слабая нелинейность выражена сильно; (б) *сильно нелинейная волна*.

Сейчас изучают в основном слабо нелинейные волны. Например, нелинейная оптика занимается лазерными полями, напряженность которых мала по сравнению с полем внутри атома. Тем не менее, накапливаясь во времени (за многие периоды колебаний) или в пространстве (на расстояниях многих длин волн), слабая нелинейность может приводить к сильно выраженным эффектам. Примерами служат полная перекачка энергии из волны одной частоты в другую (генерация 2-й гармоники, параметрическое усиление), формирование структур (солитонов, ударных фронтов, самофокусированных пучков).

В сильно нелинейных волнах (поле которых сравнимо с внутриатомным) нелинейные превращения происходят быстро, за времена порядка периода колебаний или на расстояниях порядка

длины волны. В среде идут необратимые изменения, вплоть до ее разрушения. Но даже такая волна, сильная в сравнении с внутриатомными полями, будет слабой при ее распространении в вакууме. Здесь сильной станет волна, в которой могут измениться свойства вакуума и реализоваться эффекты квантовой электродинамики, например, рождение электрон-позитронных пар.

Аналогично следует различать сильно- и слабо нелинейные волны иной физической природы. Например, когда в профиле акустической волны, прошедшей в воде расстояние порядка сотен или тысяч длин волн, образуются ударные фронты, это слабый нелинейный эффект, который сильно выражен. Слабый потому, что при этом обычные акустические давления в интенсивной волне – порядка 100 – 1000 кПа, то есть они на порядки меньше характерного внутреннего давления, равного, например, для воды 2.2 ГПа.

Типичные сильно выраженные эффекты слабой акустической нелинейности: превращение одиночного импульса с исходным гладким профилем в виде «колокола» в «треугольный» импульс с ударным передним фронтом сжатия; трансформация гармонической волны в пилообразную, содержащую по одному разрыву на каждом своем периоде.

Иная ситуация возникает при наличии в воде зародышей кавитации, когда акустическая волна может «разорвать» среду. В жидкости при этом образуются парогазовые пузырьки. Взрывная волна обычно также является сильно нелинейной. Она разрушает среды. При ядерных взрывах даже образуются новые химические элементы. Экстремальные состояния вещества реализуются в астрофизических объектах – белых карликах, нейтронных звездах и особенно в черных дырах, в результате гравитационного коллапса и аккреции вещества. Волну, стимулирующую «безынерционный» фазовый переход, также имеет смысл считать сильно нелинейной.

Подводя итог, нужно сформулировать ответ на вопрос: сильный или слабый – а по сравнению с чем? Если волна (ее спектр, форма, другие характеристики) сравнивается сама с собой в начальный момент времени или в исходной точке пространства, и при этом наблюдается заметное различие, можно говорить о сильно выраженной слабой нелинейности. Если же

поле волны сравнивается с характерными значениями того же поля в среде (и при этом оба значения близки), можно говорить о сильной нелинейности.

В большинстве задач имеют дело со слабо нелинейными волнами, для которых уравнения состояния или определяющие уравнения могут быть разложены в обычные степенные или функциональные ряды. Примером служит используемое в акустике разложение адиабатического уравнения состояния по степеням приращений давления и плотности. При этом члены разложения связывают с квадратичной, кубичной и более высокими степенными нелинейностями.

Функциональное представление Фреше, обобщающее ряд Тейлора, использовал еще Вольтерра в нелинейной наследственной теории упругости. Оно же используется и в лазерной физике.

Однако такие разложения неудобны по крайней мере в трех случаях.

1. Во-первых, когда определяющие соотношения содержат особенности. Примером может служить «хлопающая» и герцевская нелинейности в акустике структурно-неоднородных сред, а также нелинейность механических виброударных систем.

2. Во-вторых, когда разложения расходятся в очень сильных полях, достигаемых, например, при механических взрывах или в полях петаваттных лазеров. Обычно такие поля с характерным механическим напряжением порядка величины модуля упругости или с напряженностью электрического поля порядка внутриатомной разрушают среду или необратимо изменяют ее свойства. Сверхсильные поля могут даже изменить свойства вакуума.

3. В-третьих, когда в разложениях отсутствует линейный член, зато доминирует одна из высших нелинейностей. Такие модели известны в квантовой теории поля и в механике.

В докладе обсуждаются примеры сосредоточенных и распределенных систем первого, второго и третьего типа. Даются математические модели, описываются соответствующие явления.

Использованная классификация и примеры, конечно, не исчерпывают множество моделей и проявлений сильной нелинейности. Тем не менее, переход от слабо- к сильно нелинейным волнам, даже понимаемый на интуитивном уровне,

представляется естественным и указывает одно из наиболее вероятных направлений развития физики нелинейных волн.

Литература

1. Руденко О.В. Нелинейная акустика. – М.: Изд. Моск. ун-та, 2025.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ОПИСАНИЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ НА ОСНОВЕ КИНЕТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Б.Н. Четверушкин, А.Е. Луцкий, Е.В. Шильников

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

На примере пространственно-двумерной системы для слабосжимаемого газа и жидкости строится замкнутая система уравнений для описания осредненного турбулентного течения. Дополнительное уравнение для пульсационного момента $\overline{\rho \Delta u \Delta v}$ получено путем осреднения кинетического уравнения

$$\frac{f^{j+1}(t^{j+1}, \bar{x}, \xi) - f_0^j}{\tau_T} + \operatorname{div}(\xi f_0^j) = \frac{\partial}{\partial x_i} \frac{\tau_T}{2} \xi_i \xi_k \frac{\partial f_0^j}{\partial x_k}. \quad (1)$$

Здесь f_0 — локально максвелловская функция распределения, ξ — аналог молекулярных скоростей $-\infty \leq \xi_i \leq \infty$, τ_T — время турбулентной релаксации, конкретное значение определим позже.

Уравнение (1) ранее применялось для вывода квазигазодинамической системы уравнений [1].

По аналогии с молекулярной теорией выберем τ_T в виде

$$\tau_T = \frac{\mu_T}{p}, \quad (2)$$

где μ_T — турбулентная вязкость.

В свою очередь μ_T определим как

$$\mu_T = \frac{|\overline{\rho \Delta u \Delta v}|}{\left[\left| \frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial V}{\partial x} \right| \right]}, \quad (3)$$

где $\left[\left| \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right| \right]$ — характерное значение производных осредненных скоростей, имеющее размерность, обратную размерности времени.

Как показали расчеты, значение $\overline{\rho \Delta u \Delta v}$ достаточно слабо зависит от конкретного выбора величины $\left[\left| \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right| \right]$.

Следует также отметить, что величина $\overline{\rho \Delta u \Delta v}$ выступает в качестве аналога газокинетического давления p .

Для получения дополнительного уравнения для $\overline{\rho \Delta u \Delta v}$ умножим уравнение (1) на $\xi_x \xi_y$ и проинтегрируем его в пространстве скоростей ξ_x и ξ_y . В отличие от уравнения Больцмана эту процедуру возможно выполнить.

Полученное таким образом уравнение достаточно громоздко. Чтобы исключить члены, по порядку величины большие, чем μ , μ_T и $\rho\overline{\Delta u\Delta v}$, вычтем из него соответственно умноженные на V и U уравнения, описывающие осредненные величины ρu и ρv :

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U^2 + p)}{\partial x} + \frac{\partial \rho UV}{\partial y} + \frac{\partial \rho \overline{\Delta u \Delta v}}{\partial y} = \mu \Delta U, \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho V}{\partial t} + \frac{\partial \rho UV}{\partial x} + \frac{\partial \rho \overline{\Delta u \Delta v}}{\partial x} + \frac{\partial(\rho V^2 + p)}{\partial y} = \mu \Delta V. \quad (5)$$

В уравнениях (4) и (5) пренебрегли пульсационными моментами $\rho\overline{\Delta u^2}$ и $\rho\overline{\Delta v^2}$, которые выступают в качестве малых добавок к давлению p .

В результате получим замкнутую систему уравнений, состоящую из уравнений (4)-(5), уравнения неразрывности

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho U}{\partial x} + \frac{\partial \rho V}{\partial y} = 0 \quad (6)$$

и уравнения для пульсационного момента $\partial \rho \overline{\Delta u \Delta v}$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \rho \overline{\Delta u \Delta v}}{\partial t} + \frac{\partial U \rho \overline{\Delta u \Delta v}}{\partial x} + \frac{\partial V \rho \overline{\Delta u \Delta v}}{\partial y} \\ &= - \frac{|\rho \overline{\Delta u \Delta v}|}{2} \left(\frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial V}{\partial x} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial x} \frac{(\mu + \mu_T)}{p} \frac{\partial}{\partial x} 3(p + \rho U^2) \overline{\Delta u \Delta v} \\ &+ \frac{\partial}{\partial y} \frac{(\mu + \mu_T)}{p} \frac{\partial}{\partial y} 3(p + \rho V^2) \overline{\Delta u \Delta v} \\ &+ \frac{\partial}{\partial x} \frac{(\mu + \mu_T)}{p} \frac{\partial}{\partial x} (3pUV + \rho U^3V) \\ &+ \frac{\partial}{\partial y} \frac{(\mu + \mu_T)}{p} \frac{\partial}{\partial y} (3pUV + \rho V^3U) \\ &- V\mu\Delta U - U\mu\Delta V \\ &\mu_T = \frac{|\rho \overline{\Delta u \Delta v}|}{\left[\left| \frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial V}{\partial x} \right| \right]}. \end{aligned} \quad (7)$$

Для неизотермического случая систему (4)-(7) надо дополнить уравнением для полной энергии E .

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (E + p + \hat{p})U + \frac{\partial}{\partial y} (E + p + \hat{p})V = \text{div}(\kappa + \kappa_T) \text{grad} T. \quad (8)$$

Здесь $\hat{p}$ — тензор вязких напряжений, $\kappa_T = \frac{\mu C_p}{Pr}$.

В уравнение (7) отброшены смешанные производные, которые фактически не влияют на результаты расчетов.

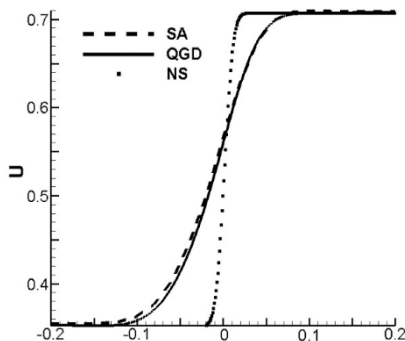


Рис. 1. Задача о слое смешения. Распределение скорости в поперечном сечении $x=1.5$. Сплошная линия – расчёт авторов, штриховая – расчёт на основе модели Спаларта–Аллараса, точки – решение уравнений Навье–Стокса

Результаты расчетов задач о смешении двух плоских потоков (рис. 1) и истечения горячей струи в окружающий воздух (рис. 2) показали хорошее совпадение с данными натурных экспериментов и данными моделирования на основе известных моделей.

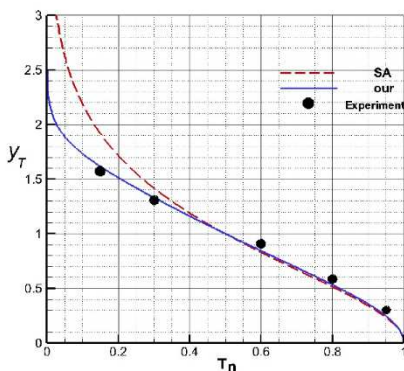


Рис. 2. Задача об истечении горячей струи. Сравнение распределений температуры, полученных по представленной модели и по модели Спаларта–Аллараса с результатами эксперимента

Полученные результаты, а также работы [2, 3], могут служить основой для дальнейшего развития методов расчета турбулентных течений.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (Проект № 25-11-00099).

Литература

1. Четверушкин Б.Н. Кинетические схемы и квазигазодинамическая система уравнений. – М.: Макс-пресс. – 2004. – 332 с.
2. Четверушкин Б.Н., Луцкий А.Е., Шильников Е.В. Использование кинетической модели для нахождения пульсационных моментов турбулентного течения // Математическое моделирование. – 2025. – Т. 37. – № 2. – С. 170-184.
3. Четверушкин Б.Н., Луцкий А.Е., Шильников Е.В. Об одной кинетической модели для описания турбулентных течений с учетом теплообмена // Доклады РАН. Математика. – 2025. – т. 525. – С. 71-77.

СПОНСОРСКИЕ ДОКЛАДЫ

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

РЕШЕНИЕ МЕЖДИСЦИПЛИНАРНЫХ ПРОМЫШЛЕННЫХ ЗАДАЧ ПРОЕКТИРОВАНИЯ НОВОЙ ТЕХНИКИ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION

А.А. Аксёнов

ООО «ТЕСИС», Москва, andrey@tesis.com.ru

Программный комплекс FlowVision представляет собой мощную отечественную платформу для численного моделирования сложных междисциплинарных задач, обеспечивающую эффективное проектирование новой высокотехнологичной техники в различных отраслях промышленности. В условиях современных индустриальных вызовов разработка конкурентоспособных образцов авиационной, космической, атомной и машиностроительной техники невозможна без применения передовых инструментов цифрового инжиниринга. FlowVision, развиваемый компанией ООО «ТЕСИС», на протяжении десятилетий доказывает свою эффективность, являясь надежным инструментом в ГК «Роскосмос» (с 1998 года), ГК «Росатом» (с 2002 года) и на предприятиях оборонно-промышленного комплекса. Выход новой версии FlowVision 3.16.01 знаменует собой очередной важный шаг в расширении физико-математических и эксплуатационных возможностей комплекса, укрепляя его позиции в качестве прямого и полноценного аналога таких зарубежных тяжелых CAE-систем, как ANSYS Fluent/CFX и StarCCM+.

Современное промышленное проектирование требует комплексного учета множества взаимосвязанных физических процессов. FlowVision предоставляет сквозную вычислительную среду, охватывающую механику жидкости, газа и плазмы, электромагнетизм, химические превращения, горение, радиационный теплообмен, а также течения в дисперсных и многофазных средах с фазовыми переходами и акустику. Масштабируемость комплекса позволяет задействовать вычислительные ресурсы любой мощности – от персональных инженерных станций до суперкомпьютеров.

FlowVision имеет собственную экосистему работающих вместе с ним сторонних программных комплексов (АПМ, Фидесис,

Abaqus, Эйлер, Купол-БН, ИОСО, DT Seven и т.д.). Экосистема активно расширяется для решения задач взаимодействия жидкости и конструкций (FSI – Fluid-Structure Interaction). Это позволяет подключать сторонние решатели для механики деформируемого твердого тела, нейтронной физики и системного моделирования больших комплексов (в форматах 0D-1D), обеспечивая глубокую междисциплинарную интеграцию.

В новой версии FlowVision 3.16.01 внедрены различные инструменты для моделирования специфических промышленных процессов:

- Моделирование постоянных магнитов. Появилась возможность прямого расчета систем с постоянными магнитами с учетом коэрцитивной силы, остаточной индукции и кривой размагничивания $B(H)$, что крайне востребовано при проектировании электродвигателей и электромагнитных исполнительных механизмов.

- Flamelet-модель диффузионного горения. Данный подход базируется на использовании специализированных Flamelet-библиотек и позволяет получать высокоточные расчеты процессов горения (например, взаимодействия водорода и кислорода) за оптимальное вычислительное время, минимизируя затраты на расчеты прямой кинетики.

- Мультидисперсные многофазные системы. Реализовано моделирование нескольких различных дисперсных фаз в рамках одной расчетной модели. Инженеры могут одновременно задавать спектры частиц, отличающихся не только диаметром, но также индивидуальной скоростью и температурой. Это позволяет рассчитывать такие сложные процессы, как одновременное горение бурого угля и антрацита в промышленных котлах или смешение разнородных фаз (лед с песком, капли спирта с нашатырем), программируя их взаимодействие через пользовательские функции.

- Модификация турбулентности HL SST. Внедрение High-Lift модификации в классическую модель SST существенно повысило точность расчета коэффициента подъемной силы при обтекании крыльев постоянного сечения и конечного размаха (Рис. 1), что критически важно для верификации аэродинамических характеристик летательных аппаратов.

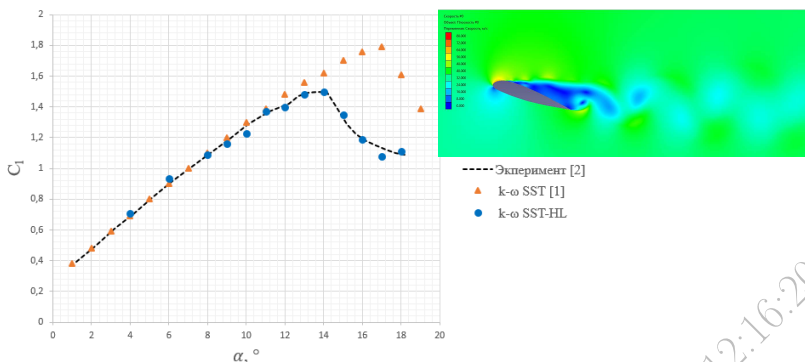


Рис. 1 Коэффициент подъёмной силы крыла от угла атаки

Одним из ключевых факторов сокращения сроков проектирования является скорость импорта и подготовки геометрических моделей. В новом релизе процессы импорта и геометрического «лечения» моделей полностью интегрированы в единый Пре-Постпроцессор. Благодаря интеграции отечественного геометрического ядра C3D от компании «Аскон», FlowVision напрямую поддерживает форматы ведущих CAD-систем: STEP, IGES, SolidWorks, Creo, Siemens NX, CATIA и Autodesk Inventor.

Новый геометрический инструментарий включает встроенный модуль диагностики расчетных поверхностей, который автоматически выявляет дефекты исходной геометрии — пересечения, самопересечения, наложения и вырожденные элементы. Устранение данных геометрических ошибок (процесс «лечения») теперь выполняется в один клик через контекстное меню интерфейса, превращая исходно некорректную модель в полностью герметичную («непротекаемую») расчетную модель.

Дополнительно в препроцессинге реализована возможность задания опорных величин (давления и температуры) на основе встроенных моделей атмосфер планет, включая Землю и Венеру (с перспективой добавления Марса), где параметры автоматически пересчитываются в зависимости от высоты над поверхностью.

Для поддержки масштабных отраслевых проектов во FlowVision 3.16.01 внедрен полноценный Менеджер проектов, автоматизирующий многопараметрические исследования:

- Автоматическое построение матрицы расчетных случаев по заданным входным параметрам.

- Пакетный запуск серий расчетов на локальных компьютерах и удаленных кластерах.
- Пакетная постобработка с автоматической генерацией графиков, скриншотов и сравнительных таблиц по результатам параметрического анализа.

Существенно упростилось взаимодействие с суперкомпьютерами. Отправка расчетного проекта в систему очередей кластера, мониторинг статуса, скачивание логов для диагностики и управление задачами теперь осуществляются непосредственно из графического интерфейса Пре-Постпроцессора, полностью исключая необходимость использования командной строки.

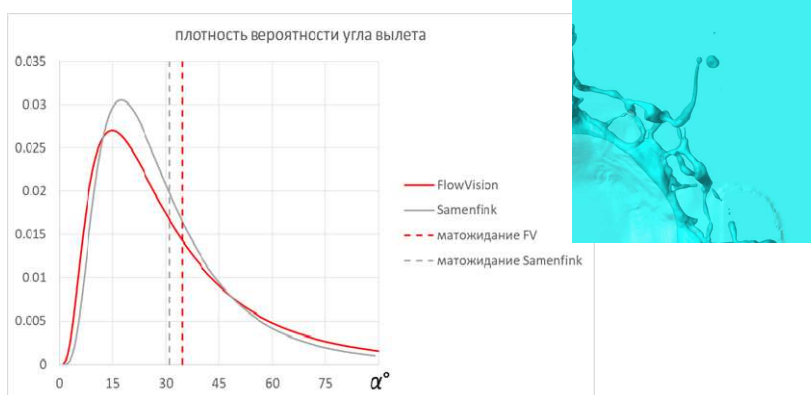


Рис. 2. Расчет диаметров и углов вылета брызг при столкновении капли с пленкой воды. Сравнение с экспериментом.

Программный комплекс демонстрирует отличную масштабируемость и оптимизирован под передовое аппаратное обеспечение. В частности, проведено успешное тестирование FlowVision в сетевой среде отечественного высокоскоростного интерконнекта «Альфа» (разработка в контуре Росатома, выступающая заменой Infiniband), работающего со скоростью до 80 Гбит/с на порт и ультранизкой задержкой в 2 мкс, что гарантирует высокую скорость решения сложнейших сеточных задач на сотнях вычислительных ядер.

Для удобства анализа многокритериальных промышленных задач инженерам предложен усовершенствованный аналитический инструментарий:

- Интерактивная легенда слоев. Палитра распределения физических величин стала мобильной, свободно перемещается по экрану и гибко настраивается под требования пользователя.

- Контроль качества пристенных сеток. Специализированная переменная «Разрыв призматической пристенной сетки» (значения от 0 до 1) позволяет управлять качеством построенного пограничного слоя.

- Автоматический график вдоль прямой. Новый режим считывает значения непосредственно в центрах ячеек и на границах геометрических условий, что незаменимо при анализе областей с резким перепадом масштабов сеточных элементов.

- Улучшение FSI-сопряжения. Добавлен специализированный графический редактор *.inp файлов для совместных расчетов с Abaqus, позволяющий выбирать конкретный шаг нагружения, а при работе с отечественным прочностным комплексом «Зенит» обеспечена корректная передача тепловых потоков на сопряженных гранях.

- Супер-слои. Новая экспериментальная функция дает возможность создавать единый визуализационный слой (векторы, сечения, изоповерхности) одновременно для группы разрозненных геометрических объектов или подвижных тел в сложной сборке.

Программный комплекс FlowVision выступает не просто как инструмент гидрогазодинамического анализа, но и как среда для создания собственных математических моделей. Успешным примером служит разработка внутренних моделей обледенения авиационной техники на базе DNS-расчетов микродвижения капель и разбрызгивания пленок, перекрывающая дефицит эмпирических данных для высоких скоростей (Рис. 2).

В будущих версиях FlowVision произойдет переход на радикально новый эргономичный ленточный интерфейс, полноценную нативную поддержку многокомпонентных сборок, вложенные локальные системы координат для сложных подвижных тел и технологию «обертки» для экстремально дефектной геометрии. Непрерывное совершенствование физических моделей и вычислительных алгоритмов FlowVision гарантирует российским предприятиям технологическую независимость и предоставляет мощную цифровую базу для проектирования техники завтрашнего дня.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС CADFLO: ОСНОВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ, НЕСТАЦИОНАРНАЯ АЭРОДИНАМИКА, НОВЫЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РЕШАТЕЛЬ

Г.Е. Думнов, Г.С. Новаковский

ИТ-холдинг Т1, Москва, gnovakovskiy@t1.ru

Современная промышленность требует более широкого и эффективного применения систем компьютерного инженерного анализа (CAE), которые должны быть не только инструментом проверки конструкторских решений, но и полноценным помощником в поиске наиболее перспективных вариантов изделий уже на ранних этапах проектирования. Это очевидное требование лежит в основе продукта CADFlo, который изначально реализует три базовых принципа: интеграцию в САПР-системы, автоматическую генерацию сетки, встроенные инженерные модели, работающие на подсеточном уровне. Возможность выполнять инженерный анализ из принятой на предприятии CAD-системы позволяет устранять барьеры между конструкторами и расчётчиками, предупреждает потерю информации при импорте-экспорте моделей. Алгоритм автоматической локально адаптированной декартовой сетки CADFlo позволяет разбить расчётную область на ячейки быстро и с высокой степенью надёжности даже для геометрически сложной CAD-сборки с минимальными манипуляциями со стороны пользователя. Встроенные инженерные модели (набор компактных аналитических и эмпирических зависимостей) применяются автоматически там, где прямое использование численных методов требовало бы слишком большую размерность сетки, а следовательно, значительных вычислительных ресурсов.

Последние 5 лет CADFlo активно расширяет свои возможности с традиционных гидрогазодинамики и теплообмена на другие физические дисциплины (конструкционная прочность, электромеханика, высокочастотный электромагнетизм), внедряет новые сеточные методы (неструктурированная сетка с доминированием гексаэдров) и дополнительные модели (кипение, радиационная стойкость и др.). Также развиваются возможности CADFlo в части задач нестационарной аэрогазодинамики (пожаротушение,

обледенение конструкций летательных аппаратов, винтов, каналов, детонация и распространение детонационных волн в больших помещениях). Важной составляющей в данном направлении является работа по включению в состав CADFlo нового аэродинамического решателя, базирующегося на программе ИПМ РАН NOISETTE. Была существенно увеличена робастность численного алгоритма решателя NOISETTE, реализована его автонастройка (расчеты на проблемных сетках, стабилизация решения; автоматический выбор параметров численной схемы, решателя СЛАУ) и т.д.... Для сеточного разрешения пристеночного пограничного слоя, существенно расширена возможность сеточного генератора неструктурированной сетки с преобладанием гексаэдров алгоритмом построения пристеночных призматических слоёв. Доработаны инструменты визуализации результатов расчёта, выполнен большой объем тестирования по валидационной базе CADFlo (например, см. Рис.1, Рис.2, Рис.3).

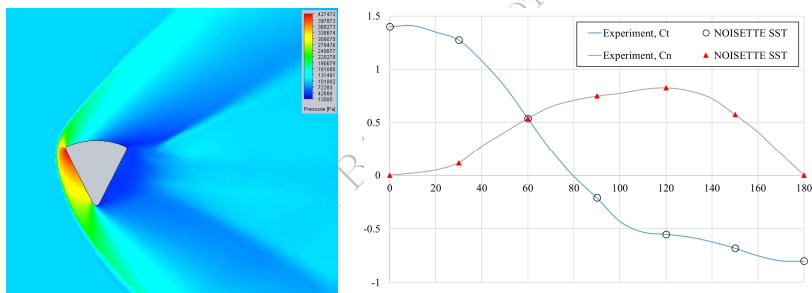


Рис. 1. Обтекание конического тела:
аэродинамические коэффициенты

Текущая версия нового аэродинамического решателя CADFlo пока работает только с RANS-моделями турбулентности, включая модели ламинарно-турбулентного перехода, имеет возможность использования базы данных идеальных газов и равновесного воздуха CADFlo для расчетов до-, сверх- и гиперзвуковых течений. В настоящее время происходит дальнейшее совершенствование сеточного генератора, в процессе доработки находятся алгоритмы решения задач с вращением, внедрение вихре-разрешающих моделей, введение HPC на CPU и GPU в контур пользовательского интерфейса CADFlo.

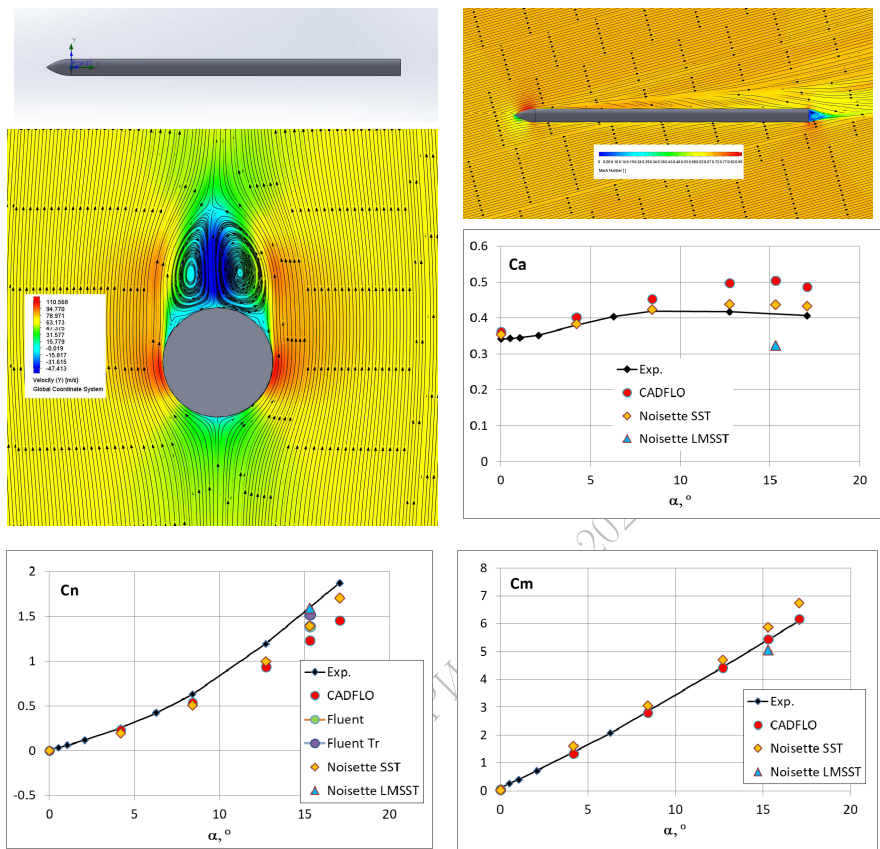


Рис.2. Обтекание удлинённого цилиндрического тела (AGARD)

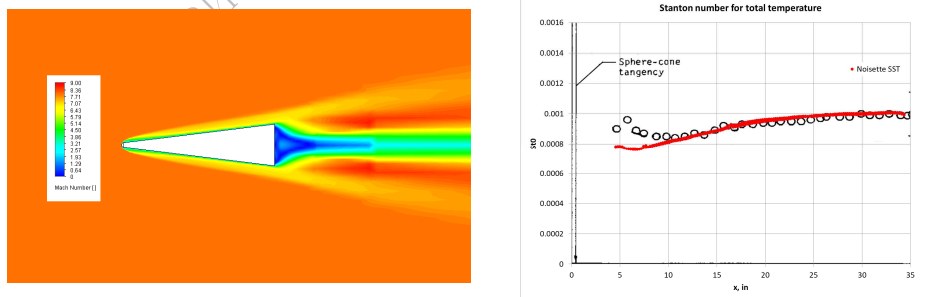


Рис.3. Гиперзвуковое обтекание затупленного конуса

T1 Методы вычислительной газовой динамики и аэроакустики, включая параллельные алгоритмы для суперкомпьютерных расчетов

ГЕТЕРОГЕННЫЕ ВЫЧИСЛЕНИЯ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ КОДА NOISETTE

В.Г. Бобков, Р.Р. Гайсин, **А.В. Горобец**, А.П. Дубень,
Н.С. Жданова, В.А. Сапожников

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

Гетерогенный код NOISETTE предназначен для высокоточного вихреразрешающего моделирования турбулентных течений и аэродинамического шума. Поскольку такому классу задач характерна высокая вычислительная ресурсоемкость, важно обеспечить эффективное использование современных гибридных суперкомпьютеров на основе центральных и графических процессоров. Для этого, в свою очередь, требуется разработка гетерогенных параллельных алгоритмов и адаптация всех компонентов комплексной вычислительной методики к более сложному иерархическому параллелизму гибридной кластерной системы и ограниченной параллельной парадигме потоковой обработки на графических процессорах.

Доклад посвящен развитию гетерогенных вычислений и параллельных алгоритмов в соответствии с расширением функциональных возможностей NOISETTE. Рассматривается моделирование вязкого сжимаемого газа на основе неявных по времени схем на неструктурированных сетках. Комбинированное распараллеливание [1] сочетает открытые стандарты MPI, OpenMP и OpenCL, что обеспечивает переносимость на различные вычислительные архитектуры. Иерархический параллелизм базируется на многоуровневой декомпозиции сетки. В докладе будут представлены гетерогенные алгоритмы для новых компонентов гибридного вихреразрешающего подхода [2], методики моделирования турбомашин на основе метода NLN и др. Будут рассмотрены приемы оптимизации, показатели ускорения и параллельной эффективности.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ, проект № 24-11-00287.

Литература

1. Gorobets A., Bakhvalov P. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers. // Comput. Phys. Commun. 2022. V. 271. 108231.
2. Gorobets A., Duben A., Sapozhnikov V. GPU Implementation of Turbulence Modeling Features for High-Fidelity Supercomputer Simulations // RuSCDays 2025, LNCS 16196, pp. 259-273, 2026.

ИМПЛЕМЕНТАЦИЯ НЕЯВНОЙ СХЕМЫ ДЛЯ РАЗРЫВНОГО МЕТОДА ГАЛЁРКИНА В КОДЕ ZOOM-DG

И.С. Босняков, Н.А. Ключев, Г.С. Мостипан

ФАУ ЦАГИ, Жуковский

Численные алгоритмы на основе разрывного метода Галёркина хорошо зарекомендовали себя для решения задач вычислительной аэродинамики без особенностей. Такие программы развивались в ЦАГИ, начиная с работ А.В. Волкова и С.В. Ляпунова. В 2010-х годах на основе новой на тот момент архитектуры кода zoom, использующего неструктурированные расчётные сетки для решения задач вычислительной аэродинамики, была создана программа с разрывным методом Галёркина с порядком точности по пространству до 6-го. Программа была эффективно распараллелена с учетом рекомендаций А.В. Горобца и успешно протестирована на 50000 ядрах. Главным недостатком созданной программы стало то, что в ней была реализована только явная численная схема. Таким образом спектр применения был ограничен только задачами со свободной турбулентностью, без возможности получения пристенных решений за разумное время.

В новой версии программы была реализована неявная численная схема. Исторически, сначала была реализована неявная одношаговая схема Эйлера. Затем был реализован диагонально-неявный метод Рунге-Кутты и, в завершение, реализована неявная схема типа Розенброка для проведения расчётов нестационарных течений с турбулентностью вблизи стенок.

В работе проведены базовые тесты получившейся новой версии программы zoom-dg. Дана оценка текущего состояния и перспективы развития кода.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 23-11-00210.

ПРИМЕНЕНИЕ РЕШЕТОЧНЫХ УРАВНЕНИЙ БОЛЬЦМАНА ДЛЯ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ШУМА ПРИ ОБТЕКАНИИ ЦИЛИНДРА

К.К. Забелло^{1,2}, А.В. Гарбарук¹

¹Санкт-Петербургский политехнический университет

Петра Великого, Санкт-Петербург, kosnau@mail.ru

²Центральный научно-исследовательский и опытно-конструкторский институт робототехники и технической кибернетики,
Санкт-Петербург

Наиболее точные подходы для расчета аэродинамического шума, базирующиеся на первых принципах, основаны на двухэтапной процедуре, на первом этапе которой производится вычисление акустических источников тем или иным вихреразрешающим методом, а на втором - расчет распространения шума до наблюдателя методом Фокса Вильямса-Хогинкса (FWH). Недостатком этого подхода являются большие вычислительные затраты, необходимые для проведения вихреразрешающего расчета. Эти затраты могут быть существенно снижены путем использования метода решеточных уравнений Больцмана (LBM), обеспечивающего хорошую масштабируемость, эффективность и параллелизуемость алгоритма. В последние годы авторами разрабатывается специализированный код для решения задач аэроакустики, реализующий метод LBM. Настоящая работа посвящена его валидации на примере расчета шума, возникающего при ламинарном обтекании круглого цилиндра.

В работе применялась реализация метода LBM на основе оператора столкновений BGK и набора скоростей D2Q9 [1]. Для повышения устойчивости алгоритма использовалась рекурсивная регуляризация [2]. В макроскопическом пределе такой подход воспроизводит уравнения Навье-Стокса для сжимаемой жидкости с изотермическим уравнением состояния со вторым порядком точности по пространству.

Рассматривается шум, возникающий при нестационарном обтекании двумерного цилиндра диаметром D однородным потоком со скоростью U_0 при числах Маха $M = U_0/c_s$ и Рейнольдса $Re = U_0 D/\nu = 150$ (ν – кинематическая вязкость, c_s – скорость

звука). Течение при таком числе Рейнольдса является ламинарным, а в силу малых чисел Маха применение изотермического уравнения состояния, которому соответствует метод LBM, вполне оправдано.

Расчетная область, в центре которой располагается цилиндр, имеет форму квадрата со стороной $D_{out} = 200D$. На внешней границе задаются характеристические граничные условия в сочетании с демпфирующим слоем PML [3], а на поверхности цилиндра - условие обратного отскока с интерполяцией [4].

Расчетная сетка является О-октри-сеткой с базовым шагом $\Delta x_0 = 0.2D$ с количеством уровней $N_{|v|} = 4$ и $N_{\Delta x} = 400$ узлов в радиальном направлении между уровнями. Переход между уровнями сетки осуществляется с использованием компактной интерполяции второго порядка [5].

Для расчета шума использовалась непроницаемая FWH-поверхность, совпадающая с поверхностью цилиндра. Поскольку метод FWH является трехмерным, FWH-поверхность была вытянута на $5000D$ в третьем направлении.

На поле продольной компоненты скорости (рис. 1а), полученном методом LBM, отчетливо виден попеременный сход вихрей с разных сторон цилиндра (дорожка Кармана), который приводит к осцилляциям коэффициентов сил (см. рис. 1б).

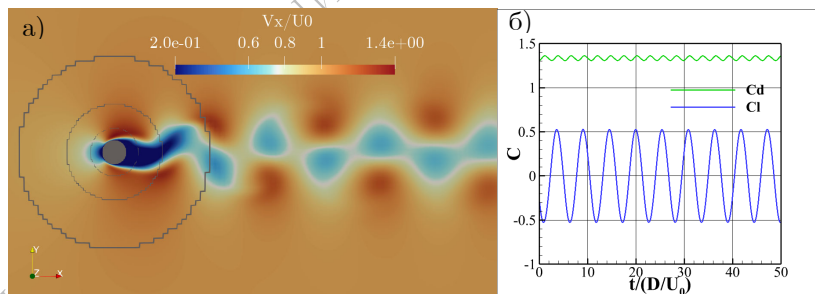


Рис. 1. Решение задачи методом LBM: мгновенное поле продольной компоненты скорости (а) и эволюция коэффициентов сил, действующих на цилиндр (б)

Сравнение характеристик полученного решения с известными литературными данными и результатами ANSYS Fluent приведено в табл. 1. В ней $\langle C_d \rangle$ – средний коэффициент сопротивления, $C_{l_{max}}$ – амплитуда колебаний коэффициента подъемной

силы, $Sh = fD/U_0$ – число Струхала и f – частота колебаний коэффициента сопротивления. Видно, что метод LBM обеспечивает хорошее согласование с результатами других методов: различие с DNS [6] не превышает 1.5%.

	Sh	$\langle Cd \rangle$	Cl_{max}
Inoue, Hatakeyama (2002) [6]	0.183	-	0.520
Kwon, Cho (1996) [7]	-	-	0.515
Williamson (1989) [8]	0.180	-	-
Fei et al (1998) [9]	0.184	-	-
ANSYS Fluent 2025R2	0.184	1.347	0.525
LBM	0.184	1.334	0.528

Таблица 1. Сравнение результатов расчета LBM известными из литературы данными и решением конечно-объемным методом

На рис. 2 приведена полярная диаграмма звукового давления $SPL = 10 \log_{10}(\bar{p}'^2/p_{SPL}^2)$ ($\bar{p}'^2$ – среднееквадратичное отклонение пульсаций давления, $p_{SPL} = 2 \cdot 10^{-5}$ Па) для наблюдателя, расположенного на расстоянии $R = 100D$. Видно, что результат, полученный методом LBM, практически совпадает с результатом ANSYS Fluent, а отличие от DNS [6] (до 2 дБ) связано, скорее всего, с использованием непроницаемой FWH поверхности.

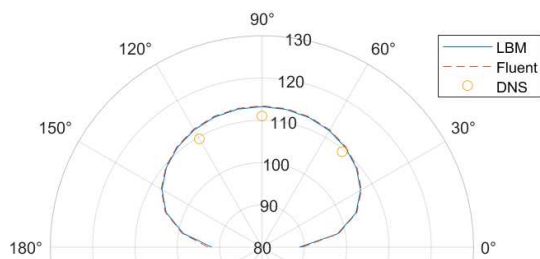


Рис. 2. SPL для наблюдателей, расположенных на окружности радиусом $R = 100D$

Таким образом, разработанный код, основанный на решении решёточных уравнений Больцмана, применим для решения задач аэродинамики и аэроакустики при умеренных числах Маха. Он позволяет получить с хорошей точностью как аэродинамические характеристики (частоту срыва вихрей и коэффициенты сил), так

и шум для удаленного наблюдателя с использованием метода FWH.

Работа выполнена в рамках госзадания Минобрнауки России № 075-00558-26-00 от 12.01.2026 «Развитие теории модельно-ориентированного проектирования для задач создания трансформных робототехнических систем с использованием методов вычислительной механики и гидрогазодинамики» (FNRG-2025-0005 1024042600099-7-2.2.2;1.2.1).

Литература

1. Kruger T., Kusumaatmaja H., Kuzmin A., Shardt O., Silva G., Viggen E. The Lattice Boltzmann Method. Principles and Practice. — Cham: Springer, 2017. — 403 p.
2. Malaspinas O., Chopard C. Increasing stability and accuracy of the lattice Boltzmann scheme: recursively and regularization // arXiv: Fluid Dynamics. - 2015.
3. Najafi-Yazdi, A., Mongeau, L. An absorbing boundary condition for the lattice Boltzmann method based on the perfectly matched layer. Computers & Fluids, 2012, Vol. 68, 203-218.
4. Bouzidi, M., Firdaouss, M., Lallemand, P. Momentum transfer of a Boltzmann-lattice fluid with boundaries, Phys. Fluids, 2001, 13 (11), 3452–3459.
5. Schönherr, M., Kucher, K., Geier, M., Stiebler, M., Freudiger, S., Krafczyk, M. Multi-thread implementations of the lattice Boltzmann method on nonuniform grids for CPUs and GPUs, Comput. Math. Appl., 2011, 61 (12), 3730–3743.
6. Inoue, O., Hatakeyama, N. Sound Generation by a Two-Dimensional Circular Cylinder in a Uniform Flow. J. Fluid Mech., 471, 2002, p.285 – 314.
7. Kwon, K., Choi, H. Control of laminar vortex shedding behind a circular cylinder using splitter plates. Phys. Fluids, 1996, 8, 479–486.
8. Williamson, C.H.K. Oblique and parallel modes of vortex shedding in the wake of a circular cylinder at low Reynolds numbers. J. Fluid Mech., 1989, 206, 579–627.
9. Fey, U., Konig, M., Eckelmann, H. “ A new Strouhal–Reynolds-number relationship for the circular cylinder in the range $47 < Re < 105$. Phys. Fluids., 1998, 10, 1547–1549.

MPWENO-СХЕМА С АНТИДИССИПАТИВНОЙ ПОПРАВКОЙ

В.А. Исаков¹, Т.К. Козубская², Г.М. Плаксин²

¹ МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва

² ИИМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

Моделирование распространения акустических волн при наличии скачков в газодинамическом течении подразумевает использование низкодиссипативных численных методов в сочетании с ограничителями. В работе [1] на тестовых задачах исследуется классическая схема MP5, реализованная в программном комплексе NOISEtte [2] с использованием квазиодномерных шаблонов. Показано, что при решении газодинамических задач с гладким решением такая реализация MP5 является менее диссипативной, чем реализация схемы EBR5-WENO [3], и обеспечивает результаты, близкие к результатам применения схемы EBR5 [4].

При решении промышленных задач важно снижать потребность в ручной настройке расчета, которая нередко сводится, например, к регулированию параметра численной вязкости. Газодинамическое моделирование промышленных течений, как правило, проводится на относительно грубых сетках, при этом парадигма программного комплекса NOISEtte предусматривает использование в том числе неструктурированных областей. Это обуславливает интерес к разработке подхода, позволяющего повысить точность решения на грубых неструктурированных сетках при уменьшении количества параметров, требующих ручной настройки.

Совмещение MP- и WENO-подходов может повысить точность воспроизведения акустического поля при наличии скачков в расчетах на неструктурированных сетках. В рассматриваемой схеме MPWENO5 [5] на гладких шаблонах используется интерполяция пятого порядка, а на шаблонах с большими градиентами — реконструкция WENO-IZ; в обоих случаях затем применяются MP-ограничители. Применение MP-ограничителей к реконструкции WENO-IZ дает возможность уменьшения диссипативности схемы при помощи поправки, аналогичной используемой в подходе WENO-Z+ [6]. Эта поправка уменьшает отклонение нелинейных весов от соответствующих линейных значений. Ее влияние особенно сильно может быть заметным при расчетах на грубых неструктурированных сетках.

В докладе рассматриваются результаты сравнения схем EBR5-WENO и MP5, а также схемы класса MPWENO5 с антидиссипа-

тивной поправкой на тестовых задачах о распаде разрыва и взаимодействия малоамплитудного импульса со стационарным скачком на неструктурированных сетках.

Для численного решения с помощью программного комплекса NOISEtte задачи о недорасширенной горячей струе в работе [7] используется схема EBR5-WENO с регулируемым весом противопоточного члена и наличием сенсора, определяющего использование WENO-реконструкции. Описанные результаты показывают высокий уровень согласования с экспериментальными данными. Решения данной задачи, полученные при помощи схем EBR5-WENO, MP5 и MPWENO5 с антидиссипативной поправкой без ручной настройки параметров расчета сравниваются с референсным решением [7].

Литература

1. M.V. Abakumov, I.V. Abalakin, V.A. Isakov, T.K. Kozubskaya. On Implementation of Monotonicity Preserving Reconstruction of Variables in EBR Schemes. *Mathematical Models and Computer Simulations*, v.18(3), 2026, pp. 318–320.
2. I.V. Abalakin, P.A. Bakhvalov, V.G. Bobkov, A.P. Duben, A.V. Gorobets, T.K. Kozubskaya, P.V. Rodionov, N.S. Zhdanova. NOISEtte CFD&CAA Supercomputer Code for Research and Applications. *Supercomputing Frontiers and Innovations*. v.11(2), 2024, pp. 78–101.
3. P. Bakhvalov, T. Kozubskaya. EBR-WENO Scheme for Solving Gas Dynamics Problems with Discontinuities on Unstructured Meshes. *Computers and Fluids*, v.157, 2017, pp. 312–324.
4. I. Abalakin, P. Bakhvalov, T. Kozubskaya. Edge-Based Reconstruction Schemes for Unstructured Tetrahedral Meshes/ *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, v.81(6), 2016, pp. 331–356.
5. Y. Tang, M. Li. S. Tang. A hybrid MPWENO scheme with enhanced accuracy and robustness for the compressible Euler equations. *Results in Applied Mathematics*, v.29, 2026, p. 100674
6. F. Acker, R.B. de R. Borges, B. Costa. An improved WENO-Z scheme. *Journal of Computational Physics*. v.313, 2016, pp.726–753.
7. A.P. Duben, T.K. Kozubskaya. Evaluation of Quasi-One-Dimensional Unstructured Method for Jet Noise Prediction. *AIAA Journal*, v.57(12), 2019, pp. 5142–5155.

ЕДИНЫЙ ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ НА CPU И ВСЕХ ТИПАХ ГРАФИЧЕСКИХ УСКОРИТЕЛЕЙ

М.М. Краснов

ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, г. Москва, ktm@kiam.ru

Современные графические ускорители (GPU) позволяют существенно ускорить выполнение численных задач. Однако перенос программ на графические ускорители является непростой задачей. До последнего времени существовало две основных технологии программирования для GPU – OpenCL и CUDA. Каждая из этих технологий имеет свои преимущества и недостатки. OpenCL позволяет запускать вычисления и на CPU, и на GPU от практически всех производителей, включая NVidia, AMD и Intel. В этом её несомненный большой плюс. Минусом этой технологии является то, что он поддерживает очень ограниченный язык C (а не C++), а также то, что на нём очень сложно отлаживать программу. В реальности, как правило, у программиста имеется две версии программы: одна на C++ для CPU, именно эта программа отлаживается с использованием всех современных средств отладки программ, и вторая версия на языке C для OpenCL, «максимально близкая» к первой версии, чтобы её практически не нужно было отлаживать. Соответственно, приходится сопровождать две версии исходного текста программы, что неудобно. Технология CUDA позволяет иметь единый исходный текст на языке C++ для CPU и для GPU от NVidia, что очень удобно, но такая программа не будет работать на GPU от других производителей.

Автором была разработана (ещё в 2015 году) библиотека для языка C++, позволяющая иметь единый пользовательский исходный текст программы, работающий и на CPU, и на CUDA. Вся специфика конкретного вычислительного устройства (CPU или CUDA) была скрыта внутри библиотеки.

Ситуация изменилась в 2023 году, когда AMD выпустила в рамках новой версии открытой программной платформы ROCm кроссплатформенный API HIP (Heterogeneous-compute Interface for Portability), который позволяет разработчикам использовать вычислительные мощности различных платформ, включая AMD

и NVIDIA. В этом году библиотека была переписана, и «старые» программы, написанные для работы на CPU и на CUDA на едином исходном тексте, заработали и на GPU от AMD. В докладе рассказывается, как это было сделано.

Литература

1. Краснов М.М. Операторная библиотека для решения трёхмерных сеточных задач математической физики с использованием графических плат с архитектурой CUDA // Математическое моделирование, 2015. – Т. 27. – № 3. – С. 109-120.
2. Краснов М.М. Сеточно-операторный подход к программированию задач математической физики: Диссертация на соискание учёной степени кандидата физико-математических наук. – М., 2017.
URL: <http://keldysh.ru/council/1/2017-krasnov/diss.pdf>
3. Жуков В.Т., Краснов М.М., Новикова Н.Д., Феодоритова О.Б. Сравнение эффективности многосеточного метода на современных вычислительных архитектурах // Программирование, 2015. – № 1. – С. 21-31.
4. Краснов М.М., Кучугов П.А., Ладонкина М.Е., Тишкин В.Ф. Разрывный метод Галёркина на трёхмерных тетраэдральных сетках. Использование операторного метода программирования // Математическое моделирование, 2017. – Т. 29. – № 2. – С. 3-22.
5. Краснов М.М., Ладонкина М.Е. Разрывный метод Галёркина на трёхмерных тетраэдральных сетках. Применение шаблонного метапрограммирования языка C++ // Программирование, 2017. – № 3. – С. 56-68.
6. 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
7. Краснов М.М. Библиотека функционального программирования для языка C++ // Программирование, 2020. – № 5. – С. 47-59. DOI: 10.31875/S0132347420050040
8. М.М. Краснов, В.А. Балашов, Е.Б. Савенков. Применение сеточно-операторного подхода для эффективной реализации явных разностных схем // Математическое моделирование. – 33:2 (2021). – С. 20-40. DOI: 10.20948/mm-2021-02-02

9. М.М. Краснов, О.Б. Феодоритова. Применение библиотеки функционального программирования для распараллеливания вычислений на CUDA // Программирование, 2024. – № 1 – С. 15-29. DOI: 10.31857/S0132347424010027

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

РАЗРЫВНЫЙ МЕТОД ГАЛЕРКИНА С БАЗИСНЫМИ ФУНКЦИЯМИ ЗАВИСЯЩИМИ ОТ ВРЕМЕНИ

М.Е. Ладонкина

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, ladonkina@imamod.ru

В настоящее время, для решения сложных прикладных задач, в которых важную роль играют газодинамические процессы, разрабатываются пакеты программ, в основу которых положены численные методы высокого порядка точности. Одним из широко используемых методов является разрывный метод Галеркина (РМГ) [1–3]. При расчетах разрывным методом Галеркина часто возникает потеря точности в областях локализации и влияния ударных волн. Данный эффект наблюдается при расчетах и другими схемами повышенного порядка аппроксимации [4, 5]. Как решение существующей проблемы, в работе [6] была предложена методика, сохраняющая идеологию схем сквозного счета, распознающая положение ударных волн, эффективно подавляющая наличие нефизичных осцилляций и сохраняющая точность методики в областях гладкости решения, за счет использования в разрывном методе Галеркина базисных функций, зависящих от времени. Использование таких функций в областях, содержащих сильные ударные волны, позволяет локально перейти к расчету по классической схеме Годунова [7], но на сетке мельче исходной, в определенное количество раз. Как известно, при использовании классической схемы Годунова энтропийное условие гарантировано выполнено. Разработанная модификация разрывного метода Галеркина, с использованием базисных функций, зависящих от времени позволяет естественным образом устойчиво рассчитывать сильные разрывы.

При данной модификации разрывного метода Галеркина, в i -ой ячейке базисные функции выбираются таким образом, что они зависят от параметра $\alpha_i(t)$. Так при $\alpha_i(t) = 0$ схема переходит в классическую схему разрывного метода Галеркина, а при $\alpha_i(t) = 1$ схема переходит в классическую схему Годунова. Ключевым моментом данной схемы является алгоритм определения функции $\alpha_i(t)$, отвечающую за качество вычислительной схемы. Накладывая дополнительные условия на функцию $\alpha_i(t)$ можно добиться выполнения энтропийного неравенства, поскольку при $\alpha_i(t)$ тождественно равного 1 схема переходит в классическую схему Годунова первого порядка, для которой энтропийное неравенство выполнено.

В настоящей работе, предлагается обобщение данной методики и построение схемы третьего порядка точности, за счет исполь-

зования квадратичного базиса для разрывного метода Галеркина. А при наличии ударных волн - переход к схеме Годунова на сетке втрое мельче исходной. Серия выполненных расчетов позволяет говорить о возможности применения предложенной схемы для решения задач с наличием областей высоких градиентов решения. При решении задач на подробной сетке новой модификацией РМГ осцилляции в численном решении отсутствуют, в то время как при решении классическим разрывным методом Галеркина наблюдается наличие осцилляций.

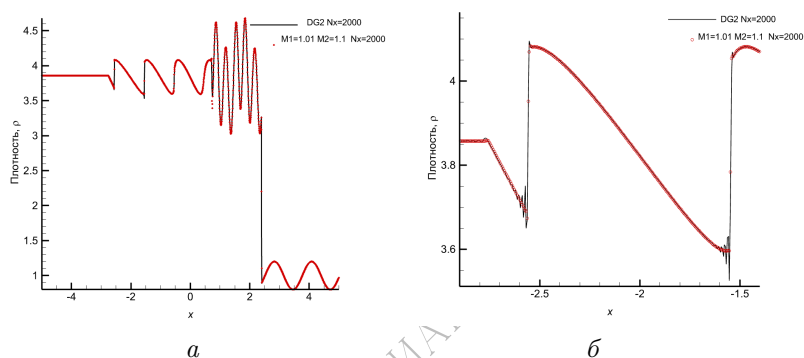


Рис. 1. Распределение плотности вещества в задаче "Shock entropy wave interaction") [8] (*а* - во всей области решения, *б* - увеличенный фрагмент решения)

Работа выполнена при поддержке РНФ, грант № 26-11-00230.

Литература

1. Cockburn B. An Introduction to the Discontinuous Galerkin Method for Convection - Dominated Problems, Advanced Numerical Approximation of Nonlinear Hyperbolic Equations // Lecture Notes in Mathematics, 1998, Vol. 1697, pp. 151-268.
2. Cockburn B. Discontinuous Galerkin methods for computational fluid dynamics. In E. Stein, R.de Borst, and T.J.R. Hughes, editors, Encyclopedia of Computational Mechanics Second Edition, 2018, V 5, P 141-203. John Wiley & Sons, Ltd., Chichester, U.K. doi 10.1002/9781119176817.ecm2053.
3. Dominique S. Hoskina, R. Loek Van Heyningena, Ngoc Cuong Nguyna, Jordi Vila-Pérez, Wesley L. Harris and Jaime Peraire Discontinuous Galerkin Methods for Hypersonic Flows // Progress in Aerospace Sciences, 2024, №146, 1, 100999 DOI:10.1016/j.paerosci.2024.100999.

4. Остапенко В. В., О сходимости разностных схем сквозного счета в областях влияния ударных волн // Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1997, Т. 37 №10, С. 1201–1212.
5. Брагин М. Д., Реальная точность линейных схем высокого порядка аппроксимации в задачах газовой динамики, Ж. вычисл. матем. и матем. физ., **64**:1 (2024), 149–161; DOI: 10.31857/S0044466924010118.
6. Ладонкина М. Е., Тишкин В. Ф., Модификация разрывного метода Галеркина, с использованием базисных функций, зависящих от времени, Докл. РАН. Матем., информ., проц. упр., 523 (2025), 50–58; Dokl. Math., 111:3 (2025), 182–188.
7. Годунов С.К. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики // Мат. сборник, 1959. Т. 47, №3, С. 271–306.
8. Shu C.-W., Osher S. Efficient implementation of essentially non-oscillatory shock-capturing schemes II // Journal of Computational Physics, 1989, № 83, p.32–78 doi:10.1016/0021-9991(89)90222-2.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ БЕЗМАТРИЧНЫХ НЕЯВНЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЙ СЖИМАЕМОГО ГАЗА НА НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ

М.А. Мовсисян, Е.В. Бабиц, Е.В. Колесник

Санкт -Пет ербургский политехнический университет

Петра Великого, Санкт -Пет ербург, maks.movsisyan.00@mail.ru

К ключевым особенностям высокоскоростных течений относятся существенная нелинейность, возникновение сильных разрывов, а при наличии пограничных слоев или отрывных зон – сложные эффекты вязко-невязкого взаимодействия. Для корректного моделирования такого класса течений необходим численный метод, обладающий, с одной стороны, высокой разрешающей способностью, а с другой – достаточной устойчивостью для обеспечения высокой скорости сходимости.

Высокая разрешающая способность алгоритма достигается за счет применения специальных схем аппроксимации конвективных потоков (Roe, HLLC, AUSM) и реконструкций высокого порядка. Обеспечить же повышенную устойчивость позволяет переход к неявным схемам, при этом наиболее распространенным подходом является использование упрощенных аналитических выражений для матрицы стабилизирующего оператора с первым порядком аппроксимации («классическая» неявная схема). Выбор первого порядка для «левой» части системы обусловлен не только сложностью получения аналитических выражений в случае использования нелинейных схем повышенного порядка (TVD, WENO), но и критическим ростом затрат памяти и времени на матричные операции при расширении шаблона.

Несмотря на то, что точность итогового решения не зависит от аппроксимации в матрице стабилизирующего оператора, использование упрощенных выражений в «левой» части системы приводит к несогласованности с аппроксимацией вектора невязок в «правой» части, которая выполняется по схемам повышенного порядка. Это ограничивает допустимое число Куранта и замедляет скорость сходимости. Переход к безматричным методам позволяет достичь полной согласованности в аппроксимации правой и левой

частей системы без явного хранения матрицы, обеспечивая большую устойчивость и существенную экономию оперативной памяти.

Работа посвящена разработке и сравнительному анализу эффективности трех подходов в рамках неявного решателя для расчета течений сжимаемого вязкого газа на неструктурированных сетках. Наряду с «классической» неявной схемой реализованы два безматричных алгоритма: «якобиан-фри» и вариант, основанный на использовании алгоритмического дифференцирования.

Решается система уравнений Навье-Стокса, записанная в интегральной форме:

$$\int_{\Omega} \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \int_{\sigma} [\mathbf{F}_{inv}(\mathbf{U}) + \mathbf{F}_{visc}(\mathbf{U})] d\sigma = 0, \quad (1)$$

где $\mathbf{U} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T$ – вектор консервативных переменных, $\mathbf{F}_{inv}(\mathbf{U})$ и $\mathbf{F}_{visc}(\mathbf{U})$ – векторы невязких и вязких потоков [1].

Дискретизация системы (1) проводится по методу конечных объемов. Для получения стационарного решения применяется метод установления, в рамках которого на каждом шаге выполняется линеаризация по методу Ньютона.

В зависимости от выбора основных переменных, итоговая система линейных алгебраических уравнений может быть записана в двух формах. В случае выбора консервативных переменных (далее – «CV») СЛАУ имеет вид:

$$\left(\frac{\Omega I}{\Delta \tau} + \mathbf{F}'_U(\mathbf{U}^k) \right) \Delta \mathbf{U}^{k+1} = -\mathbf{F}(\mathbf{U}^k), \quad (2)$$

где $\mathbf{F}(\mathbf{U}) = \sum_f \mathbf{F}_f S_f$ – вектор невязок (сумма потоков по граням расчетной ячейки), S_f – площадь грани, Ω – объем ячейки, $\Delta \tau$ – локальный шаг в методе установления.

Наряду с консервативными переменными рассматривается вариант решения системы (1) в примитивных переменных (далее – «PV») $\mathbf{Q} = (p, u, v, w, T)^T$. С использованием матрицы перехода $\partial \mathbf{Q} / \partial \mathbf{U}$, соответствующая СЛАУ записывается следующим образом:

$$\left(\frac{\Omega I}{\Delta \tau} + \frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial \mathbf{U}} \mathbf{F}'_Q(\mathbf{U}(\mathbf{Q}^k)) \right) \Delta \mathbf{Q}^{k+1} = -\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial \mathbf{U}} \mathbf{F}(\mathbf{U}(\mathbf{Q}^k)). \quad (3)$$

Важно подчеркнуть, что расчет вектора невязок $\mathbf{F}(\mathbf{U}(\mathbf{Q}^k))$ всегда проводится в консервативной форме, что гарантирует сохранение консервативности численной схемы.

Для формирования системы (3) (или (2)) необходимо вычислить матрицу Якоби $\mathbf{F}'_Q$ (или $\mathbf{F}'_U$). Классическая неявная схема (далее – «Implt») предполагает использование упрощенных аналитических выражений, полученных с первым порядком аппроксимации на компактном шаблоне [1]. Как было отмечено ранее, это приводит к несогласованности с аппроксимацией вектора невязок в правой части.

Для решения полученных СЛАУ наиболее эффективными являются итерационные методы в подпространствах Крылова, такие как BiCGStab и GMRES. Их ключевая особенность заключается в том, что они не требуют явного доступа к элементам матрицы системы. В процессе решения вычисляется лишь произведение на произвольный вектор. Безматричные методы используют различные подходы для аппроксимации этого произведения, что позволяет полностью отказаться от формирования и хранения глобальной матрицы.

В схеме «якобиан-фри» (далее – «JF») для вычисления результата матрично-векторного произведения используется разностная аппроксимация вида:

$$\frac{\mathbf{F}(\mathbf{U} + \varepsilon \mathbf{v}) - \mathbf{F}(\mathbf{U})}{\varepsilon} = \frac{\mathbf{F}(\mathbf{U}) + \mathbf{F}'_U(\mathbf{U})\varepsilon \mathbf{v} - \mathbf{F}(\mathbf{U})}{\varepsilon} = \mathbf{F}'_U(\mathbf{U})\mathbf{v} \quad (4)$$

Таким образом, в пределе при $\varepsilon \rightarrow 0$ достигается полная согласованность аппроксимаций левой и правой частей системы (2) (или (3)). Однако при практической реализации возникает проблема выбора параметра ε : он должен быть достаточно малым для обеспечения точности разностной аппроксимации и, в то же время, достаточно большим, для минимизации ошибки округления, возникающие при делении на малое число.

В схеме, основанной на использовании алгоритмического дифференцирования (далее – «AD») произведение матрицы Якоби на произвольный вектор заменяется на продифференцированную с помощью препроцессора TAPENADE [2] функцию $d\mathbf{F}(\mathbf{U}, d\mathbf{U})$, возвращающую производную по направлению вектора $d\mathbf{U}$ от исходной функции потоков $\mathbf{F}(\mathbf{U})$:

$$\mathbf{F}(\mathbf{U}) \rightarrow d\mathbf{F}(\mathbf{U}, d\mathbf{U}) = \mathbf{F}'_U d\mathbf{U}. \quad (5)$$

Преимуществом метода является гарантированное получение произведения матрицы Якоби на вектор с машинной точностью.

Эффективность реализованных методов тестировалась на задаче обтекания угла сжатия сверхзвуковым потоком вязкого газа (рис. 1). Число Маха набегающего потока $M = 3$, единичное число Рейнольдса $Re = 800000 \text{ м}^{-1}$, число Прандтля $Pr = 0.7$ (воздух). Расчеты проведены на сетке из 56800 ячеек, потоки аппроксимировались по схеме Роу, для повышения порядка использовалась TVD схема 2-го порядка (ограничитель Van-Albada).

Для формирования начального приближения применялась процедура «гибридной» инициализации. В рамках данного подхода расчетная сетка огрубляется с использованием алгоритма агломерации, на полученной грубой сетке выполняется предварительный расчет, результаты которого затем экстраполируются на исходную сетку.

Поле числа Маха (рис. 1) иллюстрируют структуру течения: в результате повышения давления за скачком уплотнения происходит отрыв пограничного слоя. В углу формируется развитая отрывная зона, которая, в свою очередь, индуцирует возникновение дополнительных косых скачков.

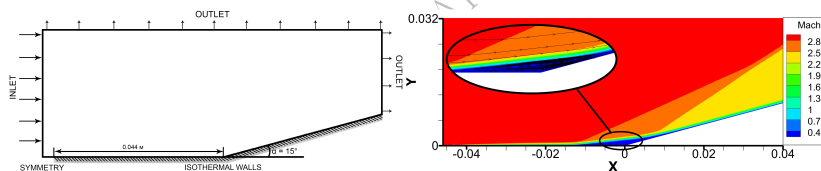


Рис. 1. Схема течения (слева) и поле числа Маха (справа)

Сравнительный анализ реализованных методов показал (рис. 2), что использование безматричных схем позволяет получить существенный выигрыш в скорости сходимости не только по числу итераций, но и по времени исполнения. Установлено, что классическая неявная схема в консервативных переменных оказывается на порядок более устойчивой, чем в примитивных. Также следует отметить, что использование гибридной инициализации играет важную роль в скорости сходимости безматричных схем. Её применение позволяет снизить требования к точности решения СЛАУ, что в сочетании с повышенной устойчивостью алгоритма обеспечивает значительный выигрыш во времени расчета.

Работа выполнена при поддержке РФФ (грант № 26-79-00129).

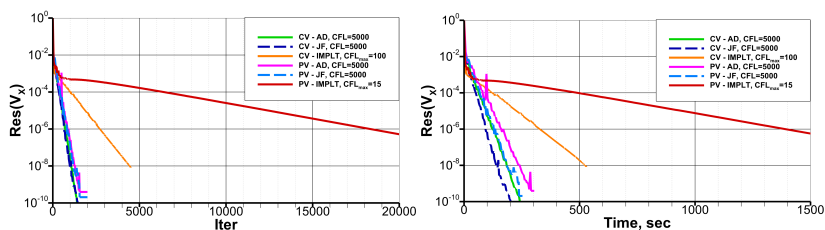


Рис. 2. Истории сходимости по невязкам от итераций (слева) и времени (справа)

Литература

1. Колесник Е.В. Вязко-невязкое взаимодействие в трехмерных течениях с подковообразными вихревыми структурами: численное моделирование. / Е.В. Колесник. – СПб.: СПбПУ, 2021. – 193 с.
2. <https://tapenade.gitlabpages.inria.fr/tapenade/docs/html/index.html>

ПОСТАНОВКА СОГЛАСОВАННЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ДЛЯ КОНЕЧНО-РАЗНОСТНЫХ КЕЕР-СХЕМ В LES-РАСЧЁТАХ

Г.С. Мостипан

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский

В настоящее время для практических расчётов турбулентных течений набирают популярность методы крупных вихрей (LES, *Large Eddy Simulation*). Эти методы предъявляют повышенные требования к численным схемам: для корректного описания энергетического обмена между разрешёнными масштабами турбулентности необходимо использовать схемы с минимальной неконтролируемой численной диссипацией. Один из подходов — использование бездиссипативных численных схем. В этом случае за правильное описание подсеточной диссипации отвечает подсеточная модель, а численная схема должна достаточно хорошо разрешать вихревые структуры, характерный размер которых больше размера фильтра. При отсутствии среднего течения с этой задачей хорошо справляется простейшая бездиссипативная схема второго порядка точности CD2 [1]. Однако при наличии сноса средним потоком постоянная переинтерполяция решения при его переносе в пространстве может подавлять коротковолновую составляющую решения вдоль направления переноса [2, 3]. Поэтому в таких течениях важно использовать схемы более высоких порядков точности и/или с улучшенными дисперсионными свойствами (DRP, *Dispersion Relation Preserving*) [4].

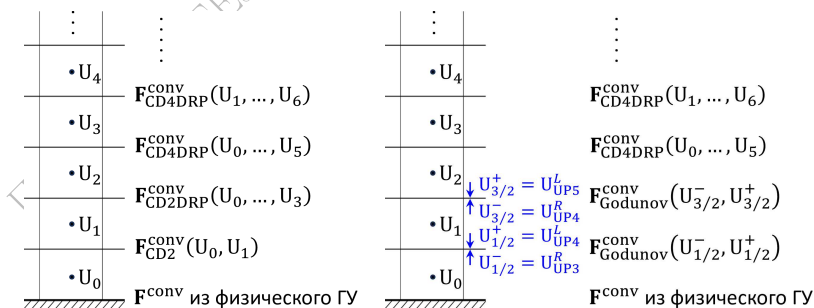


Рис. 1. «Естественные» способы аппроксимации конвективных потоков вблизи границ: слева — первый вариант, справа — второй

Такие схемы требуют увеличенного шаблона, поэтому возникает вопрос об аппроксимации потоков через грани вблизи границ

расчётной области, где выстроить полноценный шаблон не удаётся. Есть несколько «естественных» способов определения аппроксимации вблизи границ. Первый из них — при подходе к границе расчётной области переходить на схемы пониженного порядка точности, которые требуют меньшего числа узлов (см. рис. 1 слева). Второй — переходить на противоточную схему вблизи границ, то есть на гранях, на которых нельзя выстроить целый шаблон, сначала делать реконструкцию необходимых величин слева и справа на урезанных шаблонах, а затем вычислять потоки (см. рис. 1 справа).

Эти способы сравнивались в WMLES-расчётах (*Wall-Modeled LES*) развитого турбулентного течения в плоском канале. Расчётная область имеет размеры $8h \times 2h \times 3h$, где h — полувысота канала. Сетка равномерная и содержит $80 \times 40 \times 60$ ячеек. Скорость в центре канала соответствует числу Маха $M_b = 0.2$, а число Рейнольдса по трению $Re_\tau = 2004$. По осям x и z граничные условия периодические, а при $y = 0$ и $y = 2h$ — адиабатическая стенка с условием «пристеночные функции» в формулировке [5]. Для моделирования подсеточных напряжений используется σ -модель [6].

Эталонным считается решение, полученное с «базовой» схемой, устроенной следующим образом. Сначала на каждой грани температура, компоненты скорости и давление реконструируются слева и справа схемой UPWIND5, после чего поток вычисляется по низкодиссипативной модификации формулы Роу [7]. У границ используются урезанные шаблоны.

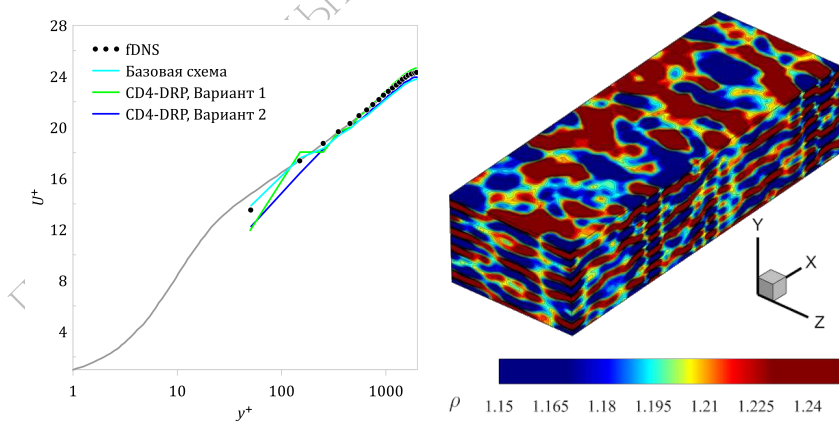


Рис. 2. Результаты расчёта течения в канале: слева — профили $U^+(y^+)$, справа — поле плотности для схемы CD4-DRP, Вариант 2

На рис. 2 слева приведены средние профили скорости $U^+(y^+)$,

полученные в расчётах со схемой CD4-DRP [4] с двумя «естественными» аппроксимациями вблизи границ и с базовой схемой. Также приведены данные, соответствующие полю из прямого численного моделирования этой задачи, отфильтрованному коробчатым фильтром в форме LES-ячейки («fDNS»). Видно, что первый вариант аппроксимации вблизи границ расчётной области приводит к сильным осцилляциям решения в первых нескольких ячейках вблизи границы. Во втором варианте схожих колебаний вблизи стенки не наблюдается, однако появляются колебания в центре канала. Причины их появления можно понять из рис. 2 справа, на котором изображено мгновенное поле плотности, полученное по этой схеме. Видно, что в течении возникают «волны» плотности с амплитудой $\approx 5\%$ от среднего значения. Эти волны оказываются стационарными, то есть, не меняют своего положения с течением времени. Очевидно, такая картина течения не соответствует никаким физическим явлениям и отражает лишь ошибки в численной постановке.

Таким образом, никакой из «естественных» подходов не оказывается удовлетворительным: в первом варианте из-за несогласованности потоков на соседних гранях появляются сильные осцилляции у стенки, во втором варианте несогласованность потоков приводит к появлению стационарных структур в поле плотности между стенками, которые влияют на всё течение. Один из способов решить эту проблему — это ввести достаточное число заграничных ячеек и во всей расчётной области использовать схему CD4-DRP. Этот способ легко реализуется в случае простых геометрий. Однако на искривлённых границах задача правильного заполнения заграничных ячеек оказывается нетривиальной. В частности, не понятно, как обеспечить выполнение геометрического закона сохранения [8].

Более общий путь состоит в использовании операторов суммирования по частям, или SBP-операторов (*Summation By Parts*) [9, 10]. Несмотря на то, что классические SBP-операторы применяются к сеткам, в которых узлы расчётной области лежат на границе, существуют обобщённые подходы, которые применимы и к сеткам, принятым в методах конечных объёмов, центрированных в ячейках. Используя подход такого типа, можно сохранить кососимметричность оператора производной внутри всей расчётной области и при необходимости контролируемо добавлять диссипацию вблизи границ, чтобы подавить колебания. В докладе обсуждается реализация такого подхода для KEEP-схем и первые результаты его применения в задаче о развитом турбулентном течении в канале.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 24-79-10064, <https://rscf.ru/project/24-79-10064/>.

Литература

1. Moin P., Verzicco R. On the suitability of second-order accurate discretizations for turbulent flow simulations. *Eur. J. Mech. B Fluids*, v.55, 2016, pp. 242–245.
2. Song H., Ghate A.S., Matsuno K.V., West J.R., Subramaniam A., Lele S.K. A robust compact finite difference framework for simulations of compressible turbulent flows. *J. Comput. Phys.*, v.519, 2024, 113419.
3. Мостипан Г.С., Трошин А.И. Сравнение дисперсионных ошибок бездиссипативных схем для вихреразрешающих расчетов турбулентных течений. *Математическое моделирование*, т.37, No. 5, 2025, с. 109–124.
4. Tam C.K.W., Webb J.C. Dispersion-relation-preserving finite difference schemes for computational acoustics. *J. Comput. Phys.*, v.107, 1993, pp. 262–281.
5. Nichols R.H., Nelson C.C. Wall function boundary conditions including heat transfer and compressibility. *AIAA J.*, v.42, No. 6, 2004, pp. 1107–1114.
6. Nicoud F., Ducros F. Subgrid-scale stress modelling based on the square of the velocity gradient tensor. *Flow Turbul. Combust.*, v.62, 1999, pp. 183–200.
7. Budnikova A.O., Troshin A.I. Aspects of Hybrid RANS/LES Simulations of Subsonic Asymmetric Diffuser Flow. *Math. Models Comput. Simul.*, v.16, Suppl. 2, 2024, pp. S193–S208.
8. Abe Y., Iizuka N., Nonomura T., Fujii K. Symmetric-conservative metric evaluations for higher-order finite difference scheme with the GCL identities on three-dimensional moving and deforming mesh. *Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7)*, Big Island, Hawaii, 2012, ICCFD7-2012-2801.
9. Del Rey Fernández D.C., Boom P.D., Zingg D.W. A generalized framework for nodal first derivative summation-by-parts operators. *J. Comput. Phys.*, v.266, 2014, pp. 214–239.
10. Fisher T.C., Carpenter M.H. High-order entropy stable finite difference schemes for nonlinear conservation laws: Finite domains. *J. Comput. Phys.*, v.252, 2013, pp. 518–557.

МЕТОД ПОСТРОЕНИЯ СХЕМ ПОВЫШЕННОГО ПОРЯДКА АППРОКСИМАЦИИ ДЛЯ ГИПЕРБОЛИЧЕСКИХ УРАВНЕНИЙ

И.В. Попов

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша
Российской академии наук, Москва, piv2964@mail.ru*

Предлагается метод построения разностных схем высокого порядка аппроксимации для решения простейшего уравнения гиперболического типа, а именно линейного уравнения переноса. На основе разработанного метода проводится анализ схем Русанова, Уорминга-Катлера-Ломакса и построены новые разностные схемы третьего порядка. Для построенных в данной работе разностных схем предлагается способ монотонизации решения. Монотонизация численного решения осуществляется за счет понижения порядка разностной схемы в точках осцилляции численного решения. Это достигается с помощью вложенности шаблонов младших пространственных производных, которые являются подмножеством шаблонов разностных схем старших производных по «принципу матрёшки». Приводятся результаты численных экспериментов для известных тестовых задач.

Литература

1. Галанин М.П., Савинков Е.Б. Методы численного анализа математических моделей. – М., Из-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010.
2. Петров И.Б., Лобанов А.И. Лекции по вычислительной математике. – М., Интернет-Университет Информационных технологий, БИНОМ. Лаборатория знаний, 2006.
3. Галанин М.П., Еленина Т.Г. Сравнительный анализ разностных схем для линейного уравнения переноса. Препр. Инст. прикл. матем. им. М. В. Келдыша РАН. – М., 1998.
4. Галанин М.П., Еленина Т.Г. Тестирование разностных схем для линейного уравнения переноса. Препр. Инст. прикл. матем. им. М. В. Келдыша РАН. – М., 1999.

5. Гольдин В.Я., Калиткин Н.Н., Шишова Т.В. Нелинейные разностные схемы для гиперболических уравнений. – ЖВМ и МФ, 1965, т. 5, №5. – с. 938 – 944.
6. Федоренко Р.П. Применение разностных схем высокой точности для численного решения гиперболических уравнений. – ЖВМ и МФ, 1962, т.2, №6. – с. 1122- 1128.
7. Борис Дж.П., Бук Д.Л. Решение уравнений непрерывности методом коррекции потоков. – Сб.: Вычислительные методы в физике. Управляемый термоядерный синтез. – М., Мир, 1980. – с. 92 – 141.
8. Вязников К.В., Тишкин В.Ф., Фаворский А.П. Построение монотонных разностных схем повышенного порядка аппроксимации для систем уравнений гиперболического типа. – Математическое моделирование, 1989, т.1, №5 – с. 95-120.
9. Вязников К.В., Тишкин В.Ф., Фаворский А.П., Шашков М. Ю. Квазимонотонные разностные схемы повышенного порядка точности. - Препр. ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, 1987, №36, 27 с.
10. Иванов А.А., Тишкин В.Ф., Фаворский А.П., Яцук А.Н. Построение квазимонотонной схемы повышенного порядка аппроксимации для уравнения переноса. – Препр. ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, 1993, №65, 25 с.
11. Головизнин В.М., Карабасов С.А. Методы прыжкового переноса для численного решения гиперболических уравнений. Точный алгоритм для моделирования конвекции на эйлеровых сетках. – Препр. ИБРАЭ, 2002, №ИБРАЭ-2000-04, 40 с.
12. Головизнин В.М., Карабасов С.А. Нелинейная коррекция схемы «Кабаре». – Математическое моделирование, 1998, т.10, №12 – с. 107 – 123.
13. Neumann J., Richtmyer R. A method for the numerical calculation of hydrodynamical shocks // J. Appl. Phys. – 1950. – V. 21, N. 3. – P. 232-237.
14. Попов И.В., Фрязинов И.В. Метод адаптивной искусственной вязкости численного решения уравнений газовой динамики. – М., Красанд, 2015.
15. Рихтмайер Р., Мортон К. Разностные методы решения краевых задач. - М., Мир, 1972. – с. 300 – 304.

ВЕЙВЛЕТНЫЙ КОЛЛОКАЦИОННЫЙ МЕТОД ДЛЯ РЕШЕНИЯ СОПРЯЖЁННЫХ ЗАДАЧ В СВЯЗАННЫХ ТОПОЛОГИЧЕСКИ ПРЯМОУГОЛЬНЫХ ОБЛАСТЯХ

М.В. Шлычков, О.А. Рогозин, О.В. Васильев

Сколковский институт науки и технологий, Москва,

O.Vasilyev@skoltech.ru

За последние десятилетия вейвлетные методы зарекомендовали себя как эффективный инструмент для моделирования многомасштабных задач благодаря способности вейвлетного анализа выявлять локализованные структуры решения и обеспечивать адаптацию расчётной сетки при заданном контроле точности численного решения. В настоящее время разработаны различные классы вейвлетных адаптивных методов для решения эллиптических [1,2], параболических [3,4] и гиперболических [5,6] систем уравнений.

Широкое применение этих методов ограничено тем, что большинство из них ориентировано на расчёты в одной прямоугольной области [2,4,5], что существенно сужает класс прикладных задач. Для применения вейвлетных адаптивных методов в областях сложной геометрии были разработаны методы штрафных функций [7,8], однако их использование приводит к снижению точности решения вблизи границ, что требует чрезмерного измельчения сетки в пристеночных областях и в конечном счёте увеличивает вычислительные затраты. Альтернативный подход, основанный на аналитических координатных преобразованиях, предложен в работе [9]. Он позволяет применять вейвлетные методы в топологически прямоугольных областях, но по-прежнему ограничен одной расчётной областью. Это затрудняет использование таких методов для сопряжённых задач и задач в неодносвязных областях.

В докладе представлено расширение адаптивного анизотропного вейвлетного коллокационного метода [9] на случай решения задач в нескольких связанных топологически прямоугольных областях. Основная идея предлагаемого подхода состоит в представлении сложной расчётной области как совокупности смежных блочных подобластей, каждая из которых отображается на прямоугольную вычислительную область. Внутри каждой подобласти сохраняется структура вейвлетного коллокационного метода, а взаимодействие между подобластями задаётся условиями сопряжения на границах раздела. Эти условия могут описывать как связь различных физических процессов, так и согласование решений одной и той же системы уравнений в соседних подобластях (например, непрерыв-

ность функции и её производной на общей границе).

Ключевая сложность при решении сопряжённых задач заключается в согласовании расчётных сеток на смежных границах под областей. Поскольку каждая сетка адаптируется независимо, множества коллокационных точек на общей границе в общем случае не совпадают, а для поточечного применения условий сопряжения требуется формирование единого набора узлов на границе подобластей. Для реализации описанного подхода вейвлетный коллокационный метод был расширен таким образом, чтобы адаптация сетки, вычисление дифференциальных операторов и применение условий сопряжения выполнялись согласованно для всей системы связанных областей.

В параллельной реализации дополнительная сложность обусловлена тем, что коллокационные точки на смежных границах подобластей могут быть распределены между несколькими вычислительными узлами. Поэтому требуется не только согласование расчётных сеток соседних подобластей, но и организация эффективного межпроцессорного обмена данными.

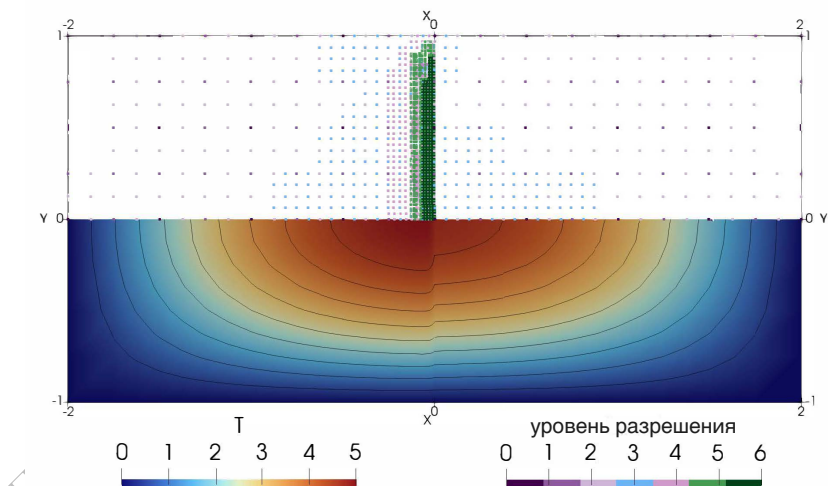


Рис. 1. Пример применения адаптивного вейвлетного коллокационного метода к задаче сопряжённого теплообмена в двух смежных прямоугольных подобластях с различными безразмерными коэффициентами теплопроводности: $\Omega_1 = [-2, 0] \times [-1, 1]$ ($\kappa_1 = 0.02$) и $\Omega_2 = [0, 2] \times [-1, 1]$ ($\kappa_2 = 1$).

Цвет узлов сетки соответствует уровню разрешения.

Предложенный подход реализован в программном комплексе PawEMM. В докладе представлены результаты расчётов, подтвер-

ждающие эффективность разработанного метода на примерах задач с областями, в которых протекают различные физические процессы (рис. 1). Данный подход существенно расширяет границы применимости вейвлетного коллокационного метода, открывая возможность решения сопряжённых задач, задач в составных геометриях и неодносвязных областях. При этом в полной мере сохраняются ключевые преимущества адаптивных вейвлетных методов: автоматический контроль точности решения, локальная адаптация расчётной сетки и значительное снижение вычислительных затрат.

Литература

1. Cohen A, Dahmen W, Devore R. Adaptive wavelet methods for elliptic operator equations: Convergence rates // *Math.Comp.* — 2001. — Vol. 70, no. 233. — Pp. 27–75.
2. Vasilyev O. V., Kevlahan N. K. -R. An adaptive multilevel wavelet collocation method for elliptic problems // *J. Comp. Phys.* — 2005. — Vol. 206, no. 2. — Pp. 412–431.
3. Vasilyev O. V., Bowman C. Second Generation Wavelet Collocation Method for the Solution of Partial Differential Equations // *J. Comp. Phys.* — 2000. — Vol. 165. — Pp. 660–693.
4. Vasilyev O. V. Solving Multi-Dimensional Evolution Problems with Localized Structures Using Second Generation Wavelets // *Int. J. Comp. Fluid Dyn.* — 2003. — Vol. 17, no. 2. — Pp. 151–168.
5. Regele J. D., Vasilyev O. V. An adaptive wavelet-collocation method for shock computations // *Int. J. Comp. Fluid. Dyn.* — 2009. — Vol. 23, no. 7. — Pp. 503–518.
6. High-order adaptive multiresolution wavelet upwind schemes for hyperbolic conservation laws / Yang B., Wang J., Liu X., Zhou Y. // *Comput. Fluids.* — 2024. — Vol. 269. — P. 106111.
7. Liu Q., Vasilyev O. V. A Brinkman Penalization Method for Compressible Flows in Complex Geometries // *J. Comp. Phys.* — 2007. — Vol. 227, no. 2. — Pp. 946–966.
8. Brown-Dymkoski E., Kasimov N., Vasilyev O. V. A Characteristic Based Volume Penalization Method for General Evolution Problems Applied to Compressible Viscous Flows // *J. Comp. Phys.* — 2014. — Vol. 262. — Pp. 344–357.
9. Brown-Dymkoski E., Vasilyev O. V. Adaptive-Anisotropic Wavelet Collocation Method on General Curvilinear Coordinate Systems // *J. Comp. Phys.* — 2017. — Vol. 333. — Pp. 414–426.

Т2 Передовые, вихреразрешающие и не только, методы моделирования турбулентных течений и генерируемых ими акустических полей

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ АЛГЕБРАИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЛТП SST alg- γ ДЛЯ ТЕЧЕНИЙ С ПРОДОЛЬНОМ ГРАДИЕНТОМ ДАВЛЕНИЯ

М.В. Акунец, А.В. Гарбарук

*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого
(СПбПУ), Санкт-Петербург, akunets_mv@spbstu.ru*

Одним из основных подходов, применяемых в инженерной практике для расчета турбулентных течений является решение уравнений Рейнольдса, замкнутых с помощью той или иной полуэмпирической модели турбулентности. Хотя большинство течений, представляющих практический интерес, являются турбулентными, многие из них характеризуются наличием ламинарных областей и областей ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП). Протяженность данных областей может быть достаточно велика, ввиду чего их игнорирование при моделировании может приводить к существенным ошибкам в расчете. В настоящее время для учета влияния указанных областей применяются специализированные модели (модели ЛТП), наиболее распространённые из которых строятся на базе существующих полуэмпирических моделей турбулентности.

Одной из наиболее успешных таких моделей является алгебраическая модель ЛТП SST alg- γ [1], которая базируется на полуэмпирической модели турбулентности SST [2]. Для учета ЛТП в этой модели генерационное слагаемое в уравнении переноса кинетической энергии турбулентности k умножается на так называемый коэффициент перемежаемости γ , зависящий от локальных характеристик потока. Величина γ равна 0 в ламинарном пограничном слое (ПС) и 1 – в турбулентном. Данная модель весьма эффективна для предсказания положения ЛТП в ПС без градиента давления, однако при наличии градиента (в первую очередь, положительно) точность расчета снижается (рис. 1). Это открывает возможность для усовершенствования модели. В последние десятилетия для улучшения моделей турбулентности широкое распространение получили методы машинного обучения (МО) [3]. Это и определило цель настоящей работы, состоящую в применении методов машинного обучения для разработки модифицированной модели ЛТП SST alg- γ , позволяющей повысить точность расчета ЛТП в ПС с положительным градиентом давления без снижения точности расчета остальных течений.

Для разработки модифицированной модели SST alg- γ были рассмотрены ПС серии ТЗ с уровнем турбулентности $Tu \approx 3\%$ из базы

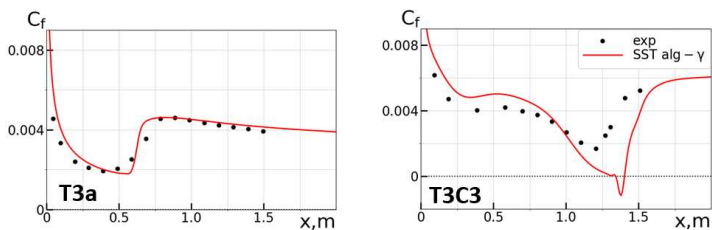


Рис. 1. Сравнение расчетного распределения коэффициента трения, полученного с использованием модели SST alg- γ , для ПС без градиента давления (Т3а) и с ним (Т3С3)

данных ERCOFTAC [4]. Они включают ПС без градиента давления (Т3А) и 2 ПС с положительным (Т3С3, Т3С4) и 1 с отрицательным (Т3С5) градиентами давления. Все расчеты проводились в академическом коде NTS, подробные постановки рассмотренных задач приведены в работе [5].

Задача построения модифицированной модели SST alg- γ сводится к построению функции γ от локальных характеристик потока. На сегодняшний день наиболее распространённым подходом решения этой задачи с использованием методов МО является подход FIML [3]. Однако в рассматриваемой задаче этот подход оказался не эффективен, поскольку при повышении точности модели для ПС с положительным градиентом давления неизбежно происходило снижение точности для течений без градиента давления. Поэтому в настоящей работе был предложен альтернативный трех-этапный подход. На первом этапе рассматриваемые течения разбиваются на подгруппы, для каждой из которых можно построить специальную модель, обеспечивающую высокую точность расчета именно этой группы течений. На втором этапе с использованием методов классификации (один из видов МО) строится локальная функция-переключатель, позволяющая определить, к какой группе относится рассматриваемое течение. Наконец, на третьем, завершающем, этапе строится искомая модель, которая является взвесью разработанных специальных моделей, а в качестве взвешивающей функции используется функция-переключатель.

В рассматриваемом случае этот подход был реализован следующим образом. Рассмотренные течения были разбиты на 2 группы: без градиента (Т3а) и с градиентом (Т3С3, Т3С4 и Т3С5) давления. Для течений без градиента давления в качестве специальной модели была выбрана оригинальная модель SST alg- γ , обеспечивающая для них высокую точность расчета. Для течений с градиентом

давления была построена модель с измененным набором констант $CFPG_{low}$, $CFPG_{High}$, $CAPG_{High}$ (набор изменяемых констант был выбран на основе серии предварительных расчетов). Задача оптимизации констант была решена путем минимизации функционала:

$$J = \sum_{T3C3, T3C4, T3C5} \int_L \sqrt{(C_{f, SST \text{ alg-}\gamma} - C_{f, exp})^2} dl \quad (1)$$

методом деформируемого многогранника (Нелдера-Мида). Результатом оптимизации стал следующий набор констант:

$$CFPG_{low, PG} = 0.0, CFPG_{High, PG} = 0.7, CAPG_{High, PG} = -1.5.$$

Функция-переключатель s была построена таким образом, чтобы она принимала значение 1 в ПС без градиента давления и 0 при его наличии. Построение зависимости s от локальных безразмерных характеристик потока $\{\lambda_{\theta l}, Tu_l, Re_{v22}\}$ было выполнено с применением модели случайного леса [6] (рис. 2).

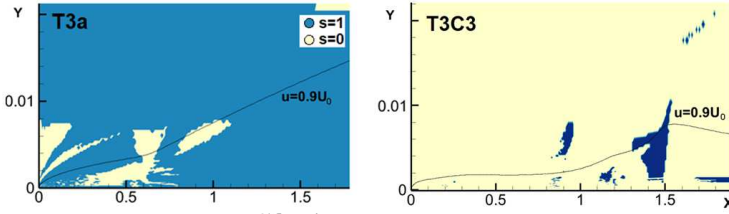


Рис. 2. Сравнение полей функции-переключателя s для ПС без градиента давления (Т3а) и с ним (Т3С3)

Наконец, построение итоговой модели производилось путем взвешивания соответствующих констант двух моделей:

$$\begin{aligned} CFPG_{low, mod} &= CFPG_{low} \cdot s + CFPG_{low, PG} \cdot (1 - s) \\ CFPG_{high, mod} &= CFPG_{high} \cdot s + CFPG_{high, PG} \cdot (1 - s) \\ CAPG_{high, mod} &= CAPG_{high} \cdot s + CAPG_{high, PG} \cdot (1 - s) \end{aligned} \quad (2)$$

На рис. 3 приведены результаты тестирования модифицированной модели $SST \text{ alg-}\gamma$. Видно, что модификация модели привела к существенному повышению точности для режима Т3С3 и к незначительному росту точности для режима Т3С4. При этом точность для случаев без градиента (Т3а) и с отрицательным градиентом давления (Т3С5) не изменилась. Таким образом, результаты настоящей работы показали, что усовершенствование моделей турбулентности может осуществляться с использованием методов классификации.

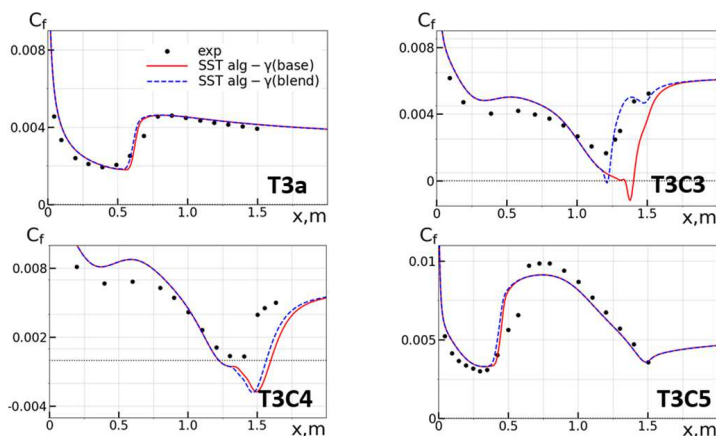


Рис. 3. Сравнение расчетного коэффициента трения, полученного с использованием оригинальной и модифицированной моделью SST alg- γ

Работа выполнена с использованием вычислительных ресурсов суперкомпьютерного центра СПбПУ «Политехнический».

Литература

1. F.R. Menter, et al. An Algebraic LCTM Transition Model // Proc. of the ERCOFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurement (ETMM13). Rhodes, Greece, 2021, pp.6.
2. F.R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // Heat Mass Transf., 2003, v.4, pp.8.
3. A.P. Singh, S. Medida, K. Duraisamy. Machine-Learning-Augmented Predictive Modeling of Turbulent Separated Flows over Airfoils. AIAA Journal 55, №7 (2017), pp.2215–2227.
4. A.M. Savill. Evaluating turbulence model predictions of transition: An ERCOFTAC Special Interest Group Project // Appl. Sci. Res., 1993, v.51, №1-2, pp.555-562.
5. А.С. Стабников, А.В. Гарбарук, А.А. Матюшенко. Сравнительный анализ алгебраических моделей Ламинарно-турбулентного перехода // МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ, 2024, v.36, №1, pp.141-157
6. Leo Breiman. Random Forests // Machine Learning, 2001, v.45, №1, pp.5-32.

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ, СПОСОБЫ НАСТРОЙКИ И ПРИМЕРЫ ПРИМЕНЕНИЯ АДАПТИВНЫХ RANS МОДЕЛЕЙ

М.В. Акунец, **А.В.Гарбарук**, А.А. Матюшенко, М.Х. Стрелец
*Санкт-Петербургский политехнический университет
Петра Великого, Санкт-Петербург, agarbaruk@spbstu.ru*

В настоящее время для расчета турбулентных течений наиболее широкое применение в инженерной практике получили линейные дифференциальные RANS модели турбулентности с двумя уравнениями (различные версии k - ϵ и k - ω моделей) и модель SA с одним уравнением переноса турбулентной вязкости μ_t . Каждая из них имеет свои достоинства и недостатки, но, в силу известных фундаментальных ограничений любых RANS моделей, не является универсальной. В связи с этим, в последние несколько лет вектор усилий разработчиков RANS моделей смещается от попыток создания более совершенных новых моделей (существенный прогресс в этом направлении за последние два десятилетия практически отсутствует) в сторону создания моделей, не претендующих на универсальность, но допускающих адаптацию пользователем к тем или иным приложениям путем калибровки входящих в них свободных параметров без деградации базовых свойств модели, т.е. без заметного снижения точности расчета характеристик турбулентного пограничного слоя (ПС) на плоской пластине. Иными словами, этот подход направлен не на разработку новых моделей, а на создание единой платформы, на базе которой может быть повышена точность решения тех или иных типов течения за счет возможности калибровки, предоставляемой этой платформой «свободных» параметров (в простейшем случае – эмпирических констант). В настоящем докладе представлены две модели такого типа и приведены примеры их применения.

Первая из них представляет собой консолидированную форму моделей с двумя уравнениями, сформулированную в терминах кинетической энергии турбулентности k и удельной скорости диссипации ω , названную авторами GEneralized k - ω модель (GEKO) [1]. Она содержит четыре основных калибровочных параметра, базо-

вые (предлагаемые по умолчанию) значения которых обеспечивают получение решения, практически совпадающего с решением, полученным с использованием модели k - ω SST, а их изменение в допустимом диапазоне позволяет целенаправленно повышать точность расчета различных типов течений (см. табл. 1).

Калибр. парам.	Значение по умолчанию	Допустимый диапазон	На что влияет
C_{SEP}	1.75	[0.7, 2.5]	Положение отрыва от гладкой поверхности
C_{NW}	0.00	[-2.0, 2.0]	Трение и теплообмен в неравновесных ПС
C_{MIX}	0.5	[-0.2, 1.0]	Интенсивность смешения в свободных сдвиговых слоях
C_{JET}	1.0	[0.0, 1.2]	Параметры струйных течений

Таблица 1. Калибровочные параметры модели GEKO

Вторая из упомянутых выше моделей представляет собой адаптивную версию модели Спаларта-Аллармареа SA [2]. Эта версия содержит два калибровочных параметра (см. табл. 2), значения по умолчанию которых переводят ее в оригинальную модель SA.

Калибр. парам.	Значение по умолчанию	Допустимый диапазон	На что влияет
$C_{b1,SEP}$	0.1355	[0.0655, 0.2055]	Положение отрыва
$C_{b1,FREE}$	0.1355	[0.0655, 0.2055]	Интенсивность смешения в свободных сдвиговых слоях

Таблица 2. Калибровочные параметры адаптивной модели SA
Определение калибровочных параметров в обеих моделях может осуществляться различными способами.

Наиболее простой из них состоит в задании этих параметров постоянными для всего течения и в выборе их оптимальных значений на основе серии расчетов, в которых они варьируются в допустимых диапазонах. Пример использования этого подхода для расчета обтекания толстых аэродинамических профилей S805 и S825, типичных для лопаток турбин ветровых электростанций, приведен

на рис. 1. Видно, что для таких течений оптимальным значением константы C_{SEP} в модели GEKO является 2.5, а для константы $C_{b1,SEP}$ в адаптивной модели SA – 0.0855. Использование этих значений позволяет кардинально повысить точность расчета при больших (близких к срыву потока) углах атаки без снижения точности при их меньших значениях.

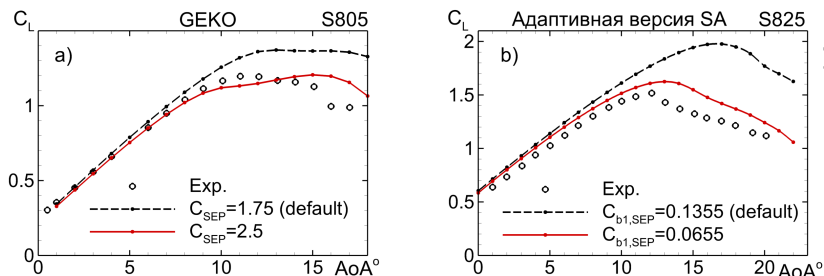


Рис. 1. Выбор констант C_{SEP} и $C_{b1,SEP}$ для расчета обтекания толстых аэродинамических профилей в широком диапазоне углов атаки

Однако для некоторых течений, вследствие их различного характера в разных подобластях потока, при таком, глобальном, определении констант не удастся добиться радикального повышения точности расчета. Типичным примером таких течений является обтекание выпуклости на плоской поверхности (NASA Hump), в котором на наветренной стороне выпуклости имеет место неравновесный (с сильным благоприятным градиентом давления) присоединенный пограничный слой, а на подветренной происходит отрыв потока, индуцированный неблагоприятным градиентом давления. В таких случаях может применяться зонный подход, в рамках которого в отдельных подобластях потока используются разные значения констант. Однако, более эффективным способом при расчете таких течений является задание калибровочных параметров в виде функций от локальных характеристик потока, которые могут быть построены с использованием методов машинного обучения (ML). Например, для задачи обтекания NASA Hump была построена модель, в которой значение параметра C_{SEP} определялось с помощью функции

$$C_{SEP} = \text{ML} \left(\frac{s}{0.3\omega} - 1, \frac{s_{ij}s_{ij}}{s_{ij}s_{ji} - \Omega_{ij}\Omega_{ji}}, \frac{1}{20} \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega d_w} \right),$$

где S_{ij} и Ω_{ij} – компоненты тензоров скоростей деформации и завихренности, S – инвариант тензора скоростей деформации, а d_w – расстояние от рассматриваемой точки до ближайшей стенки.

Как видно из рис. 2, на котором представлено сравнение результатов расчета продольного распределения коэффициента трения для NASA Hump, полученная таким образом модель превосходит по точности как глобальный, так и зонный способы определения константы C_{SEP} .

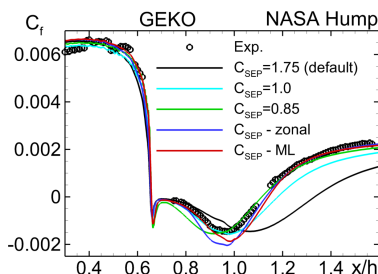


Рис. 2. Сравнение эффективности различных способов определения калибровочного параметра C_{SEP} модели GEKO при расчете распределения коэффициента трения вдоль поверхности NASA Hump

Отметим в заключение, что обе представленные адаптивные модели могут быть использованы совместно с различными поправками, разработанными для стандартных моделей SST и SA, в частности, с поправками на кривизну линий тока и вращение потока, низкие числа Рейнольдса, угловой отрыв, сжимаемость, шероховатость стенки и др.

Работа выполнена при поддержке РНФ (грант № 26-11-00017). Все расчеты проведены на высокопроизводительном кластере «Торнадо» СПбПУ (<http://www.spbstu.ru>).

Литература

1. Menter, F.R., Matyushenko, A. Generalized $k-\omega$ (GEKO) Two-Equation Turbulence Model // AIAA Journal, 2025, v. 63, N11, pp. 4590-4606
2. Spalart, P.R., Garbaruk, A., Alauzet, F., Fitzgibbon, T. New Versions of the Spalart-Allmaras Model Adjusted to Predict Early or Late Separation (in press).

РАЗВИТИЕ ГИБРИДНОГО RANS/LES-МЕТОДА С ДВУМЯ ПОЛЯМИ ТУРБУЛЕНТНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И ВЫНУЖДАЮЩЕЙ СИЛОЙ

А.О. Будникова

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский

Гибридные RANS/LES-методы, сочетающие в себе возможность вихреразрешения за счет LES-компоненты (LES — Large Eddy Simulation) и экономии вычислительных затрат за счет RANS-компоненты (RANS — Reynolds-Averaged Navier-Stokes), являются актуальным направлением на протяжении уже нескольких десятков лет. Несмотря на наличие достаточно успешных методов такого типа (например, [1]), потенциал их развития пока что не исчерпан. Одним из путей развития является разработка гибридных методов, приспособленных к разрешению нестационарных турбулентных структур на более грубых сетках, чем обычно требуется для методов этого типа [2], и способных гладко и с минимальными ошибками переходить между RANS- и LES-пределами. Далее обсуждается метод именно такого типа.

В докладе представлена новая версия гибридного RANS/LES-метода, ранее опубликованного в работе [3]. Этот метод основан на работе [4] и использует идею о разделении полей турбулентных напряжений на среднюю по времени и пульсационную составляющие с отдельной моделью для каждой из них [5]. Средняя по времени составляющая турбулентных напряжений описывается алгебраической моделью для напряжений Рейнольдса [6] и отвечает за явное моделирование подсеточного переноса импульса. Это позволяет проводить корректные вихреразрешающие расчеты на относительно грубых сетках. Пульсационная составляющая турбулентных напряжений описывается модифицированной подсеточной моделью Смагоринского и отвечает за среднюю подсеточную диссипацию кинетической энергии. Оба замыкания используются во всей расчетной области одновременно. Две модели для полей турбулентных напряжений дополнены вынуждающей силой в виде источникового члена в уравнениях импульса и энергии. Она позволяет усиливать или ослаблять разрешенные турбулентные пульсации скорости в зависимости от

параметров турбулентности и сеточного разрешения. Улучшения по сравнению с методом, представленным в работе [3], состоят в использовании небуссинесковой модели турбулентности для описания средней по времени компоненты турбулентных напряжений (ранее использовалась буссинескова модель SST) и в использовании анизотропной формулировки вынуждающей силы. Оба изменения способствуют более точному описанию анизотропии турбулентных напряжений.

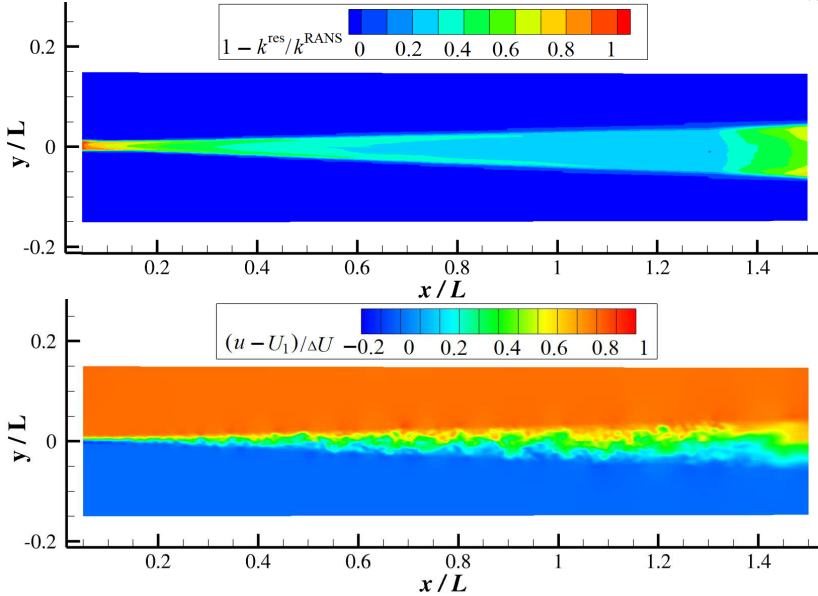


Рис. 1. Средняя доля смоделированной кинетической энергии турбулентности (сверху) и мгновенное поле продольной скорости (снизу) в расчете слоя смешения

В докладе приведены результаты тестирования новой версии метода в двух задачах: пространственном слое смешения и развитии турбулентного течения в плоском канале. Исследуется характер нарастания ширины слоя смешения и профили средней скорости, кинетической энергии турбулентности и компонент напряжений Рейнольдса. Показаны преимущества новой формулировки метода перед его базовой версией [3]. Приведено сравнение с результатами, полученными с использованием методов семейства DES [1] (DES — Detached Eddy Simulation). На рис. 1 в качестве

примера приведено поле скорости в одном из расчетов новым гибридными методом и соответствующее поле осредненной по времени доли смоделированной кинетической энергии турбулентности (значение 1 соответствует RANS-режиму, а значение 0 — LES-режиму). Доля смоделированной энергии увеличивается вблизи выходной границы из-за роспуска сетки в продольном направлении.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-79-10064, <https://rscf.ru/project/24-79-10064/>.

Литература

1. P.R. Spalart, W.-H. Jou, M.K. Strelets, S. Allmaras. Comments on the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach. Adv. in DNS/LES, 1997, pp.137–147.
2. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities. Int. J. Heat Fluid Flow, v.29(6), 2008, pp.1638–1649.
3. А.О. Будникова. Упрощенный гибридный RANS/LES-метод с двумя полями турбулентных напряжений и вынуждающей силой. Мат. Моделирование, в печати.
4. S.W. Haering, T.A. Oliver, R.D. Moser. Active model split hybrid RANS/LES. Phys. Review Fluids, v.7(1), 2022, pp.014603.
5. U. Schumann. Subgrid scale model for finite difference simulations of turbulent flows in plane channels and annuli. J. Comput. Phys., v.18(4), 1975, pp.376–404.
6. S. Wallin, A.V. Johansson. An explicit algebraic Reynolds stress model for incompressible and compressible turbulent flows. J. Fluid. Mech., v.403, 2000, pp.89–132.

ВЛИЯНИЕ СОГЛАСОВАННОСТИ ЗАКОНА СТЕНКИ С МОДЕЛЬЮ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА ТОЧНОСТЬ RANS-РЕШЕНИЙ С ПРИСТЕНОЧНЫМ МОДЕЛИРОВАНИЕМ

О.В. Васильев^{1,2}, Н.С. Жданова²

¹ Сколковский институт науки и технологий, г. Москва,

² ИИМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

O.Vasilyev@skoltech.ru

Численное моделирование на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (RANS) продолжает оставаться основным подходом для моделирования турбулентных течений с большим числом Рейнольдса, главным образом благодаря сниженным требованиям к разрешению сетки вблизи стенки. Однако, несмотря на существенное уменьшение требований к пристеночному разрешению, высокие градиенты осредненных полей течения по направлению нормали к стенке требуют использования мелкой сетки в пристеночной области. Для большинства задач, представляющих инженерный интерес, такое сгущение сетки вблизи твердых поверхностей оказывается критичным, даже несмотря на быстрый рост производительности вычислительных систем, наблюдаемый в последние годы. Пристеночные функции (wall functions) позволяют радикально снизить требования к разрешению, заменяя численное решение в пристеночной области заранее заданным профилем (законом стенки) и сшивая его с внешним RANS-решением. Ключевой проблемой при этом является точность аппроксимации в буферной зоне пограничного слоя, так как большинство известных законов стенки основаны на эмпирическом сращивании линейного и логарифмического профилей и вносят заметные ошибки, вызывая зависимость решения от положения точки сшивки и сеточного разрешения.

В работе исследуется влияние согласованности закона стенки с моделью турбулентности на сеточную зависимость решений осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса с применением пристеночных функций (WM-RANS). Предложена методология построения согласованного закона стенки, которая развивает подход адаптивных пристеночных функций [1, 2] и свободна от эмпирического сращивания. Основная идея заключается в совместном численном интегрировании уравнений RANS и соответствующей модели турбулентности в приближении пограничного слоя, приводящая к замкнутой системе обыкновенных дифференциальных

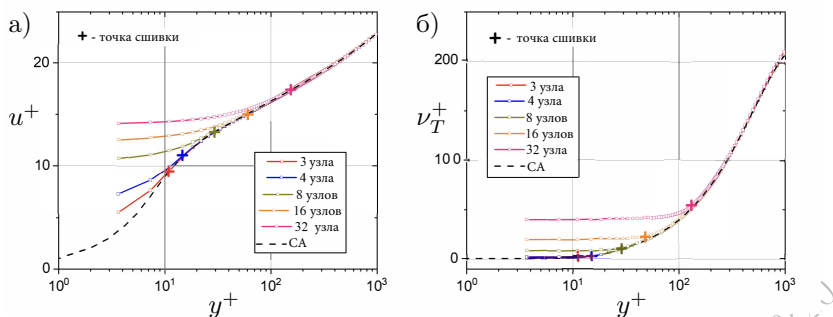


Рис. 1. Независимость RANS-решения с пристеночным моделированием от точки сшивки для плоской пластины при использовании согласованного с моделью турбулентности закона стенки: а) профили нормированной продольной скорости, б) профили нормированной турбулентной вязкости. Точка сшивки отмечена знаком (+).

уравнений, решение которой даёт согласованный закон стенки, одинаково точно аппроксимирующий осреднённое течение во всех подобластях пограничного слоя: от вязкого подслоя до логарифмической области, включая критически важную буферную зону.

Равномерная точность аппроксимации по всей толщине пограничного слоя обеспечивает независимость WM-RANS-решения не только от разрешения расчётной сетки, но и от положения точки сшивки закона стенки и внешнего RANS-решения. Это свойство особенно важно для неструктурированных сеток, где положение первых пристеночных узлов может существенно меняться вдоль границы. В докладе на примере канонической задачи обтекания плоской пластины с нулевым градиентом давления будет продемонстрировано, что при использовании согласованного закона стенки, WM-RANS-решение становится сеточно-независимым и практически совпадает с результатами пристеночно-разрешённого численного моделирования на основе уравнений RANS, тогда как стандартные законы стенки [3–5] дают существенную потерю точности при попадании точки сшивки в буферную зону (см. рис. 1).

Предложенный метод реализован в конечно-объёмном солвере NOISEtte [6] с вершинно-центрированной аппроксимацией на основе EBR-схемы повышенного порядка. Разработанный подход может быть обобщён на другие модели турбулентности и использован в сочетании с альтернативными методами пристеночного моделирования, в том числе с методом штрафных пристеночных функций [7]. Главное требование заключается в использовании присте-

точных функций, согласованных с конкретной моделью турбулентности, используемой совместно с RANS. Полученные результаты открывают возможность эффективного и точного моделирования турбулентных течений на относительно грубых сетках.

Литература

1. Near-wall behavior of RANS turbulence models and implications for wall functions / Georgi Kalitzin, Gorazd Medic, Gianluca Iaccarino, Paul Durbin // *Journal of Computational Physics*. — 2005. — Vol. 204, no. 1. — Pp. 265–291. — <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0021999104004164>.
2. Zhdanova N. S., Vasilyev O. V. Grid Dependence of Wall-Modeled RANS Simulations // *Mathematical Models and Computer Simulations*. — 2025. — dec. — Vol. 17, no. S2. — P. S240–S252. — DOI: 10.1134/S207004822570098X.
3. Reichardt Heinz. Complete Representation of Turbulent Velocity Distribution in Smooth Pipes // *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*. — 1951. — Vol. 31. — Pp. 208–219. — English translation of the original German paper.
4. Spalding D. Brian. A Single Formula for the Law of the Wall // *Journal of Applied Mechanics*. — 1961. — Sep. — Vol. 28, no. 3. — Pp. 455–458.
5. Knopp T. On grid-independence of RANS predictions for aerodynamic flows using model-consistent universal wall-functions // *Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Dynamics*. — 2006.
6. Gorobets A., Bakhvalov P. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers // *Computer Physics Communications*. — 2022. — Vol. 271. — P. 108231. — <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S001046552100343X>.
7. Vasilyev O. V., Zhdanova N. S. Characteristic-based volume penalization-imposed wall function method for turbulent boundary layer modeling // *Computational Mathematics and Mathematical Physics*. — 2023. — Vol. 63, no. 5. — Pp. 821–836.

СЕТОЧНАЯ НЕСХОДИМОСТЬ И ДРУГИЕ НЕОЖИДАННЫЕ И НЕОЧЕВИДНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ГИБРИДНОГО RANS-LES ПОДХОДА DES

А. П. Дубень, В. А. Сапожников

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

Гибридные RANS-LES подходы семейства DES (Detached Eddy Simulation) широко используются для численного моделирования фундаментальных и прикладных задач аэродинамики и аэроакустики. С момента появления первой версии в 1997 году эти методы значительно эволюционировали: формулировка данного подхода заметно расширилась и усложнилась в результате комплекса исследований и разработок по устранению имеющихся проблем. Одной из ключевых дилемм, на решение которой были направлены усилия, является решение так называемой проблемы “серой зоны” – зоны интерфейса между RANS и LES решением. С одной стороны, она заключается в затягивании перехода решения от RANS к LES в начальных участках слоёв смещения. Соответствующие методики по решению этого аспекта получили название GAM-подходы (Grey Area Mitigation), суть которых заключается в использовании адаптивных подсеточных масштабов и современных LES моделей (см., например, [1]). Другой, менее выразительной, но не менее важной, является проблема недостаточной защиты пограничного слоя от переключения в режим LES. Заметным сдвигом в решении данной проблемы стала формулировка улучшенной защитной функции (EP, Enhanced Protection), предложенной в работе [2].

Одновременное применение GAM подходов и улучшенной защитной функции пограничного слоя (EP) в рамках одного метода является задачей, требующей тщательного исследования. Это обусловлено тем, что, по сути, эти модификации (GAM и EP) являются противоречащими друг другу: увеличение защиты пограничного слоя ведёт к ухудшению GAM свойств и наоборот. В работе [3] мы предложили и исследовали модель GAM-DDES (Delayed DES) с улучшенной защитной функцией – модификация GAM-DDES-EP, сформулированная на основе базовых RANS моделей Спаларта-Аллмараса (SA) и SST Ментера. Использование EP позволяет повысить корректность разделения областей RANS и LES без дополнительной калибровки параметров и при этом сохранить GAM-свойства модели. Исследование GAM-DDES-EP подхода в [3] проводилось на задачах, широко используемых различными авторами

ми для валидации гибридных RANS-LES подходов, в том числе DES. При проведении расчетов мы столкнулись с проблемой точной несходимости результатов, которая оказалась не специфической для предложенной модификации: данный эффект проявляется и при использовании подхода DDES без EP. На основе более внимательного и детального анализа предпринята попытка выявления причин обнаруженных несоответствий и предложить варианты решения и рекомендации для расчета подобных задач. Также одной из проблем, которая подсветилась в нашем исследовании (более конкретно, при расчете аэродинамики и шума в дальнем поле дозвуковой турбулентной струи), была зависимость полученных результатов от настроек численного алгоритма, а именно уровня численной диссипации схемы для аппроксимации конвективных потоков.

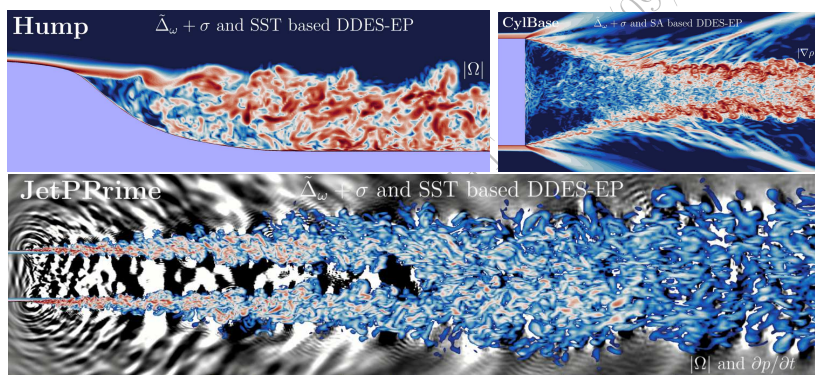


Рис. 1. Мгновенные поля величин из расчетов задач Hump, CylBase и JetPPrime

В докладе будут рассмотрены следующие известные задачи, представляющие собой сложные турбулентные течения различного типа. Для них имеются эталонные данные – экспериментальные данные и результаты вихреразрешающих расчетов высокой точности.

Hump Дозвуковое течение возле выпуклости на пластине (см. Рис. 1). Особенностью течения является отрыв от гладкой поверхности выпуклости достаточно толстого (толщина составляет порядка её высоты) пограничного слоя. Число Маха набегающего потока $M_\infty = 0.1$, число Рейнольдса, основанное на длине выпуклости c , составляет $Re_c = 9.36 \cdot 10^5$.

CylBase Сверхзвуковое турбулентное течение ($M_\infty = 2.46$) за донным срезом цилиндра. Число Рейнольдса, основанное на ра-

диусе цилиндра R , составляет $Re_R = 1.63 \cdot 10^6$. Течение характеризуется выраженными эффектами сжимаемости и очевидной необходимостью быстрого перехода от RANS к LES в слое смешения.

JetPPrime Затопленная изотермическая ($T_{jet}/T_\infty = 1$) дозвуковая ($M_{jet} = 0.9$) турбулентная струя, вытекающая из круглого сопла диаметром $D = 50$ мм. Число Рейнольдса $Re_D \approx 10^6$. Отличительной особенностью этой струи является относительно большая толщина турбулентного пограничного слоя на выходе из сопла, составляющая приблизительно $0.1D$.

В данном докладе будет представлен всесторонний анализ проблем, выявленных в процессе численного моделирования задач Hump, CylBase и JetPPrime, а также рассмотрены методы их преодоления. На основе полученного опыта будут предложены выводы и рекомендации. В общем можно сказать, что, несмотря на использование самых совершенных гибридных RANS-LES подходов и высококачественных вычислительных сеток для моделирования известных тестовых задач кажущиеся несущественными нюансы численного воспроизведения турбулентных течений начинают играть заметную роль. Это усложняет интерпретацию получаемых результатов и понимание возможностей и ограничений используемых методов.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, проект № 24-11-00287. Результаты работы были получены с использованием 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 им. М. В. Ломоносова.

Литература

1. Pont-Vilchez A., Duben A., Gorobets A., Revell A., Oliva A. and Trias F.X. New Strategies for Mitigating the Gray Area in Delayed-Detached Eddy Simulation Models. *AIAA J.* v. 59(6), 2021, 3331–3345.
2. Deck S., Renard N. Towards an enhanced protection of attached boundary layers in hybrid RANS/LES methods. *J. Comput. Phys.* 400, 2020, 108970.
3. Duben A., Sapozhnikov V. Evaluation of Delayed Detached Eddy Simulation with Grey Area Mitigation Techniques and Enhanced Protection of Boundary Layer. *Int. J. Heat Fluid Flow.* v. 121(1), September 2026, 110407.

РАЗВИТИЕ УЛУЧШЕННОГО МЕТОДА ОТСОЕДИНЁННЫХ ВИХРЕЙ (IDDES) ЧЕРЕЗ РАБОТУ С СЕРОЙ ЗОНОЙ

А.П. Дубень, В.А. Сапожников

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

aduben@keldysh.ru, slaviksap@keldysh.ru

В настоящее время активно развиваются методы вихреразрешающего моделирования турбулентных течений (scale-resolving simulation, SRS), позволяющие воспроизводить сложные нестационарные эффекты. Наибольший интерес для практических приложений представляют гибридные RANS–LES подходы, сочетающие экономичность моделей, основанных на осреднённых по Рейнольдсу уравнениях Навье–Стокса (RANS), в пристеночных областях и точность метода крупных вихрей (Large Eddy Simulation, LES) в зонах отрыва и смешения.

Одним из наиболее распространённых методов данного класса является подход Detached Eddy Simulation (DES) и его модификации, включая Delayed DES (DDES) и Improved DDES (IDDES). IDDES представляет собой комбинацию подходов DDES и подхода LES разрешенного у стенки (Wall-Resolved LES, WRLES) или LES с пристеночным моделированием (Wall-Modelled LES, WMLES), в зависимости от сеточного разрешения внутри пограничного слоя. Современные исследования и соответствующие модификации подхода DES направлены на устранение проблемы “серой зоны” — области перехода между режимами RANS и LES, где наблюдается задержка развития разрешённой турбулентности. Для её решения активно развиваются подходы уменьшения влияния серой зоны (Grey-Area Mitigation, GAM), основанные на использовании адаптивных подсеточных масштабов и альтернативных LES моделей.

В докладе рассматривается развитие гибридного подхода IDDES — подход GAM-IDDES-EP, объединяющий формулировку IDDES, а также GAM методы совместно с улучшенной защитной функции пограничного слоя (Enhanced Protection, EP), сформулированной в работе [1]. Предшествующими итерациями к построению новой модификации подхода предложен метод GAM-DDES-EP в [2,3] и GAM-IDDES [4]. В рамках настоящего исследования разработана модель GAM-IDDES-EP, интегрирующая данные подходы. В её формулировке улучшенная защитная функция применяется в DDES-ветке IDDES, что позволяет объединить преимущества улучшенной защиты пограничного слоя в областях без турбулентного

контента и WRLES/WMLES в пристенных областях с разрешенной турбулентностью. Основным преимуществом предложенной модели предполагается возможность моделирования различных типов течений в рамках одной задачи, без необходимости применения зонных подходов. Совмещение GAM-подходов с улучшенной защитной функцией пограничного слоя требует детального исследования. Это обусловлено тем, что, по сути, эти GAM и EP модификации являются противоречащими друг другу: увеличение защиты пограничного слоя ведёт к ухудшению GAM свойств и наоборот. Кроме того, в контексте подхода IDDES улучшенная защита может негативно повлиять на работу модели в режиме WRLES/WMLES. В исследовании рассматриваются две вариации GAM методов, определяемых комбинацией динамического подсчетного масштаба и альтернативной LES модели: масштабы $\tilde{\Delta}_\omega$ и Δ_{lsq} в сочетании с моделями σ и S3 (а именно S3QR) соответственно. В качестве базовой RANS модели используется модель Спаларта-Аллараса.

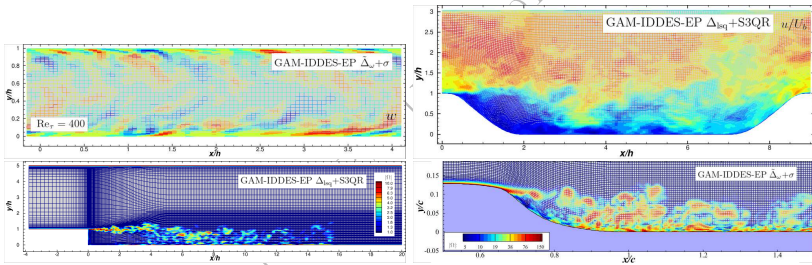


Рис. 1. Визуализация течений в меридиональном сечении для задач TurbChannel, Hills2D, BFSCChannel, Hump

Для тестирования и валидации подхода GAM-IDDES-EP использовались следующие канонические и более сложные турбулентные течения, для которых имеются надежные экспериментальные данные и/или данные других расчетов:

- турбулентный пограничный слой на плоской пластине;
- развитое турбулентное течение в плоском канале при различных числах Рейнольдса (TurbChannel);
- течение в канале с 2D периодическими холмами (Hills2D);
- течение в канале с обратным уступом (BFSCChannel);
- течение возле выпуклости на пластине (Hump).

Визуализация некоторых течений представлена на Рис. 1. Реализация новой модификации подхода DES выполнена в программном комплексе NOISEtte [5] как на CPU, так и на GPU [3].

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда, проект № 24-11-00287. Результаты получены на гибридном суперкомпьютере K60GPU Суперкомпьютерного центра коллективного пользования ИПМ РАН (<https://ckp.kiam.ru>) и на оборудовании центров коллективного пользования высокопроизводительными вычислительными ресурсами МГУ имени М. В. Ломоносова.

Литература

1. Deck, S., Renard, N. Towards an enhanced protection of attached boundary layers in hybrid RANS/LES methods. *J. Comput. Phys.* 400, 108970 (2020).
2. Duben A., Sapozhnikov V. Evaluation of Delayed Detached Eddy Simulation with Grey Area Mitigation Techniques and Enhanced Protection of Boundary Layer. *Int. J. Heat Fluid Flow.* v. 121(1), September 2026, 110407.
3. A. Gorobets, A. Duben, V. Sapozhnikov. GPU Implementation of Turbulence Modeling Features for High-Fidelity Supercomputer Simulations. *RuSCDays 2025*, LNCS 16196, pp. 259–273, 2026. DOI: 10.1007/978-3-032-13127-0_19.
4. Сапожников В.А., Дубень А.П. Гибридный RANS-LES подход IDDES на основе альтернативных LES моделей. *Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша* (77), 1–24 (2025).
5. I.V. Abalakin, P.A. Bakhvalov, V.G. Bobkov, A.P. Duben, A.V. Gorobets, T.K. Kozubskaya, P.V. Rodionov, N.S. Zhdanova. NOISEtte CFD&CAA Supercomputer Code for Research and Applications. *Supercomputing Frontiers and Innovations*, v. 11(2), pp. 78–101 2024. DOI: 10.14529/jsfi240206.

РАЗВИТИЕ МЕТОДА ПЕНАЛИЗИРОВАННЫХ ПРИСТЕНОЧНЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ ПОГРУЖЕННЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ В ЗАДАЧАХ ТУРБУЛЕНТНОГО ОБТЕКАНИЯ

Н.С. Жданова¹, Н.А. Клюев¹, О.В. Васильев^{1,2}

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

² Сколковский институт науки и технологий, г. Москва,
nat.zhdanova@gmail.com

Применение метода пенализированных пристеночных функций (ППФ) при численном моделировании задач турбулентного обтекания позволяет существенно снизить требования к пристеночному разрешению расчётной сетки и, как следствие, сократить время расчётов и вычислительные затраты [1]. В основе метода ППФ, как и в основе традиционного метода пристеночных функций, лежит идея замены численного решения в пограничном слое на его аппроксимацию с помощью аналитической модели — пристеночной функции. Ключевая особенность метода состоит в дифференциальной формулировке условия сшивки (согласования) пристеночной функции и численного решения во внешней области течения. Условие сшивки задается дифференциальным уравнением, которое позволяет вычислить касательное напряжение в точке сшивки и перенести его на границу с помощью метода характеристических штрафных функций (метод ХШФ) [2].

Метод ХШФ относится к классу методов погруженных границ (ПГ), предназначенных для постановки граничных условий на поверхности, не совпадающей с узлами расчетной сетки, что существенно сокращает затраты на построение сетки, особенно для тел сложной геометрии, так как устраняет необходимость размещать узлы на границе, и легко обобщается на задачи с движущимися границами. Среди методов ПГ наиболее широкое распространение получили подходы на основе штрафных функций, в том числе и метод ХШФ, в первую очередь благодаря простоте реализации. Применение методов ПГ в задачах турбулентного обтекания, так же, как и использование согласованных с границей сеток, требует высокого сеточного разрешения пограничного слоя. Эта проблема может быть решена с помощью метода пристеночных функций.

В докладе представлена методика численного моделирования турбулентного обтекания твёрдых тел на основе осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, объединяющая метод ХШФ

для постановки граничных условий и метод ППФ для снижения требований к сеточному разрешению. Таким образом, в рамках одной методики объединены подходы, обладающие разной функциональностью, но основанные на общей математической идее применения характеристических штрафных функций. Эффективность предложенной методики продемонстрирована на примерах численного решения модельных задач турбулентного обтекания твёрдых тел.

Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ, проект № 25-21-00913. Результаты получены с использованием оборудования ЦКП ИПМ им. М. В. Келдыша РАН (<http://ckp.kiam.ru>).

Литература

1. Vasilyev O.V., Zhdanova N.S., Kluev N.A. Comparative Study of Conventional and Penalized Wall Function Methods in Turbulent Flow Modeling // Math. Models Comput. Simul., 2024, Vol. 16, no. 1, P. 139–161.
2. Brown-Dymkoski E., Kasimov N., Vasilyev O.V. A Characteristic Based Volume Penalization Method for General Evolution Problems Applied to Compressible Viscous Flows // J. Comput. Phys., 2014, Vol. 262, P. 344–357.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ВНЕШНЕЙ АЭРОДИНАМИКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ПЕНАЛИЗИРОВАННЫХ ПРИСТЕНОЧНЫХ ФУНКЦИЙ

Н.А. Ключев

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, nik_khlev@mail.ru

В работе рассматривается метод пенализированных пристеночных функций (метод ППФ) с динамической адаптацией положения точки сшивки пристеночной функции с решением газодинамических уравнений. Метод используется при численном моделировании турбулентных течений уравнениями RANS и относится к классу методов пристеночных функций, позволяющих снизить требования к пристеночному разрешению расчетной сетки. Адаптация положения точки сшивки при этом расширяет область применимости метода ППФ на турбулентные течения при наличии продольного градиента давления, в том числе с отрывом пограничного слоя [1].

Метод ППФ обладает полностью дифференциальной формулировкой, опирающейся на идеи метода характеристических штрафных функций [2]. Скорость трения на стенке определяется из численного решения уравнения, которое согласует внешнее решение с пристеночной функцией и переносит напряжение трения из точки сшивки на поверхность.

В работе предложен новый алгоритм адаптации положения точки сшивки, который учитывает продольный градиент давления. В сравнении с существующими методами адаптации положения точки сшивки [1] разработанный вариант не требует эмпирического подбора констант в зависимости от решаемой задачи.

Преимущества новой формулировки демонстрируются на примере решения задачи обтекания профиля NASA0012, где достигнуто ускорение расчёта в 3 раза за счёт снижения требований к пристеночному разрешению при использовании метода ППФ. С применением предложенного подхода получено численное решение задачи моделирования обтекания модели самолёта с посадочной механизацией. Результаты подтверждают сохранение точности численного решения при уменьшении расчетной сетки в 1.6 раза.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, проект № 25-21-00913. Результаты получены с использованием оборудования ЦКП ИПМ им. М. В. Келдыша РАН (<http://ckp.kiam.ru>).

Литература

1. Vasilyev O., Zhdanova N., Kluev N. Penalized Wall Function Method with Dynamic Solution Matching in the Separation and Reattachment Regions, Lobachevskii J. Math., 2024, Vol. 45, no. 11, P. 5932–5947.
2. Brown-Dymkoski E., Kasimov N., Vasilyev O.V. A Characteristic Based Volume Penalization Method for General Evolution Problems Applied to Compressible Viscous Flows, J. Comput. Phys., 2014, Vol. 262, P. 344–357.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ГИБРИДНЫЙ RANS-LES ПОДХОД SBES: ОПИСАНИЕ И ПРИМЕРЫ ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА СЛОЖНЫХ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ

А.А. Матюшенко¹, А.В. Гарбарук¹,

Ф.Р. Ментер², Р. Мореира³

¹Санкт-Петербургский политехнический университет Петра
Великого (СПбПУ), Санкт-Петербург, aleksei@matiusenko.ru

²ANSYS Germany GmbH,

³Engineering Simulation and Scientific Software (ESSS), Brazil

Низкая точность, обеспечиваемая методом RANS при расчете сложных (в первую очередь, отрывных) течений, привела к появлению гибридных RANS-LES подходов, первый из которых, метод моделирования отсоединенных вихрей DES (Detached Eddy Simulation), был предложен почти 30 лет назад. Дальнейшее развитие глобальных гибридных подходов было связано с попытками устранения недостатков, выявленных в результате широкого использования DES, главными из которых являются возможность переключения модели из RANS в LES моду внутри присоединённых пограничных слоев (ППС) при измельчении вычислительной сетки, затягивание перехода от RANS к LES в оторвавшихся слоях смешения и сдвиг логарифмического профиля скорости при расчете присоединенного пограничного слоя в режиме WMLES (Wall Modelled Large Eddy Simulation). Это привело к появлению различных усовершенствованных версий DES, в частности, DDES (Delayed DES), DDES- Δ_{SLA} , IDDES (Improved DDES), однако ни одна из этих моделей не позволяет одновременно решить все описанные проблемы (в первую очередь, это относится к неоправданному переходу в LES моду в ППС). Достигнуть этого удалось лишь сравнительно недавно в рамках подхода SBES (Stress-Blended Eddy Simulation) [1]. В данном докладе представлено описание его последней версии [2] и приведены примеры, иллюстрирующие его возможности.

В отличие от моделей семейства DES, в рамках SBES сращиваются не RANS и LES масштабы турбулентности, а непосредственно турбулентные напряжения, что в рамках гипотезы Буссинеска эквивалентно сращиванию значений турбулентной вязкости модифицированной RANS модели и подсеточной вязкости

модели LES

$$\mu_t^{SBES} = f_s \cdot \mu_t^{RANS} + (1 - f_s) \cdot \mu_t^{LES},$$

где f_s – весовая функция, изменяющаяся в диапазоне от 0 до 1. При этом в качестве RANS модели в рассматриваемой версии SBES используется модифицированная k - ω SST модель, а в качестве LES – алгебраическая модель WALE.

Модификация модели SST состоит в том, что в правую часть уравнения для кинетической энергии турбулентности добавляется слагаемое $-\beta^* \rho k \omega F_{SBES}$, компенсирующее избыточную генерацию в тех областях потока, где SBES работает в LES режиме. При этом уравнения переноса k и ω решаются во всей расчетной области, а функция F_{SBES} построена таким образом, чтобы деактивировать это дополнительное слагаемое в тех областях потока, где SBES работает в RANS режиме ($f_s=1$). Таким образом, переключение между RANS и LES режимами в методе SBES контролируется функциями f_s и F_{SBES} , которые одновременно обеспечивают защиту пограничного слоя, быстрый переход от RANS к LES в оторвавшихся слоях смешения и работу модели в режиме WMLES.

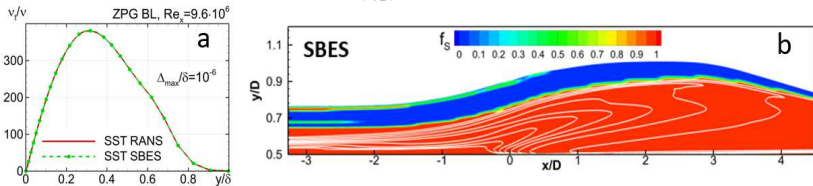


Рис. 1. Профили турбулентной вязкости в ППС на плоской пластине (а) и поле защитной функции в CS0 диффузоре (б)

Эффективность защиты ППС на плоской пластине, обеспечиваемая SBES, иллюстрирует рис. 1а. Видно, что даже на чрезвычайно мелкой сетке, в которой величина максимального шага Δ_{max} составляет лишь 10^{-6} толщины пограничного слоя δ , профили турбулентной вязкости, рассчитанные с использованием SBES и RANS, практически идентичны. Тот же эффект достигается при расчете течения в осесимметричном диффузоре CS0: несмотря на то, что в этом течении из-за влияния неблагоприятного градиента давления в потоке формируется тонкая отрывная зона, защитная функция $f_s=1$ во всем пограничном слое (рис. 1б).

Быстрый переход от RANS к LES и высокую точность, обеспечиваемые SBES при расчете формирующегося за уступом свободного сдвигового слоя, наглядно иллюстрирует рис. 2.

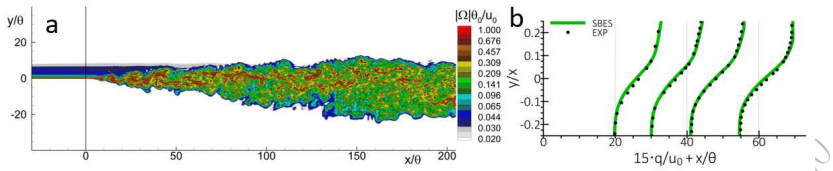


Рис. 2. Поле модуля завихренности (a) и профили скорости ($q = \sqrt{u^2 + v^2}$) для задачи слоя смешения (b)

Наконец, на рис. 3 представлены результаты расчета установившегося течения в плоском канале, при расчете которого SBES функционирует в режиме WMLES. В частности, на рис. 3a и 3b хорошо видны разрешаемые в расчете турбулентные вихревые структуры, а профили скорости при различных числах Рейнольдса хорошо согласуются с эмпирической корреляцией Рейхардта и, в отличие от многих WMLES методов, в них не наблюдается двух сдвинутых друг от друга логарифмических слоев (рис. 3c).

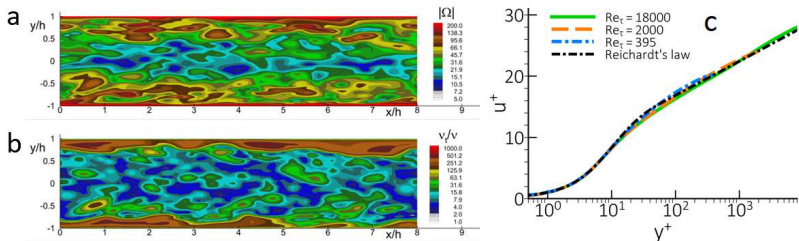


Рис. 3. Течение в плоском канале: поля модуля завихренности (a) и вязкости (b) при $Re_\tau = 18000$; сравнение профилей скорости при различных Re_τ с корреляцией Рейхардта (c)

Два примера применения SBES для решения сложных практических задач, для которых характерно одновременное присутствие в потоке присоединенных пограничных слоев, отрывных зон и сдвиговых слоев, представлены на рис. 4 и 5.

Первый из них (обтекание модели Ahmed car с углом наклона задней части модели 25°) является чрезвычайно сложным тестом как для RANS, так и для LES моделей [3]. В частности, большинство из них не способны воспроизвести отрыв и присо-

единение потока на наклонной поверхности, наблюдаемые в эксперименте, а предсказывают на ней либо полностью присоединенное, либо полностью отрывное течение. Как видно из рис. 4, SBES успешно справляется с этой задачей и с высокой точностью воспроизводит экспериментальные профили скорости.

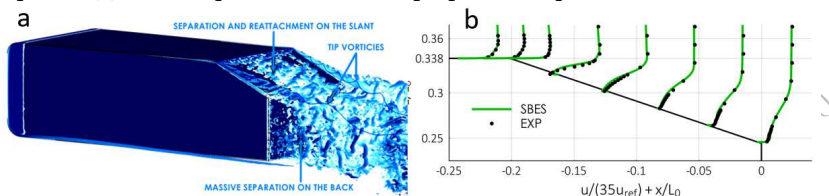


Рис. 4. Исоповерхность Q -критерия и профили скорости в различных сечениях наклонной задней части модели Ahmed car

Второй пример, подтверждающий высокую точность SBES при расчете сложных течений, представлен на рис. 5, на котором показаны результаты, полученные с его помощью для обтекания модели автомобиля DrivAer, широко используемой для тестирования различных CFD подходов (см. AutoCFD4 [4]).

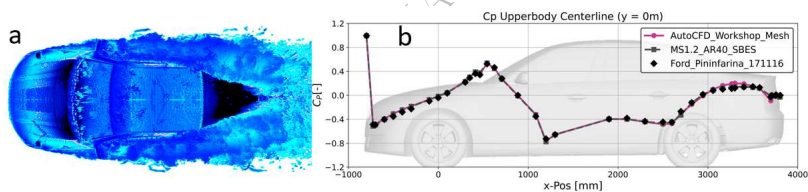


Рис. 5. Исоповерхность Q -критерия (a) и распределение давления в центральном сечении верхней части автомобиля DrivAer (b)

Работа выполнена с использованием вычислительных ресурсов суперкомпьютерного центра СПбПУ «Политехнический».

Литература

1. Menter, F. Stress-Blended Eddy Simulation (SBES) – A New Paradigm in Hybrid RANS-LES Modeling, Notes Numer. Fluid Mech. Multidisciplinary Design, v 137, 2018, pp.27-37.
2. Menter, F., Matyushenko, A., Garbaruk, A., Moreira, R. The Stress-Blended Eddy Simulation Hybrid RANS-LES Turbulence Model, AIAA J. (in press).

3. Lienhart, H., Stoots, C., Becker, S. Flow and Turbulence Structures in the Wake of a Simplified Car Model (Ahmed Modell), New Results in Num. and Exp. Fluid Mech. III, 2002, pp. 323–330.
4. Web-Site, “AutoCFD4 Workshop.” <https://autocfd.org>

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ RANS МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПРИМЕНительно К РАСЧЕТУ ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЕВ НА КРИВОЛИНЕЙНЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ ПРИ НАЛИЧИИ ЗНАКОПЕРЕМЕННОГО ГРАДИЕНТА ДАВЛЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ ОБТЕКАНИЯ КОНФИГУРАЦИИ «ЛЕЖАЧИЙ ПОЛИЦЕЙСКИЙ»

А.С. Стабников, М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур

Санкт-Петербургский политехнический университет

Петра Великого, Санкт-Петербург

Для оптимизации формы крыльев авиалайнеров на стадии проектирования необходимо проведение многовариантных расчетов. К сожалению, несмотря на прогресс вычислительной техники и успехи в разработке высокоточных вихреразрешающих подходов к моделированию турбулентности, достигнутые в последние десятилетия, проведение таких расчетов в рамках этих подходов при высоких числах Рейнольдса требует неприемлемо больших вычислительных ресурсов. Поэтому в инженерной практике для этой цели повсеместно используются экономичные полуэмпирические модели турбулентности для замыкания уравнений Рейнольдса (RANS модели). Известно, однако, что результаты RANS расчетов течений, характеризующихся наличием знакопеременного градиента давления, существенной кривизной линий тока и формированием на обтекаемой поверхности локальных отрывных зон (все эти эффекты имеют место при обтекании крыла), недостаточно точны и сильно зависят от используемой модели. В этой связи оценка точности, обеспечиваемой различными RANS моделями при расчете течений рассматриваемого типа, является важной практической задачей.

В данной работе такая оценка получена для обтекания конфигурации «Лежащий полицейский» (Speed Bump – SB), которая была специально сконструирована в компании Boeing в 2019 г. для оценки точности RANS моделей применительно к таким течениям. Важным достоинством этой конфигурации в данном контексте является ее простая геометрия (она задается аналитической формулой), что значительно облегчает проведение расчетов

и, что не менее важно, позволяет полностью согласовать постановку расчетной задачи с экспериментальными условиями. Вместе с тем, при ее обтекании все перечисленные выше эффекты, характерные для пограничных слоев на поверхности крыльев авиалайнеров, играют существенную роль.

Форма SB (см. рис. 1) описывается формулой

$$y(x, z) = 0.5h \left\{ 1 + \operatorname{erf} \left[\left(0.5 \frac{L}{z_0} - 2 - \frac{z}{z_0} \right) \right] \right\} \exp[-(x/x_0)^2],$$

где x и z - продольная и трансверсальная координаты, а начало координат находится в центре SB.

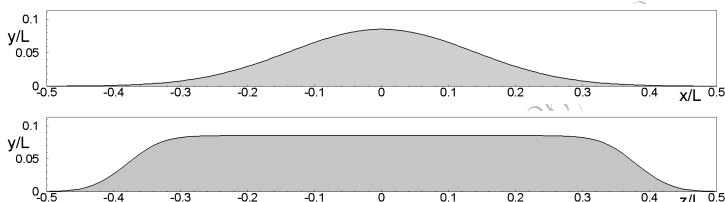


Рис. 1. Геометрия SB в сечениях $z=0$ (сверху) и $x=0$ (снизу)

Таким образом, геометрия SB определяется значениями четырех линейных размеров (шириной выпуклости L , ее высотой h и значениями параметров x_0 и z_0) или трех безразмерных (отнесенных к L) величин: h_0/L , x_0/L и z_0/L . В экспериментах [1, 2], с данными которых сравнивались результаты расчетов, значения этих величин составляли 0.085, 0.195 и 0.06, соответственно. В них SB был установлен на плоской пластине, которая размещалась в рабочей секции аэродинамической трубы, имеющей ширину L , на расстоянии $y_c/L=0.5$ от ее верхней стенки.

Расчеты проводились в приближении несжимаемой жидкости с использованием моделей Спаларта-Аллмараса и переноса сдвиговых напряжений и поправками на кривизну линий тока (SARC [3] и SST RC [4] модели), которые считаются наиболее надежными для течений рассматриваемого типа. Расчетная область представляет собой прямоугольный параллелепипед с размерами $2.6L$, $0.5L$ и L по координатам x , y и z , соответственно. На твердых стенках (стенки канала и поверхность SB) используются граничные условия прилипания. На входной границе ($x/L = -1.4$) поток считается однородным, и в качестве граничных условий задается его скорость U_0 , а давление определяется с помощью

линейной экстраполяции из внутренних точек области. На выходной границе ($x/L=1.2$) задается постоянное давление, а все остальные переменные определяются путем линейной экстраполяции. Все расчеты выполнены с использованием собственного CFD кода Numerical Turbulence Simulation – NTS (его описание и вычислительная постановка рассматриваемой задачи будут представлены в докладе).

На рис. 2–3 в качестве примера показаны результаты, полученные при значении $Re_L = U_0 L / \nu = 3.6 \cdot 10^6$, соответствующем условиям эксперимента [1] (в докладе будут представлены результаты, полученные для условий эксперимента [2] при $Re_L = 4 \cdot 10^6$).

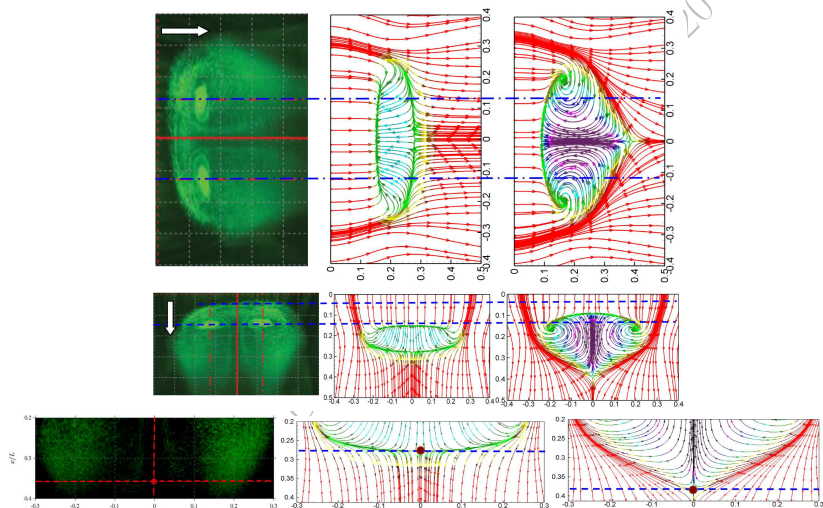


Рис. 2. Сравнение расчетных и экспериментальных визуализаций течения на подветренной стороне поверхности SB. Слева – эксперимент, в центре – расчет по модели SARC, справа – по модели SST RC

В частности, на рис. 2 сравниваются расчетные и экспериментальные визуализации течения. Из него видно, что обе рассматриваемые модели предсказывают формирование на подветренной поверхности SB локальной зоны отрыва (“отрывного пузыря”), наблюдаемой в эксперименте. Однако, как и ожидалось, количественные различия между двумя расчетами очень велики. При этом результаты модели SST RC гораздо лучше согласуются с экспериментом, чем результаты модели SARC. Так, в отличие

от SARC, SST RC не только правильно описывает форму отрывного пузыря (как и в эксперименте, согласно этой модели, он имеет двух-вихревую (грибообразную) форму), но и достаточно точно предсказывает координату седловой точки поля скорости (см. нижний ряд на рис. 2), а также продольное и поперечное распределения давления на поверхности SB (см. рис. 3).

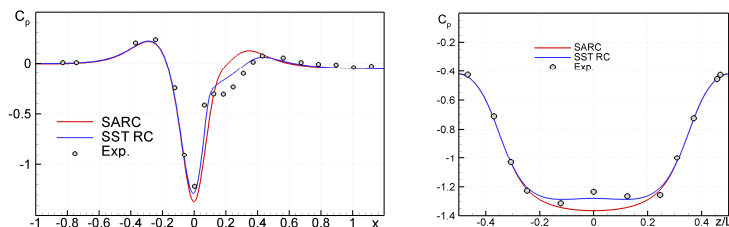


Рис. 3. Сравнение расчетных и экспериментальных распределений давления на поверхности SB. Слева: вдоль оси x в плоскости $z=0$, справа: вдоль оси z в плоскости $x=0$

Работа выполнена при поддержке РНФ (грант № 26-11-00017). Расчеты проведены на кластере «Торнадо» Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого (<http://www.spbstu.ru>).

Литература

1. O. Williams, M. Samuelli, E.S. Sarwas, M. Robbins, A. Ferrante. Experimental study of a CFD validation test case for turbulent separated flows, AIAA Paper 2020-0092, 2020.
2. P. Gray, I. Gluzman, F. Thomas, T. Corke, M. Lakebrink, K. Mejia. Benchmark Characterization of Separated Flow Over Smooth Gaussian Bump, AIAA Paper 2022-3342, 2022.
3. P.R. Spalart, M.L. Shur. On the sensitization of simple turbulence models to rotation and curvature, Aerospace Science and Technology, v. 1, 1997, pp. 297-302.
4. P.E. Smirnov, F.R. Menter. Sensitization of the SST Turbulence Model to Rotation and Curvature by Applying the Spalart–Shur Correction Term, Journal of Turbomachinery, v. 131, 2009, 041010.

РАСЧЕТ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ПОЛОСТИ РЕЗОНАТОРА, ПРИМЫКАЮЩЕГО К СТЕНКЕ КАНАЛА С ТУРБУЛЕНТНЫМ ПОТОКОМ, НА ОСНОВЕ ГИБРИДНЫХ RANS-LES ПОДХОДОВ

М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур

Санкт-Петербургский политехнический университет

Петра Великого (СПбПУ), Санкт-Петербург, travin_ak@spbstu.ru

Расчет амплитудно-частотных характеристик пульсаций давления в полостях, примыкающих к обтекаемой поверхности, необходим при проектировании многих технических устройств. Наиболее важным с практической точки зрения при этом является случай, когда полость представляет собой резонатор Гельмгольца, т.е. ограничена твердыми стенками и соединяется с потоком лишь одним небольшим отверстием (“горлом”). Это связано с тем, что при близости собственной акустической частоты резонатора к частоте одной из мод гидродинамической неустойчивости слоя смещения в его горле возможно развитие аэроакустического резонанса, сопровождаемого резким ростом амплитуды пульсаций и значительным увеличением шумоизлучения потока в целом.

Среди работ, посвященных экспериментальному изучению этого явления, по своей полноте и детальности выделяется исследование [1], в котором рассматривается резонатор Гельмгольца в форме прямоугольного параллелепипеда, соединенный с дозвуковым потоком в прямолинейном канале через отверстие квадратного сечения в его стенке (см. рис. 1а). Измерения, выполненные в [1], включают, в частности, спектры пульсаций давления в полости резонатора для широкого диапазона скоростей основного потока. К настоящему времени опубликован ряд расчетных работ, в которых для численного моделирования данного течения и для определения характеристик аэроакустического резонанса с успехом используется метод LES с разрешением вплоть до стенки (Wall-Resolved LES – WRLES). Однако, этот метод требует использования чрезвычайно мелких вычислительных сеток, сравнимых с сетками для DNS, в связи с чем он неприменим при практически значимых (высоких) числах Рейнольдса. Данное обстоятельство определило задачу настоящей работы. Она заключалась

в оценке возможности предсказания развития аэроакустического резонанса и расчета его амплитудно-частотных характеристик на основе гораздо более экономичных, чем WRLES, гибридных RANS-LES подходов, которые при современном уровне развития вычислительной техники могут применяться для расчета реальных (высокорейнольдсовых) течений.

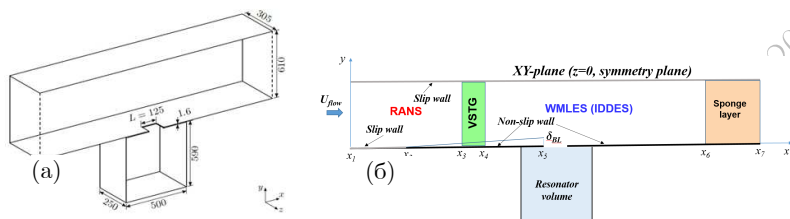


Рис. 1. Геометрия канала и резонатора из [1] (показана область от боковых стенок канала и резонатора до плоскости симметрии $z=0$) и постановка задачи в рамках методики ADES [2]

Рассмотрено 4 различных подхода данного класса. Первый (наиболее точный) из них представляет собой зонный RANS-LES подход ADES (Advanced DES) [2]. В рамках этого подхода на входном участке канала принудительно используется RANS, а на некотором расстоянии вверх по потоку от горла резонатора активируется LES с пристеночным моделированием (WMLES) на основе известного метода IDDES [3]. При этом “триггером” IDDES служит искусственная турбулентность, создаваемая в пограничном слое на стенке канала объемным генератором синтезированной турбулентности (VSTG) – см. рис. 16.

Остальные три подхода являются незонными. В рамках этих подходов переход от RANS к LES происходит за счет естественной (в результате развития неустойчивости Кельвина-Гельмгольца) генерации разрешенной турбулентности в слое смещения в горле резонатора. В частности, рассмотрены стандартный метод DDES [4], его версия [5] с адаптированным к свободным сдвиговым слоям линейным подсеточным масштабом $\Delta=\Delta_{SLA}$, который намного ускоряет переход от RANS к LES в оторвавшемся от твердой поверхности сдвиговом слое, и, наконец, недавно предложенную версию подхода Stress-Blended Eddy Simulation (SBES) [6] на базе RANS модели Спаларта-Аллмареса, которая также обеспечивает очень короткую протяженность пе-

реходной RANS-LES зоны. Заметим, что при одинаковых расчетных сетках в области горла и в полости резонатора описанные незонные подходы требуют почти в 2 раза меньших вычислительных затрат, чем метод ADES.

Расчеты выполнены для трех качественно отличающихся друг от друга режимов течения из [1]: в Режиме 1 (“низкая” скорость $U_{\text{flow}}=6.9$ м/с) в эксперименте имеет место резонанс на двух частотах, соответствующих 1-й и 2-й модам гидродинамической неустойчивости сдвигового слоя в горле резонатора, в Режиме 2 (“средняя” скорость $U_{\text{flow}}=16.7$ м/с) резонанс развивается на одной частоте, соответствующей 1-й моде его неустойчивости, а в Режиме 3 (“высокая” скорость $U_{\text{flow}}=30.5$ м/с) резонанс отсутствует.

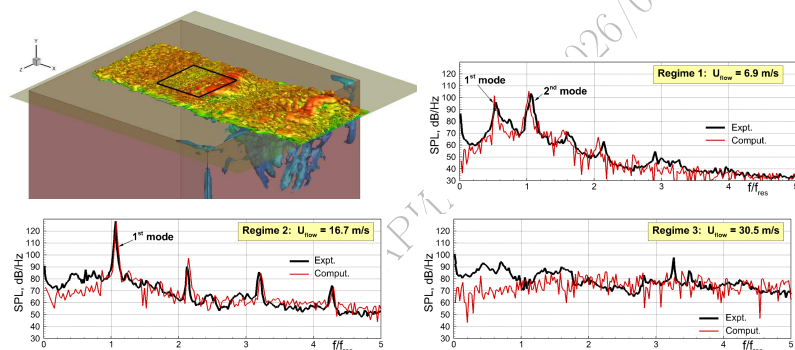


Рис. 2. Мгновенная изоповерхность закрутки в окрестности горла резонатора, раскрашенная величиной скорости, и сравнение расчетных спектров пульсаций давления с экспериментом

В результате показано, что как зонная методика ADES, так и два незонных подхода, характеризующиеся быстрым RANS-LES переходом (DDES с $\Delta=\Delta_{\text{SLA}}$ и SA-SBES), позволяют не только воспроизвести описанное качественное изменение характера спектров пульсаций давления в резонаторе с изменением скорости основного потока, но и обеспечить вполне удовлетворительную (не худшую, чем WRLES) точность расчета как частот и амплитуд резонансных пиков пульсаций давления, так и широкополосной части их спектров. Что касается стандартного метода DDES, то из-за задержки RANS-LES перехода в слое смешения в горле резонатора, он сильно занижает широкополосную составляющую

спектра. Кроме того, он оказался неспособным предсказать частоты резонансных пиков в многомодовом режиме (Режим 1), хотя и обеспечивает высокую точность расчета частоты и амплитуды резонансного тона в одномодовом Режиме 2.

Пример результатов расчетов, полученных с помощью метода ADES, представлен на рис. 2, на котором показаны визуализация вихревой структуры течения в окрестности горла резонатора для Режима 2 с наиболее ярко выраженным резонансом и сравнение с экспериментом расчетных спектров пульсаций давления для всех трех рассмотренных режимов.

Все описанные расчеты выполнены с помощью CFD-кода NTS (“Numerical Turbulence Simulation”) лаборатории “Вычислительная аэроакустика и турбулентность” СПбПУ с использованием ресурсов суперкомпьютерного центра “Политехнический”.

Литература

1. R. Ma, P. Slaboch, S. Morris. Fluid mechanics of the flow-excited Helmholtz resonator, J. Fluid Mech., v. 623, 2009, pp. 1-26.
2. P. Spalart, M. Strelets. Attached and Detached Eddy Simulation, Notes Numer. Fluid Mech. Multidis. Design, v 137, 2018, pp.3-8.
3. 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.
4. P. Spalart, S. Deck, M. Shur, K. Squires, M. Strelets, A. Travin. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities, Theor. Comput. Fluid Dyn., v. 20, 2006, pp. 181-195.
5. M. Shur, P. Spalart, M. Strelets, A. Travin. An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows, Flow, Turbul. Combust., v. 95, 2015, pp. 709-737.
6. F. Menter. Stress-Blended Eddy Simulation (SBES) – A New Paradigm in Hybrid RANS-LES Modeling, Notes Numer. Fluid Mech. Multidisciplinary Design, v 137, 2018, pp.27-37.

ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ WMLES-МОДЕЛИРОВАНИЯ ОТРЫВА ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ СКАЧКОМ УПЛОТНЕНИЯ

А.И. Трошин

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский

Численное моделирование локализованных отрывов потока с размерами, сопоставимыми с толщиной пограничного слоя, является до сих пор сложной задачей вычислительной аэродинамики. Описание таких течений оказывается ненадежным как в рамках уравнений Рейнольдса [1], так и при вихреразрешающем моделировании [2]. Решение этой задачи актуально, поскольку точность предсказания условий возникновения и характеристик отрыва влияет, например, на допустимые углы атаки, силу бокового ветра на взлете и некоторые другие параметры работы летательных аппаратов.

В докладе рассматривается численное моделирование тестового случая [3]. Косой скачок уплотнения взаимодействует с турбулентным пограничным слоем на пластине при числе Маха 3. За скачком следует волна разрежения Прандтля–Майера. Число Рейнольдса, определенное по толщине пограничного слоя во входном сечении δ_0 , равно 2.03×10^5 . Интенсивность скачка подобрана так, чтобы возникал сильный отрыв пограничного слоя со средним продольным размером $15.5\delta_0$. Схема течения приведена на рис. 1.

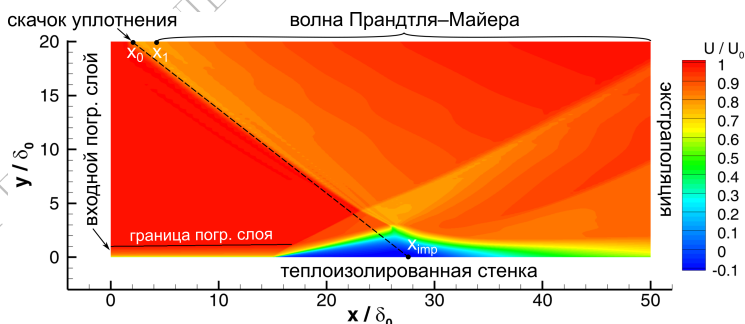


Рис. 1. Общий вид расчетной области в плоскости $x - y$ и граничные условия. Пунктирная линия показывает форму скачка уплотнения, если бы он не был отклонен волной Прандтля–Майера

В предыдущих попытках гибридного RANS/LES-моделирования этого течения с различными численными методами [2] и моделями турбулентности [4] не удалось воспроизвести размер отрыва. Во всех расчетах он был занижен на 15–28%, в то время как ошибка RANS-моделирования лежит в пределах 10%.

В данной работе продолжено изучение аспектов, влияющих на описание этого течения, в рамках подхода WMLES с использованием пристеночных функций. Были выбраны следующие элементы метода: подсеточная модель — оригинальная анизотропная версия модели Смагоринского; пристеночные функции — равновесные, для сжимаемых течений, основанные на аппроксимации Сполдинга; численная схема — симметричная, конечно-объемная, с оптимизированным дисперсионным соотношением, с сохранением кинетической энергии и энтропии и с адаптивным переключением на монотонизированную противопоточную схему высокого разрешения на скачках уплотнения; генератор синтетической турбулентности на входной границе в области пограничного слоя — на основе [5].

Были построены три вложенные сетки мощностью от 1.25 млн до 72 млн ячеек. В базовой серии расчетов получена, как и в [2, 4], заниженная длина отрыва. С измельчением сетки решение уточняется очень медленно: даже на самой подробной сетке длина отрыва остается меньше эталонной на 14.2%. Варьирование константы Смагоринского C_s в диапазоне 0.1 — 0.24 тоже влияет слабо, несмотря на существенно разное пространственное разрешение поля течения при разных значениях C_s . Значение подсеточного числа Прандтля практически не влияет на среднее решение.

Результаты проведенных расчетов указывают на то, что ни шаг сетки, ни настройки подсеточной модели не являются ключевыми факторами, определяющими размер отрыва в рассмотренной WMLES-постановке расчета. Остается предположить, что дело в особенностях задания входного граничного условия. Были рассмотрены разные способы формирования средних профилей параметров во входном пограничном слое. Варьирование «наполненности» профилей скорости и плотности действительно приводит к изменениям в длине отрыва, однако во всех случаях она остается заниженной. Более важным фактором оказались характеристики *разрешенных пульсаций* в генераторе синтетической турбулентности: кинетическая энергия k_{STG} и масштаб длины L_{STG} . При снижении k_{STG} либо L_{STG} приблизительно в 3 раза длина отрыва становится корректной. Изменение L_{STG} (рис. 2) представляется более обоснованным, чем изменение k_{STG} , так как трактовка масштаба длины турбулентности менее однозначна, чем трактовка кинетической энергии.

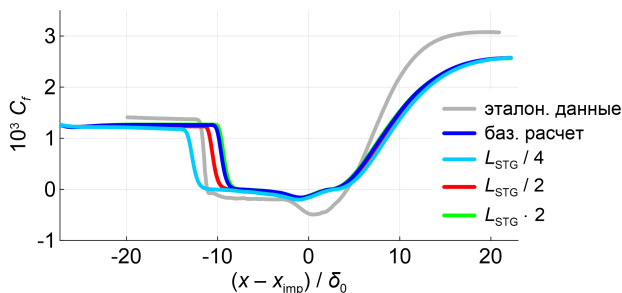


Рис. 2. Продольные распределения коэффициента трения по пластине при различных масштабах длины разрешенных пульсаций на входе L_{STG}

Следует отметить, что в представленных расчетах настройки генератора турбулентности влияют на характеристики отрыва, расположенного на расстоянии не менее $15\delta_0$ вниз по потоку. Это значительно больше, чем ожидаемая длина релаксации за генератором согласно [5]. Данное явление говорит о необходимости более детального изучения эволюции характеристик пограничного слоя вниз по потоку от генератора синтетической турбулентности.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 24-79-10064, <https://rscf.ru/project/24-79-10064/>.

Литература

1. D. Knight, H. Yan, A.G. Panaras, A. Zheltovodov. Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions. Prog. Aerosp. Sci., v.39, 2003, pp. 121–184.
2. А.И. Трошин, С.В. Бахнэ. Применение гибридных RANS/LES-методов для расчета отрыва турбулентного пограничного слоя из-под скачка уплотнения. Мат. моделирование, т.35, №10, 2023, с. 36–52.
3. V. Pasquariello, S. Hickel, N.A. Adams. Unsteady effects of strong shock-wave/boundary-layer interaction at High Reynolds number. J. Fluid Mech., v.823, 2017, pp. 617–657.
4. А.И. Трошин, А.О. Будникова. Влияние типа гибридного RANS/LES-метода на результаты расчета отрыва турбулентного пограничного слоя скачком уплотнения. Мат. моделирование, т.37, №5, 2025, с. 22–40.
5. 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., v.93, 2014, pp. 63–92.

НАСТРОЙКА ВЕСОВЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ ГИБРИДНОГО RANS/LES-МЕТОДА НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

Л.А. Усов, А.И. Трошин

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора
Н. Е. Жуковского, г. Жуковский*

В настоящее время большую популярность обрели гибридные RANS/LES-методы, среди которых самые известные – методы семейства DES [1, 2]. С их помощью удастся успешно решать широкий спектр инженерных задач. Однако эти методы требуют тонкой настройки численного метода, без чего в расчетах могут наблюдаться искажения профиля скорости в пограничном слое [3]. Недавно появились гибридные методы, позволяющие относительно надежно устранить данный недостаток. Их идея заключается в том, что во всей расчетной области решаются уравнения LES с пространственной фильтрацией вплоть до стенки, а RANS-модель восполняет недостающую долю среднего потока импульса, используя для этого параметры, осредненные бегущим средним [4]. Таким образом, в данном подходе нет разделения области течения на две физически различные подобласти, что облегчает описание взаимодействия между ними. Это позволяет создать более обоснованный с теоретической точки зрения гибридный RANS/LES-метод.

Все указанные гибридные RANS/LES-методы имеют схожую структуру, сводящуюся к комбинации RANS- и LES-составляющих с весовыми функциями. В большинстве существующих методов эти функции настраиваются эмпирически, что неизбежно снижает точность моделирования. Однако благодаря тому, что за последние два десятилетия накопился достаточно большой объем баз данных DNS, появилась возможность восстанавливать весовые функции по точным данным. Примером этому служит работа [5].

В данном докладе представлен оригинальный подход к построению гибридных RANS/LES-моделей нового поколения для расчетов турбулентных пристеночных течений на основе идей работ [4, 5]. Рассматриваемый гибридный RANS/LES-метод со-

стоит из анизотропной подсеточной модели и собственной модели для RANS-подслоя, полученной с помощью методов машинного обучения. Была проведена фильтрация мгновенных полей базы данных DNS по развитому турбулентному течению в канале при числах Рейнольдса по трению $Re_\tau = \{550, 2000\}$ [6]. Для построения весовых функций в качестве целевых параметров были выбраны величины среднего потока импульса и средней диссипации разрешенной кинетической энергии, о важности описания которых говорится в работе [7]. Фильтрация данных DNS была проведена для набора режимов течения, представленных в табл. 1. Здесь h — полувысота канала, $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ — шаги сетки. Затем для рассматриваемых режимов с помощью генетического программирования были созданы функции, обеспечивающие корректное взаимодействие внутренней и внешней областей течения.

Re_τ	название	$h/\Delta x$	$h/\Delta z$	Δx^+	Δy_c^+	Δz^+	режим течения
550	mesh1	10.19	20.37	53.68	40.78	26.84	гибр. RANS/LES и WRLES (грубый)
	mesh0	20.37	40.74	26.84	20.51	13.42	WRLES (хороший)
2000	mesh4	5.09	10.18	393.35	302.46	196.69	
	mesh3	10.18	20.37	196.68	167.43	98.34	гибр. RANS/LES
	mesh2	20.37	40.73	98.34	74.70	49.17	
	mesh1	40.74	81.47	49.17	37.25	24.59	WRLES (грубый)
	mesh0	61.11	122.20	32.78	24.74	16.39	WRLES (хороший)

Табл. 1. Рассматриваемые при априорном анализе данных DNS числа Рейнольдса и сетки

Было проведено апостериорное тестирование нового метода в задачах о развитом турбулентном течении в канале и об отрыве с гладкой поверхности. На рис. 1 представлены результаты расчетов в канале, а именно, профили средней скорости для двух режимов течения из табл. 1, полученные по новому методу CLES

(Complemented LES) и методу SST-IDDES [8]. Видно, что метод CLES решает проблему некорректного сдвига профиля скорости на логарифмическом участке, которой могут быть подвержены методы семейства DES.

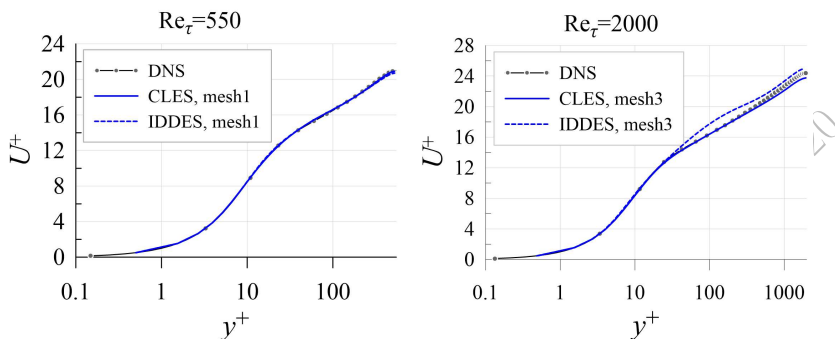


Рис. 1. Профили средней продольной скорости в переменных закона стенки для двух режимов течения (табл. 1) по методам CLES (сплошные кривые) и SST-IDDES [8] (пунктирные кривые) в сравнении с данными DNS [9] (прямые с точками)

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 24-79-10064, <https://rscf.ru/project/24-79-10064/>.

Литература

1. Spalart P.R., Comments on the feasibility of LES for wings and on a hybrid RANS/LES approach // Proceeding of the 1st AFOSR International Conference on DNS/LES, 1997.
2. Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.K., Travin A.K. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities // Int. J. Heat Fluid Flow, v.29, 2008, pp.1638–1649.
3. Nikitin N.V., Nicoud F., Wasistho B., Squires K.D., Spalart P.R. An approach to wall modeling in large-eddy simulations // Phys. Fluids, v.12(7), 2000, pp.1629–1632.
4. Haering S., Oliver T., Moser R.D. Towards a predictive hybrid RANS/LES framework // AIAA Scitech 2019 Forum, 2019, p.0087.
5. Weatheritt J., Sandberg R. D. Hybrid Reynolds-averaged/large-eddy simulation methodology from symbolic regression:

- formulation and application // AIAA Journal, v.55(11), 2017, pp. 3734–3746.
6. http://hal.dmt.upm.es/raw_database/Channels
 7. Moser R.D., Haering S.W., Yalla G.R. Statistical properties of subgrid-scale turbulence models // Annu. Rev. Fluid Mech., v.53(1), 2021, pp.255–286.
 8. Gritskevich M. S. et al. Development of DDES and IDDES formulations for the $k-\omega$ shear stress transport model // Flow, turbulence and combustion. – 2012. – T. 88. – №. 3. – С. 431–449.
 9. Lee M., Moser R.D. Direct numerical simulation of turbulent channel flow up to $Re_\tau \approx 5200$. J. Fluid Mech. 2015, Vol. 774. P. 395–415. <https://doi.org/10.1017/jfm.2015.268>.

ТЗ Численное моделирование прикладных задач аэроакустики и нестационарной турбулентной аэродинамики, включая процессы генерации, распространения и снижения шума

Т3.1 Струи

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ЭФФЕКТ ЭЖЕКЦИИ В ПРОЦЕССАХ РАСПРОСТРАНЕНИЯ И ШУМООБРАЗОВАНИЯ ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙ

Л.А. Бендерский, С.Ю. Крашенинников

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

Турбулентное течение в слое смешения струи создаёт условия для индуцированного подтекания внешней среды к струе. Струя приводит среду в движение благодаря понижению статического давления при турбулизации потока [1]. А. Таунсенд связал величину понижения локального статического давления в слое смешения с интенсивностью пульсаций скорости: $\Delta p = \rho \langle v'^2 \rangle$. Осредненные локальные значения статического давления в слое смешения ниже значения статического давления во внешней среде на эту величину. Одновременно с этим в нестационарном процессе распространения струи образуются области пониженного и повышенного давления, при выполнении соотношения «в среднем».

В результате компьютерного моделирования нестационарного процесса истечения струи на основе решения уравнений Навье-Стокса (LES методом), определены основные свойства смешения и шумообразования в струе.

С помощью фазового анализа пульсаций скорости и давления определена область, где гидродинамические пульсации создают акустические возмущения [1]. В каждом сечении струи превалирует определённая частота, ее значение соответствует известным данным о локализации звуковых частот в турбулентных струях. Вблизи внешней границы слоя смешения фазы пульсаций скорости и давления различаются на 90° и более, а с удалением от струи они сближаются. На расстоянии порядка $1/4$ – $1/3$ длины волны они совпадают, образуются акустические возмущения. Они получают пульсационную энергию из возмущенного «всасываемого струей» эжектируемого потока. Область образования акустических пульсаций примыкает к слою смешения, но находится вне его. Таким образом, шум струи можно интерпретировать как шум всасывания в «нестационарный турбулентный поток», которым является слой смешения.

Литература

1. Крашенинников С. Ю. // Государственный научный центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П. И. Баранова». М., ЦИАМ, 124 с. (Труды ЦИАМ; № 1366), 2024.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

УПРАВЛЕНИЕ ШУМОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУИ И КРЫЛА САМОЛЕТА В ФИЗИЧЕСКОМ И ЧИСЛЕННОМ ЭКСПЕРИМЕНТАХ

О.П. Бычков¹, А.В. Ефимов², В.Ф. Копьев¹, В.А. Копьев¹,
А.А. Котвицкий², И.А. Моралев², И.А. Солнцев¹, Г.А. Фараносов¹

¹ФАУ ЦАГИ, Москва, aeroacoustics@tsagi.ru

²ОИВТ РАН, Москва, morler@mail.ru

Современные гражданские самолеты с турбовентиляторными двигателями характеризуются близким расположением двигателей и крыла (рис. 1а). Это приводит к появлению дополнительного источника шума [1], связанного с взаимодействием реактивной струи и крыла самолета (рис. 1б).

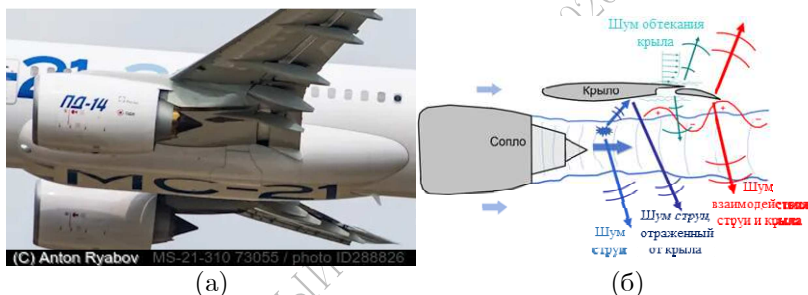


Рис. 1. Шум взаимодействия струи и крыла: а) конфигурация «сопло-крыло» современного гражданского самолета; б) схематичное представление источников шума

Данный источник шума связан с рассеянием на задней кромке закрылка когерентных гидродинамических структур – волн неустойчивости (ВН) Кельвина-Гельмгольца, развивающихся в слое смещения струи [2,3]. Таким образом, стратегия снижения шума взаимодействия струи и крыла самолета была сформулирована в терминах управления именно ВН в ближнем поле струи [4,5].

Управление ВН реализовывается при помощи актуатора, установленного внутри сопла, вблизи его кромки (рис. 2). Это позволяет эффективно возбуждать искусственные ВН в противофазе с естественными ВН, организуя при этом деструктивную интерференцию в ближнем поле струи.

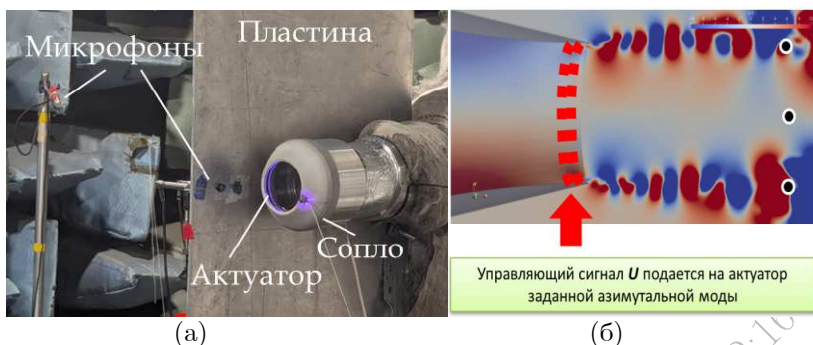


Рис. 2. Управление волнами неустойчивости в невозбужденной струе: а) физический эксперимент; б) численный эксперимент

Искусственные ВН формируются с помощью петли обратной связи, в которой в качестве входного сигнала используются измерения пульсаций давления/скорости в ближнем поле струи (рис. 2а).

Развитие предложенного в работе [5] подхода позволило постепенно, начиная с управления искусственно возбужденными струями [6], достигнуть в физическом эксперименте узкополосного подавления пульсаций давления в ближнем поле струи [7], а затем и широкополосного подавления возмущений ближнего поля [8]. В рамках настоящего исследования продемонстрировано широкополосное снижение шума взаимодействия струи и крыла в дальнем поле (рис. 3б).

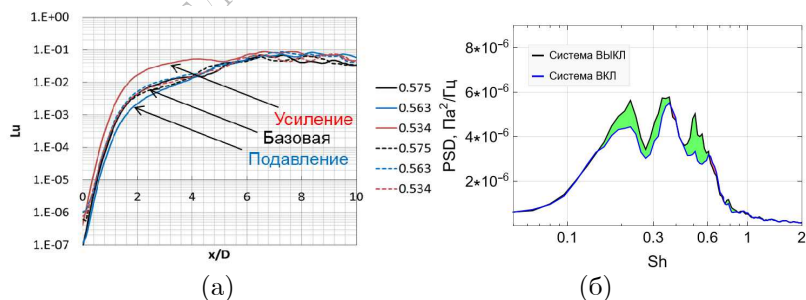


Рис. 3. Результаты управления: а) возмущениями в ближнем поле (численный эксперимент); б) шумом в дальнем поле (физический эксперимент)

Несмотря на достигнутые успехи, основанные на физическом эксперименте, остается без ответа несколько важных вопросов, возникших в рамках решения задачи управления возмущениями ближнего поля и шумом взаимодействия струи и крыла самолета.

Для решения таких специфичных подзадач на помощь приходит численный эксперимент, позволяющий реализовать актуаторы повышенной сложности (реализующих, например, возбуждение старших азимутальных мод) и сохранять большие объемы записей мгновенных пульсаций переменных величин во всем необходимом пространстве для более глубокого анализа, что является затруднительным для эксперимента физического.

В рамках данной работы результаты накопленных результатов физических экспериментов были дополнены результатами численных исследований (рис. 2б) отклика турбулентной дозвуковой струи на внешнее воздействие для случаев отсутствия и наличия обратной связи (рис. 3а). Для расчетов применялся метод моделирования крупных вихрей (LES), реализованный на базе схемы CABARET [9] в виде программного кода, работающего на графических картах и модифицированного для данного исследования, чтобы обеспечить генерацию внешнего воздействия определенного типа (вдув, сила, нагрев) с заданной азимутальной структурой.

Было проведено моделирование с тональным и широкополосным возбуждением струи без обратной связи и при ее наличии. Для линейного режима продемонстрирована эквивалентность возбуждаемых крупномасштабных структур (волн неустойчивости) для различных типов воздействия. Показано, что смоделированные в численном эксперименте амплитудно-частотные и фазовые характеристики отклика струи на внешнее воздействие соответствуют экспериментально наблюдаемым.

В дальнейшем развитие подходы в постановке численного эксперимента планируется использовать для более глубокого понимания структуры возмущений в естественных и возбужденных струях, что позволит впоследствии повысить эффективность управления шумом взаимодействия струи и крыла самолета.

Работа выполнена в рамках государственного задания от 26.01.2026 г. № 020-00003-26-00 ФАУ «ЦАГИ».

Литература

1. Kopiev V.F., et al. Intensification and suppression of jet noise sources in the vicinity of lifting surfaces // Proc. of the 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA paper 2013-2284, 2013.
2. Бычков О.П., Фараносов Г.А. Экспериментальное исследование и теоретическое моделирование шума взаимодействия струи и крыла самолета // Акуст. журн. 2018. Т. 64. № 4. С. 437–453.
3. Бычков О.П., Фараносов Г.А. Валидация двухточечной модели шума взаимодействия струи и крыла для реалистичной конфигурации // Акуст. журн. 2023. Т. 69. № 2. С. 146–154.
4. Kopiev V.F., et al. Instability wave control in turbulent jet by plasma actuators // J. Phys. D: Appl. Phys. 2014. V. 47. P. 505201.
5. Беляев И.В., и др. Разработка стратегии активного управления волнами неустойчивости в невозбужденных турбулентных струях // Известия российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2018. №3. С. 14-27.
6. Kopiev V., Faranosov G., Bychkov O., Kopiev V.I., Moralev I., Kazansky P. Active control of jet-plate interaction noise for excited jets by plasma actuators // J. Sound Vibration. 2020. V. 484. P. 115515.
7. Копьев В.Ф., Бычков О.П., Копьев В.А., Фараносов Г.А., Моралев И.А., Казанский П.Н. Активное управление шумом взаимодействия струи и крыла с помощью плазменных актуаторов в узкой полосе частот // Акуст. журн. 2023. Т. 69. № 2. С. 177–190.
8. Kopiev V., Faranosov G., Kopiev V.I., Bychkov O., Moralev I., Kotvitskii A., Efimov A., Broadband feedback control of turbulent jet near field by plasma actuators at high Reynolds number // J. Sound Vibration. 2026. V.631. P. 119730.
9. Solntsev I.A., Karabasov S.A., Faranosov G.A., Bychkov O.P., A Further Development of the Asynchronous GPU CABARET Method for Jet-Noise Modelling // Supercomputing Frontiers and Innovations. 2024. V.11. N.2. P. 32-47.

ГЕНЕРАЦИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ В РАДИАЛЬНЫХ СТРУЯХ С ТОРОИДАЛЬНЫМИ ЦИРКУЛЯЦИОННЫМИ ЗОНАМИ

В.А. Горяйнов

Российский университет транспорта (МИИТ), Москва,
gorva797@mail.ru

В рамках физического и численного экспериментов на базе уравнений Навье-Стокса рассматриваются течения в дозвуковых и сверхзвуковых струях при их перпендикулярном натекании на плоскую преграду. В случае дозвукового течения в радиальной пристеночной струе, растекающейся по плоской преграде при наличии твердой стенки в плоскости среза канала, поперечного подвода массы в струю и близости среза канала к поверхности преграды структура течения при разных числах Рейнольдса показана на рис. 1. Источником постоянного расхода является течение, образованное в круглом канале только за счет вдува через его проницаемые стенки.

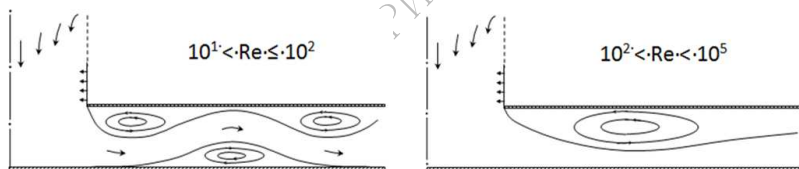


Рис. 1. Область исследования и структура течения

Рассматриваются результаты исследования устойчивости тороидальных циркуляционных зон, возникающих в результате отрыва пограничного слоя в условиях локальных областей с положительным градиентом давления при малых расстояниях до преграды.

Для сверхзвуковых струй, истекающих с постоянным расходом на нерасчетных режимах исследуются генерация акустических возмущений при образовании тороидальных циркуляционных зон, возникающих под воздействием тройных конфигураций скачков уплотнения и влияния преграды.

СТРУКТУРА И ДИНАМИКА СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ: НОВЫЕ ЧИСЛЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

А.В. Кашковский, А.Н. Кудрявцев, Д.В. Хотяновский,
А.А. Шершнёв

Институт теоретической и прикладной механики

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

Сверхзвуковые струи составляют один из самых интересных и практически важных классов аэродинамических течений. При очень простой исходной геометрической постановке они демонстрируют удивительное богатство газодинамических и физических явлений: сложную квазипериодическую («бочкообразную») ударно-волновую структуру, крупномасштабное вихревое движение в слоях смещения на границе струи и внутри нее, быстрое развитие гидродинамических неустойчивостей и переход к турбулентности, интенсивное излучение акустических волн в окружающее пространство.

В докладе будут представлены результаты численных исследований сверхзвуковых струй, выполненных в лаборатории вычислительной аэродинамики ИТПМ СО РАН. Численное моделирование проводилось с помощью расчетных кодов, использующих современные методы сквозного счета, такие как конечноразностные WENO-схемы высоких порядков, или, для достаточно разреженных струй, метод прямого статистического моделирования (ПСМ).

Основным структурным элементом нерасчетной ($n \equiv p_j/p_a \neq 1$, где p_j — давление на срезе сопла, p_a — давление в окружающем затопленном пространстве) сверхзвуковой струи является сложная система взаимодействующих ударных волн и слоев смещения, образующая как бы «каркас» струйного течения. Несмотря на то, что ударно-волновая структура изучалась исследователями в течение многих лет, до сих пор нет ответа на некоторые касающиеся ее принципиальные вопросы. Так, численное моделирование предсказывает, что переход между регулярной и маховской конфигурациями в плоских струях может сопровождаться гистерезисом [1], тогда как в экспериментах это явление пока не наблюдалось. С другой стороны, согласно невязкой теории регулярное отражение ударной волны от оси в осесимметричном течении невозможно [2], хотя такое отражение постоянно наблюдается в эксперименте. Обычно считается, что в этих случаях образуется маховский диск столь малых размеров, что он не виден на фотографиях. Однако на таких малых масштабах нужно уже учитывать внутреннюю структуру ударных волн. Численное моделирование, проводимое с учетом эффектов вязко-

сти и теплопроводности, показывает, что в результате регулярное отражение становится возможным. На Рис. 1 показано как меняется поле течения при увеличении числа Кнудсена $Kn = \lambda/d$ (λ — длина свободного пробега молекул на выходе из сопла, d — диаметр выходного сечения). Видно, что хорошо выраженный диск Маха в первой бочке струи исчезает, когда течение становится более разреженным. При $Kn = 0.005$ существует большая дозвуковая зона за диском Маха в первой бочке и намного меньшая зона во второй бочке. Увеличение числа Кнудсена приводит к тому, что число Маха на оси струи остается сверхзвуковым вплоть до задней границы расчетной области.

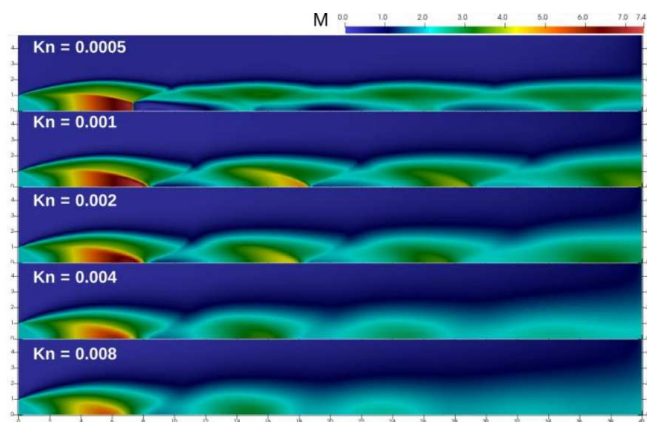


Рис. 1. Изменение ударно-волновой структуры струи в зависимости от степени разреженности. Расчет методом ПСМ, число Маха на срезе сопла $M_j = 2$, нерасчетность $n = 4$

Хорошо известно, что свободные сдвиговые течения очень неустойчивы и легко турбулизуются. Опыт моделирования сверхзвуковых турбулентных струй на основе осредненных уравнений показывает, что распространенные модели турбулентности не воспроизводят многие характерные детали такого течения [3]. Прямое численное моделирование сверхзвуковой расчетной струи при умеренном значении числа Рейнольдса (в условиях известного эксперимента [4]) показало хорошее согласование расчетной картины с экспериментальными данными (Рис. 2). При этом нужно, однако, учитывать, что начальный уровень возмущений в эксперименте неизвестен и может не соответствовать вычислительным данным.

В то же время попытка воспроизвести развитие недорасширенной струи с гораздо более высоким значением числа Рейнольдса

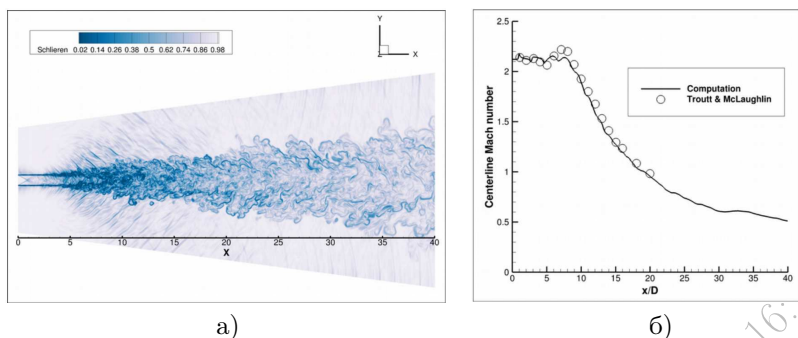


Рис. 2. Сверхзвуковая расчетная ($n = 1$) струя: мгновенное поле течения в центральной плоскости (а), распределение числа Маха вдоль оси (б) ($M_j = 2.12$, число Рейнольдса $Re = 70000$)

показала, что, хотя основные особенности развития струи воспроизводятся корректно, переход к турбулентности происходит ниже по потоку, чем в эксперименте; к тому же положение точки перехода зависит от используемой численной схемы (Рис. 3).

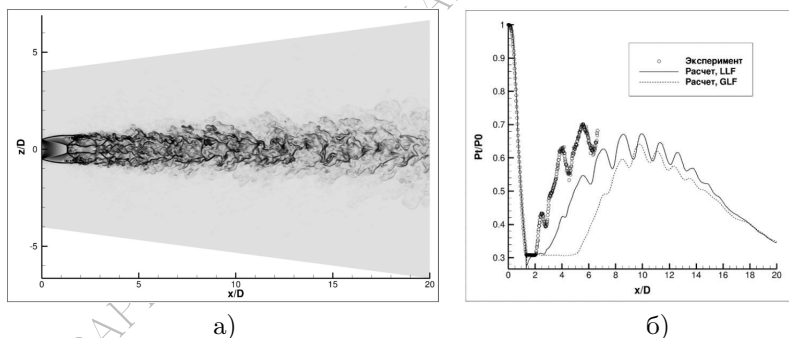


Рис. 3. Сверхзвуковая недорасширенная струя: мгновенное поле течения в центральной плоскости (а), распределение давления Пито вдоль оси (б) ($M_j = 1$, $n = 2.64$, $Re = 4 \cdot 10^6$)

Основные закономерности процесса развития неустойчивости и перехода к турбулентности в нерасчетных струях гораздо менее исследован и понят, чем в случае изобарических, расчетных струй. Сложная структура нерасчетной струи делает практически невозможным использование линейной теории устойчивости. Экспериментальные исследования, посвященные особенностям процесса перехода к турбулентности в нерасчетных струях, также немногочис-

ленны. На Рис. 4 показаны результаты прямого численного моделирования возникновения и развития неустойчивости первой бочке недорасширенной струи. При умеренных значениях нерасчетности основную роль играют распространяющиеся под углом к потоку волны Кельвина—Гельмгольца, быстро нарастающие в слое смешения на границе струи. При больших значениях нерасчетности из-за сильной кривизны линий тока возникает неустойчивость Тейлора—Гёртлера, приводящая к формированию первоначально стационарных продольных вихрей.

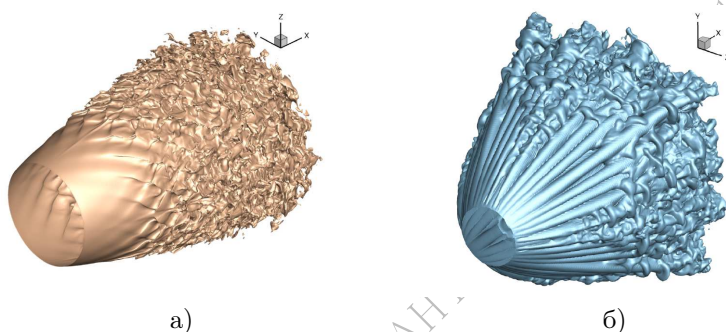


Рис. 4. Развитие неустойчивости в первой бочке недорасширенной струи: неустойчивость Кельвина—Гельмгольца при $M_j = 2, n = 3$ (а) и неустойчивость Тейлора—Гёртлера при $M_j = 1.5, n = 10$ (б)

Работа была поддержана грантом РФФИ 25-79-30031.

Литература

1. Hadjadj A., Kudryavtsev A.N., Ivanov M.S. Numerical investigation of shock-reflection phenomena in overexpanded supersonic jets. *AIAA J.*, v. 42, 2004, pp. 570–577.
2. Курант Р., Фридрихс К. Сверхзвуковое течение и ударные волны. – М.: Изд-во иностр. литер., 1950.
3. Трошин А.И., Запрягаев В.И., Киселев Н.П. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвуковой слабонедорасширенной струи. *Труды ЦАГИ*, Т. 2710, 2013, с. 111–120.
4. Troutt T.R., McLaughlin D.K. Experiments on the flow and acoustic properties of a moderate-Reynolds-number supersonic jet. *J. Fluid Mech.*, v. 116, 1982, pp. 123–156.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗВРАТНОГО ТЕЧЕНИЯ ЗА ДИСКОМ МАХА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КИНЕТИЧЕСКОГО И КОНТИНУАЛЬНОГО ПОДХОДОВ

А.В. Кашковский, А.Н. Кудрявцев, А.А. Шершнёв

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, antony@itam.nsc.ru

В работе возвратное течение за диском Маха в первой бочке сверхзвуковой недорасширенной струи исследуется с помощью континуального и кинетического подходов к численному моделированию. В литературе описано множество случаев, когда данное явление наблюдалось в расчетах на основе самых различных моделей, включая уравнения Эйлера [1], уравнения Навье-Стокса (НС) [2–4], так называемые квазигазодинамические уравнения [4], а также с использованием метода прямого статистического моделирования (PCM) [5]. В [5] было показано, что решения НС и PCM предсказывают схожие картины течения, а размеры рециркуляционных зон находятся в хорошем согласии.

В то же время, на сегодняшний день не существует экспериментального подтверждения естественного возникновения возвратного течения за диском Маха [6, 7]. Во всех экспериментах обратное течение возникало лишь после внешнего воздействия на струю, такого как тонкая низконапорная струйка газа, вдуваемая со стороны сопла вдоль оси струи [8] или игла, направленная вверх по потоку [6].

В попытках объяснить противоречия между данными расчетов и экспериментов, было проведено численное моделирование круглой недорасширенной струи аргона с числом Маха струи $M_j = 1.2$ и степенью нерасчетности $n = 8$. Использовались созданные в Лаборатории вычислительной аэродинамики ИТПМ СО РАН основанные на методе PCM расчетные коды SMILE++ и SMILE-GPU [9], а также код SUNSHyNE [10] для решения уравнений НС с помощью схем сквозного счета. Изначально расчеты проводились в осесимметричной постановке, однако поскольку осесимметричная формулировка уравнений обычно связана с вычислением членов с множителем $1/r$, можно ожидать, что некоторые аппроксимации этих членов могут приводить к нефизичным решениям.

Для того чтобы исключить данный потенциальный источник ошибки, для обоих подходов (PCM и НС) были проведены трех-

мерные расчеты, результаты которых представлены на Рис. 1, где показаны изолинии продольной скорости. Видно что и в этом случае, оба подхода предсказывают похожие картины течения с рециркуляционной зоной за диском Маха первой бочки струи. Это свидетельствует о том, что возвратное течение не вызвано ошибками в аппроксимации осесимметричных членов уравнение, но не дает объяснения, почему оно не наблюдалось в экспериментах.

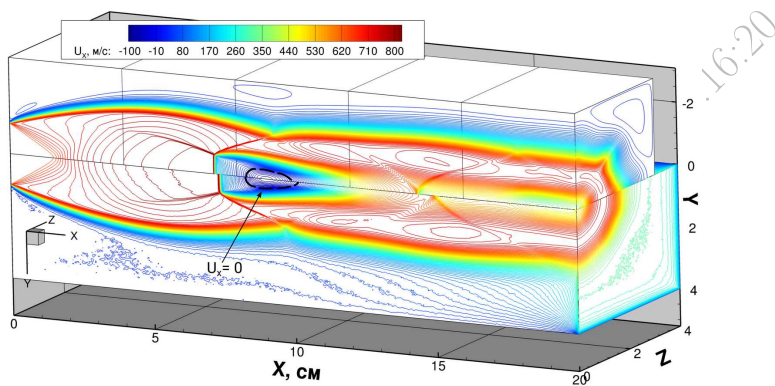


Рис. 1. Изолинии продольной скорости в расчетах, выполненных на основе уравнений Навье-Стокса (вверху) и с помощью метода ПСМ (внизу). Черной пунктирной линией показаны границы рециркуляционной зоны, внутри которой $U_x < 0$.

Во всех расчетах, где наблюдалось возвратное течение, диск Маха был выпуклым по направлению к потоку и тройная конфигурация ударных волн соответствовала так называемому обратному (инверсному) маховскому отражению. В этом случае контактная поверхность, исходящая из тройной точки, направлена вверх от оси и дозвуковой поток сразу за диском Маха расширяется и, следовательно, тормозится. Упадет ли его скорость до нуля, может зависеть от того, насколько течение вязкое и как быстро растет толщина слоя смешения. Поэтому авторами была предпринята попытка исследовать изменение картины течения в зависимости от числа Рейнольдса. Расчеты были проведены в диапазоне чисел Рейнольдса от 3250 до 4950, вычисленных по значениям на срезе сопла и его радиусу. Результаты численного моделирования, показывают, как возвратное течение зависит от числа Рейнольдса. На Рис. 2 для различных чисел Рейнольдса приведены распределения вдоль оси струи продольной скорости газа W к локальной скорости звука C . Рециркуляционная зона (соответствующая области,

где $W/C < 0$) за диском Маха наблюдается при низких значениях числа Рейнольдса и исчезает при его увеличении ($W/C > 0$ везде на оси).

Такая зависимость частично объясняет отсутствие экспериментальных подтверждений обратного течения, поскольку эксперименты обычно проводятся при весьма больших значениях числа Рейнольдса, часто составляющих сотни тысяч и даже миллионы. Эксперимент в разреженных струях мог бы поставить точку в рассматриваемой проблеме, но, к сожалению, связан с большими техническими трудностями при визуализации течения и измерении полей скорости с помощью метода PIV в потоках с низкой плотностью.

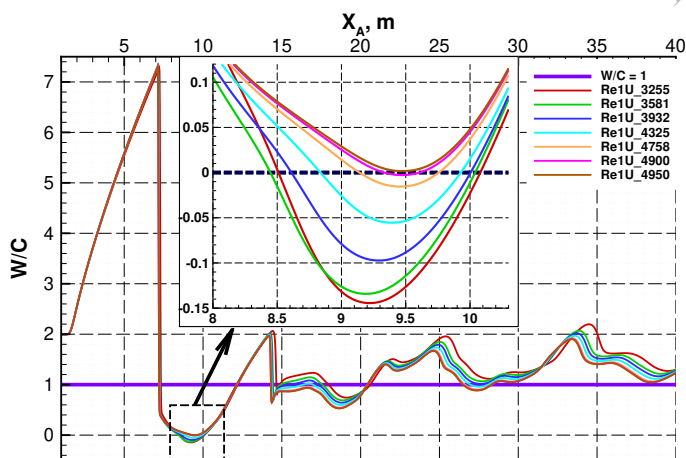


Рис. 2. Распределение вдоль оси струи продольной скорости, отнесенной к скорости звука, при различных числах Рейнольдса.

Данная работа была поддержана грантом РНФ 25-79-30031.

Литература

1. В.А. Горяйнов. О возможности эффекта реверса течения в свободных сверхзвуковых струях. Мат. моделирование. 2003. Т. 15, No 7. С. 86-92.
2. B.J. Gribben, K.J. Badcock, B.E. Richards. Numerical study of shock-reflection hysteresis in an underexpanded jet. AIAA J. Vol. 38, No. 2, P. 275-283, 2000.
3. P.A. Skovorodko. About the nature of the recirculation zone behind a Mach disk in an underexpanded jet // AIP Conf. Proc. 2011. Vol. 1333. P. 601-606. doi: 10.1063/1.3562713.

4. B. Mate, I.A. Graur, T. Elizarova, I. Chirokov, G. Tejeda, J.M. Fernandez, S. Montero. Experimental and numerical investigation of an axisymmetric supersonic jet. *J. Fluid Mech.* Vol. 426, 2001, P. 177-197.
5. А.В. Кашковский, А.Н. Кудрявцев, А.А. Шершнёв. Численное исследование структуры недорасширенных сверхзвуковых струй разреженного газа методом прямого статистического моделирования. *Теплофизика и аэромеханика.* Т. 30, No. 1, 2023, С. 33-40.
6. V.I. Zapryagaev, V.M. Boiko, I.N. Kavun, N.P. Kiselev, A.A. Pivovarov. Flow structure behind the Mach disk in supersonic non-isobaric jets. *AIP Conf. Proc.* Vol. 1770, 2016, P. 030029-1-030029-8.
7. D. Edgington-Mitchell, D.R. Honnery, J. Soria. The underexpanded jet Mach disk and its associated shear layer. *Phys. Fluids.* Vol. 26, No. 9. 2014, P. 096101-1-096101-5.
8. Г.Ф. Глотов. Локальные дозвуковые зоны в сверхзвуковых струйных течениях. *Изв. РАН. Механика жидкости и газа.* No 1, 1998, С. 143-150.
9. А.В. Кашковский, П.В. Ващенко, А.А. Шевырин, А.Н. Молчанова, А.С. Литвинцев, Л.В. Ярков, Т.А. Полянский, Д.П. Полевщиков, А.А. Шершнёв, Г.А. Жукова, Е.А. Бондарь. Семейство программных систем SMILE для прямого статистического моделирования течений разреженных газов. *Инженерно-физический журнал.* Т. 98, No 7, 2025, С. 1850-1877.
10. А.А. Шершнёв, А.Н. Кудрявцев, А.В. Кашковский, Г.В. Шоев, С.П. Борисов, Т.Ю. Шкредов, Д.П. Полевщиков, Д.В. Хотяновский, Ю.В. Кратова, П.В. Ващенко, А.С. Литвинцев, Т.А. Полянский, Е.А. Бондарь. Программный комплекс SUNSHyNE для моделирования течений сжимаемого газа на вычислительных системах гибридной архитектуры. *Прикладная механика и техническая физика.* Т. 66, No. 5, 2025, С. 157-177.

РАСЧЕТ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛОСКОГО РЕАКТИВНОГО СОПЛА С СИСТЕМОЙ ШУМОГЛУШЕНИЯ

А.В. Лысенков, Д.С. Матяш, И.С. Матяш,

А.Ю. Ноздрачев, А.И. Трошин

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, *aleksandr.lysenkov@tsagi.ru*

Одной из важных задач при проектировании сверхзвукового гражданского самолета второго поколения является решение проблемы компромисса между аэродинамической эффективностью самолета, его звуковым ударом на крейсерском режиме полета и шумом на взлетном режиме [1, 2]. Для удовлетворения этим противоречивым требованиям для компоновки перспективного сверхзвукового гражданского самолета рассматривается в том числе использование плоского реактивного сопла с косым срезом [3]. Такое сопло позволяет с минимальными потерями интегрировать его в компоновку летательного аппарата, сифонировать его нижнюю поверхность для минимизации звукового удара и установить систему шумоглушения реактивной струи.

Ранее [4] были рассмотрены аэродинамические характеристики такого реактивного сопла. В данной работе сделана попытка оценить акустические характеристики реактивной струи с учетом системы шумоглушения.

Расчеты проводятся в несколько этапов. На первом этапе для получения начального поля проводится расчет методом RANS с моделью турбулентности SST. На этом этапе для движения по времени используется двухшаговая неявная схема Эйлера второго порядка, для описания пространственной части — подход, родствен­ный схеме Годунова–Колгана–Родионова. На втором этапе выполняется расчет методом SST-DDES до выхода на статистически стационарный режим с колебаниями вокруг сформировавшегося среднего поля. В DDES-расчете интегрирование по времени ведется по неявной трехслойной схеме дифференцирования назад второго порядка точности (BDF2), а для описания пространственной части применяется гибридная схема, которая в LES-области переходит к линейной схеме Upwind5 с адаптивной монотонизацией при высоких перепадах давления на шаблоне. Низкий уровень диссипации

обеспечивается соответствующей поправкой к методу вычисления потоков по Роу (LD-Roe). На третьем этапе вихреразрешающие расчеты продолжаются со сбором нестационарных характеристик по поверхностям, охватывающим струю, для расчета шума в дальнем поле методом Ффоукс–Уильямса—Хоукингса (FWH). Первые три этапа проводятся с использованием программного комплекса EWT-ЦАГИ [5]. Последний этап – пересчет ближнего поля, собранного на FWH-поверхностях, в заданную точку дальнего поля – проводится с использованием модуля из программного комплекса NOISETTE [6]. Оба программных комплекса прошли тестирование на различных задачах [7].

Для отработки технологии проводилась серия методических расчетов струи из круглого реактивного сопла (Рис. 1). Варьировались положение границ расчетной области и FWH-поверхностей, шаг сетки, настройки численного метода и параметры пересчета акустических данных. Определен диапазон достоверно разрешаемых частот и оценен уровень ошибки. После этого выполнены расчеты шума струи плоского сопла (Рис. 2). Результаты расчетов сопоставлены с экспериментальными данными, полученными на акустическом стенде.

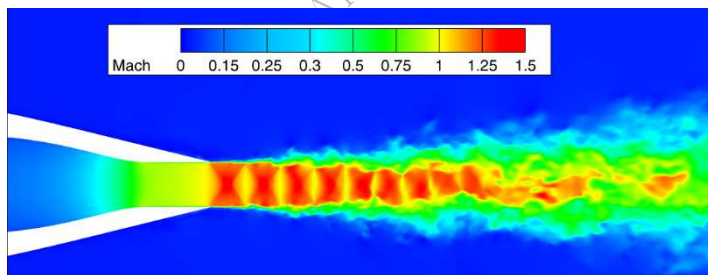


Рис. 1. Поля числа Маха в LES-расчетах круглого сопла,
 $M_\infty=0$, $\pi_{cp}=2.4$

В результате работы определено влияние спутного потока на акустические характеристики плоского сопла с системой шумоглушения и проведено сравнение шума струи на различных режимах работы двигателя. В докладе также обсуждаются открытые вопросы и дальнейшие шаги по совершенствованию представленной технологии аэроакустических расчетов.

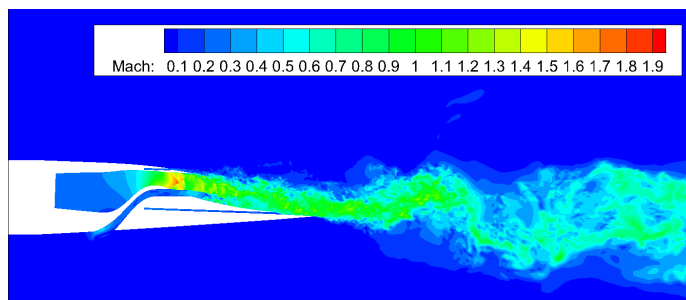


Рис. 2. Поля числа Маха в LES-расчетах плоского сопла с системой шумоглушения, $M_\infty=0$, $\pi_{cp}=2.4$

Авторы выражают благодарность за огромную помощь в работе Т.К. Козубской, Ф.В. Копьеву, А.П. Дубеню и Г.А. Фаранову.

Литература

1. Yicheng Sun. Conceptual design of sonic boom stealth supersonic transports / Yicheng Sun, Howard Smith // CEAS Aeronautical Journal. – 2022. – № 13. – P. 419-432.
2. Yicheng Sun. Review and prospect of supersonic business jet design / Yicheng Sun, Howard Smith // Progress in Aerospace Sciences. – 2017. – Vol. 90. – P. 12-38.
3. Проблемы интеграции плоского сопла с компоновкой сверхзвукового пассажирского самолета с низким уровнем звукового удара / В.С. Горбовской, А.С. Зотов, А.В. Кажан [и др.] // Ученые записки ЦАГИ. – 2024. – Т. 55. – № 6. – С. 50-65.
4. Расчетное исследование аэродинамических характеристик плоского сопла с системой шумоглушения для перспективного сверхзвукового пассажирского самолета / В.С. Горбовской, А.В. Кажан, Г.Н. Лаврухин, А.В. Лысенков, И.С. Матяш, А.А. Савельев, А.В. Шенкин // Сборник трудов 10-й российской конференции Вычислительный эксперимент в акустике и аэродинамике. – Светлогорск: Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2024. – С. 207-210.
5. Босняков, С. М. Концепция программного продукта EWT-ЦАГИ и основные этапы ее развития / С. М. Босняков // Труды ЦАГИ. – 2007. – № 2671. – С. 3-19.

6. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики / Абалакин И.В., Бахвалов П.А., Горобец А.В. [и др.] // Вычислительные методы и программирование. – 2012. – Т. 13. – № 3. – С. 110-125.
7. Сравнение двух вихреразрешающих методик повышенной точности на неструктурированных сетках применительно к моделированию струйного течения из двухконтурного сопла. С.М. Босняков, А.В. Волков, А.П. Дубень [и др.] // МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ. – 2019. – Т. 31. – № 10. – С. 130-144.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:00

Т3.2 Планер, аэродинамический шум, звуковой удар

ОСОБЕННОСТИ ИЗЛУЧЕНИЯ ЗВУКА ИЗ ВОЗДУХОЗАБОРНОГО КАНАЛА ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ В ПРИЛОЖЕНИИ К ПРОБЛЕМЕ СНИЖЕНИЯ ШУМА СГС С ПОМОЩЬЮ ЭФФЕКТА ЭКРАНИРОВАНИЯ

Р.В. Акиншин, В.В. Башкатов, С.Л. Денисов, Н.Н. Остриков
ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, aeroacoustics@tsagi.ru

Проблема излучения звука из канала воздухозаборного устройства является важной частью проблемы снижения тонального шума вентилятора авиационной силовой установки. Однако для перспективных сверхзвуковых пассажирских самолётов канал круглого сечения не является единственно возможным. Наибольший интерес для самолётов данного типа представляют каналы прямоугольного или трапециевидного сечения. Но если теория распространения звука в цилиндрических каналах развита весьма хорошо, то для каналов прямоугольного сечения задача распространения и излучения звука является новой и активные исследования в этой области только начинаются.

Более того, в каналах рассматриваемого типа реализуется плавное изменение формы сечения канала от прямоугольной на входе ВЗУ (воздухозаборное устройство) до круглой в области входного сечения двигателя (каналы такого типа называются каналами переменной геометрии). При распространении вверх по потоку вдоль канала такого типа звук, создаваемый вентилятором двигателя на взлетно-посадочных режимах работы, претерпевает значительные изменения, которые необходимо уметь анализировать как для оценки шума вентилятора в дальнем поле, так и для разработки звукопоглощающих конструкций (ЗПК), обеспечивающих эффективное снижение шума вентилятора.

В данной работе представлены результаты исследования распространения и излучения звука из канала переменного сечения в приложении к проблеме снижения шума вентилятора перспективного сверхзвукового самолёта с помощью эффекта экранирования.

Расчёт распространения звука в канале переменного сечения проводился с помощью Метода Конечных Элементов (МКЭ), а

излучение звуковых мод из прямоугольного канала выполнялось посредством построения поверхности Кирхгофа, которая располагалась вблизи среза воздухозаборника. Распространения звука с учётом эффекта экранирования проводилось в рамках Геометрической Теории Дифракции (ГТД). Также в работе рассмотрено влияние повышения производительности расчётов с помощью реализации алгоритма OpenMP в приложении к методам ГТД. Полученные результаты демонстрирует зависимость эффективности экранирования как от модального состава, излучаемого из воздухозаборника, так и от точки наблюдения. В совокупности эти факты в дальнейшем позволят оценить снижение на местности тонального шума, излучаемого из воздухозаборника в метрике EPNL.

ВЛИЯНИЕ ФИЗИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ И ИХ ЧИСЛЕННОЙ РЕАЛИЗАЦИИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗВУКОВОГО УДАРА В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ АТМОСФЕРЫ

С. Бахнэ, А.О. Корунов, Л.А. Усов

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, info@tsagi.ru

Одним из главных барьеров на пути к созданию сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) второго поколения является проблема звукового удара (ЗУ) [1, 2]. Под ЗУ следует понимать акустический эффект, возникающий при распространении в атмосфере ударно-волновых возмущений от источников природного или техногенного характера [3]. Характеристики ЗУ от СПС определяются геометрией планера, кинематическими характеристиками полета, режимом работы силовой установки, а также свойствами атмосферы. Воспроизведение такого большого числа параметров в рамках натурного эксперимента затруднительно. Поэтому для исследования характеристик ЗУ широкое применение получили методы численного моделирования.

Наиболее ресурсоемкий с точки зрения вычислений класс составляют задачи, в которых решающую роль играют дифракционные эффекты. К таким задачам относится моделирование ЗУ в областях фокусировки волн на нестационарных режимах полета СПС, а также в условиях турбулентности в приземных слоях атмосферы.

При моделировании распространения волн ЗУ в турбулентном пограничном слое (ПС) атмосферы применяются однонаправленные уравнения. В предположении узкоугольного пространственного спектра волн используется параболическое приближение теории дифракции и полученные на его основе уравнения типа Хохлова-Заболотской-Кузнецова (ХЗК) [4]. Дальнейшее развитие метод расчета дифракции получил в рамках уравнений типа HOWARD (Heterogeneous One-Way Approximation for Resolution of Diffraction) [5], в которых сохраняется точный вид дифракционного слагаемого, дающий точное решение однонаправленного волнового уравнения в условиях однородной среды.

Упомянутые выше однонаправленные уравнения имеют сходную общую структуру вида

$$\frac{\partial p'}{\partial x} = D + N + T + A. \quad (1)$$

Здесь $p' = p'(\tau, \mathbf{r})$ — избыточное (акустическое) давление как функция фазовой переменной $\tau = t - x/c_0$ и пространственных координат $\mathbf{r} = (x, y, z)$, где t — время, x — эволюционная пространственная координата, отвечающая основному направлению распространения волны, а c_0 — скорость звука. Слагаемые правой части (1) представляют собой моделируемые физические факторы, приводящие к изменению временного профиля волны и пространственной картины избыточного давления. По физической природе факторы можно разделить на дифракцию (D), нелинейность (N), турбулентный перенос (T) и дисперсионно-диссипативные эффекты (A).

В данной работе на основе численного моделирования проводится анализ влияния физических факторов на характеристики ЗУ в зависимости от применяемой модели и способа её численной реализации. Рассматривается эволюционное уравнение типа (1), в котором дифракция (D) описывается в двумерной постановке слагаемым

$$D = \begin{cases} D_{KZ} = \frac{c_0}{2} \int_{-\infty}^{\tau} \frac{\partial^2 p'}{\partial y^2} d\tau' \\ D_H = \frac{c_0}{2} \int_{-\infty}^{\tau} \left(\frac{\partial^2 p'}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 p'}{\partial y^2} \right) d\tau'. \end{cases} \quad (2)$$

Здесь y — поперечная координата, а D_{KZ} и D_H — дифракционные операторы моделей типов ХЗК и HOWARD соответственно. Нелинейность (N) учитывается с помощью слагаемого

$$N = \frac{\beta}{2\rho_0 c_0^3} \frac{\partial p'^2}{\partial \tau}. \quad (3)$$

Здесь β — коэффициент нелинейности, а ρ_0 — плотность среды. Турбулентный перенос (T) обусловлен влиянием турбулентных пульсаций скорости $\mathbf{u} = (u_x, u_y)$ и описывается оператором

$$T = \frac{u_x}{c_0^3} \frac{\partial p'}{\partial \tau} - \frac{u_x}{c_0} \frac{\partial p'}{\partial x} - \frac{u_y}{c_0} \frac{\partial p'}{\partial y}. \quad (4)$$

Первое слагаемое описывает эффект случайного фазового сдвига профиля волны продольной компонентой пульсаций, а два других — перенос профиля в поперечном направлении (адвекцию) по мере его распространения. Турбулентные пульсации скорости задаются в виде синтетической турбулентности с энергетическим спектром фон Кармана с помощью метода случайных мод Фурье [6]. Дисперсионно-диссипативные факторы (A) в атмосфере представляются оператором

$$A = \frac{b}{2\rho_0 c_0^3} \frac{\partial^2 p'}{\partial \tau^2} + \frac{1}{2c_0} \sum_v \frac{m_v \tau_v}{1 + \tau_v} \frac{\partial^2 p'}{\partial \tau^2} \quad (5)$$

и описывают диффузию временного профиля давления (первое слагаемое (5)) с коэффициентом термовязкого поглощения среды b [7], а также релаксацию вращательных степеней свободы молекул компонент атмосферного воздуха (второе слагаемое (5), здесь учтены кислород и азот), характеризующиеся временами релаксации и параметрами дисперсии m_v [7]. Параметры b, τ_v, m_v в атмосферном воздухе зависят от температуры T_0 , давления атмосферного воздуха p_0 и относительной влажности h и рассчитываются в данной работе на основе стандарта [8].

В рамках текущей работы в условиях сильной турбулентности, представленной пульсациями скорости, анализируется влияние на характеристики ЗУ:

1. Способа учета дифракции (применение D_{KZ} или D_H из (2)) при большой дистанции распространения волны (толщина ПС равна 4 км).
2. Учета продольной и поперечной адвекций (двух последних слагаемых в правой части (4)) при толщинах ПС 1 км, 2.5 км и 4 км.

3. Уровня относительной влажности воздуха h (выбраны значения 15%, 40%, 65% и 90%) при толщине ПС 1 км.
4. Неоднородности и анизотропности поля турбулентности с помощью простых модификаций изотропной однородной модели из [6] при толщине ПС 1 км.

В качестве начального условия выбран характерный N-образный профиль волны избыточного давления амплитудой $p'_{\max} = 50$ Па, длительностью $2\tau_0 = 150$ мс с эмпирическим временем нарастания в скачках $\tau_{sh} = \frac{150 \text{ Па} \cdot \text{мс}}{p'_{\max}} = 3$ мс, задаваемый зависимостью

$$p'_0(\tau) = p'_{\max} \frac{\tau}{2\tau_0} \left[-\text{th} \left(\frac{\tau + \tau_0}{0.455\tau_{sh}} \right) + \text{th} \left(\frac{\tau - \tau_0}{0.455\tau_{sh}} \right) \right].$$

Параметры атмосферы T_0, p_0, ρ_0, c_0 задаются как функции высоты в соответствии с зависимостями стандартной атмосферы [9].

Литература

1. Chernyshev S.L., Pogosyan M.A., Sypalo K.I. On ecologically-safe high-speed vehicles: conceptual design study of the next generation supersonic transport // Acta Astronautica, No. 216, 2024. pp. 437-445.
2. Bonavolontà G., Lawson C., Riaz A. Review of Sonic Boom Prediction and Reduction Methods for Next Generation of Supersonic Aircraft // Aerospace, Vol. 10, No. 11, 2023. pp. 917-961.
3. Руденко О.В., Маков Ю.Н. Звуковой удар: от физики нелинейных волн до акустической экологии // Акустический журнал, Т. 67, № 1, 2021. С. 3-30.
4. Aver'yanov M.V., Khokhlova V.A., Sapozhnikov O.A., Blanc-Benon P., Cleveland R.O. Parabolic equation for nonlinear acoustic wave propagation in inhomogeneous moving media // Acoustical Physics, Vol. 52, 2006. pp. 623-632.
5. Dagrau F., Rénier M., Marchiano R., Coulouvrat F. Acoustic shock wave propagation in a heterogeneous medium: a numerical simulation beyond the parabolic approximation // J. Acoust. Soc. Am., Vol. 130, No. 1, 2011. pp. 20-32.

6. Корунов А.О., Бахнэ С., Усов Л.А., Трошин А.И., Горбовской В.С. Характеристики звукового удара в условиях сильной атмосферной турбулентности на примере демонстратора сверхзвукового гражданского самолета // Акустический журнал, Т. 71, № 6, 2025. С. 835-854.
7. Cleveland R.O. Propagation of sonic boom through a real stratified atmosphere: PhD thesis. Austin. 1995.
8. ГОСТ 31295.12005. Шум. Затухание звука при распространении на местности. Часть 1. Расчёт поглощения звука атмосферой: межгосударственный стандарт: издание официальное / Межгосударственный совет по стандартизации, метрологии и сертификации. М.: Стандартинформ, 2006. IV. 24 с.
9. ГОСТ 440181. Атмосфера стандартная. Параметры: межгосударственный стандарт: издание официальное / разработан Государственным комитетом СССР по стандартам. Введ. 1982-07-01. М.: Издательство стандартов, 1981. 180 с.

ФОРМИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ОБЛИКА СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА С УЧЕТОМ КРИТЕРИЕВ «НИЗКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ-НИЗКИЙ ЗВУКОВОЙ УДАР»

И.Г. Башкиров, **А.В. Волков**, Д.А. Запорожец,
У.Г. Ибрагимов, М.А. Меняйлов, А.А. Павленко, Г.Н. Паскевич,
С.В. Терещенко

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, *andrey.volkov@tsagi.ru*

Формирование аэродинамического облика современного сверхзвукового гражданского самолета (СГС) включает мероприятия по снижению лобового сопротивления на крейсерском режиме полёта и минимизации звукового удара путем трансформации N-образной волны избыточного давления в более слабые, рассредоточенные импульсы. Основная задача — не устранить ударную волну полностью, а разбить её на серию мелких импульсов (формирование «тихого» удара), что снижает воспринимаемый уровень шума на земле. Это достигается использованием удлиненных носовых частей, тонких крыльев оживальной формы, оптимизацией площади поперечного сечения по правилу площадей, оптимизации срединной поверхности крыла, интегральной аэродинамической компоновкой, объединяющей обводы фюзеляжа и крыла для плавного перераспределения давления, размещением двигателей над крылом или в хвостовой части фюзеляжа.

В работе исследуются различные способы уменьшения коэффициента лобового сопротивления. Выполнена оценка минимально-возможного звукового удара и определены основные факторы, влияющие на силу звукового удара. Выбираются оптимальная крутка и кривизна сечений крыла, положение максимальной толщины в продольных сечениях крыла, угол V-образности, форма носовой части фюзеляжа. В процессе формирования облика применяется генетический алгоритм оптимизации. Форма крыльев в плане выбирается с учетом требования уменьшения сдвига аэродинамического фокуса от дозвукового режима полета к сверхзвуковому.

Дополнительно к данным общеизвестным принципам формирования компоновок с низким ЗУ в работе проанализировано

влияние формы крыла в плане на снижение громкости звукового удара путем разбиения замыкающего скачка уплотнения, а также изучено влияния положения и геометрических параметров горизонтального оперения на снижение громкости звукового удара за счет разбиения замыкающего скачка.

В работе применяются и анализируются эффективности и точности различных численных алгоритмов расчета характеристик обтекания СГС и величин звукового удара. Сравниваются ресурсоёмкие методы решений уравнений Рейнольдса и быстрые методы расчета использующие автоматически сгенерированные структурированные расчетные сетки.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ПРОБЛЕМЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ПЛАНЕРА СТРУЯМИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ НА РЕЖИМЕ КОСОГО ОБДУВА

А.И. Волков, Е.А. Пигусов

Центральный аэрогидродинамический институт

имени Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Жуковский, pigusoff@gmail.com

При проектировании винтовых двухдвигательных самолетов актуальной задачей является достоверное определение аэродинамических характеристик (АДХ) на режиме косого обдува, то есть когда обтекание самолета происходит под углом атаки или скольжения. Часто при оценке крейсерских аэродинамических характеристик винтовых самолетов из-за относительно малых углов атаки и скольжения ограничиваются учётом осевого течения на воздушном винте (ВВ) и пренебрегают возникающими на режиме косого обдува силами и моментами, действующими на ВВ, как не оказывающими существенного влияния на обтекание [1]. На взлетно-посадочных режимах полета вклад косого течения на ВВ требует более детального изучения, особенно для случая отказа одного из двигателей, так как от достоверности оценки влияния работы воздушных винтов на аэродинамические и взлетно-посадочные характеристики зависит правильность выбора параметров механизаций, оперения, органов управления и облика в целом.

На ранних этапах проектирования конструктор располагает ограниченным набором инструментов, но при этом принятые решения, например, на этапе концептуального проектирования, могут оказать влияние на стадиях, где цена любого изменения очень высока. Однако, отработка аэродинамической компоновки в аэродинамических трубах с работающими воздушными винтами практически недоступна на начальных этапах проектирования как из-за сложности самих аэродинамических моделей (АДМ), так и высокой сложности проведения эксперимента, обработки полученных результатов.

Использование методов вычислительной аэродинамики применительно к моделированию интерференции воздушных винтов и планера самолета на режиме косого обдува позволяет суще-

ственно расширить возможности исследователя, но также имеет ряд ограничений, включающих особенности задания граничных условий, необходимость в значительных расчетных мощностях как в нестационарной, так и в квазистационарной постановке [2], отсутствие достаточного объема достоверных данных для валидации результатов расчётов, полученных из трубного или летного эксперимента.

В работе рассмотрены и апробированы 3 метода, позволяющих проводить численное моделирование обтекания на режиме косого обдува, на примере аэродинамической модели отсека крыла с воздушным винтом, испытанной в аэродинамической трубе:

- метод моделирования нестационарного обтекания;
- метод активного диска;
- метод объёмных источников сил.

В ходе апробации данных методов выявлены основные особенности обтекания как ВВ, так и всей АДМ. Показано, что результаты расчётов, выполненных методом моделирования нестационарного обтекания, обладают высоким соответствием экспериментальным данным, однако требуют значительных вычислительных затрат. Результаты расчётов, выполненные методом активного диска, показывают удовлетворительное соответствие экспериментальным данным в линейном диапазоне АДХ и не выявляют несимметричное (относительно плоскости симметрии АДМ) обтекание. Результаты расчётов, выполненные методом объёмных источников сил, показывают удовлетворительное для практических задач соответствие экспериментальным данным для крейсерской, взлётной и посадочной конфигураций АДМ во всём диапазоне углов атаки и при различных значениях коэффициента нагрузки на ВВ, при этом требуют умеренных вычислительных ресурсов.

В результате предложен подход к численному моделированию обтекания аэродинамических компоновок самолета с учетом интерференции ВВ и элементов планера при косой обдувке.

Литература

1. Петров А.В. Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. – М.: Инновационное машиностроение, 2018.

2. S. Zhao, J. Li, Y. Jiang, R. Qian, R. Xu. Investigation of propeller slipstream effects on lateral and directional static stability of transport aircraft, Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2022, pp. 551-569.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ЗОНЫ ПРЕОБЛАДАНИЯ АТМОСФЕРНЫХ ЭФФЕКТОВ В ЗАДАЧЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ВОЛНЫ ЗВУКОВОГО УДАРА

Т.А. Гимон, П.А. Мищенко

Институт теоретической и прикладной механики

*им. С.А. Христиановича Сибирское отделение Российской академии
наук, Новосибирск, mischenko.polina.16@itam.nsc.ru*

Звуковой удар является одним из ключевых факторов, ограничивающих эксплуатацию сверхзвуковых пассажирских самолетов, поскольку именно уровень акустического воздействия на земле определяет допустимость их полетов над населенными территориями [1]. При распространении в атмосфере форма волны звукового удара существенно трансформируется под воздействием нелинейных, диссипативных и геометрических эффектов, а также стратификации атмосферы. При этом различные эффекты оказывают неоднородное влияние на характеристики волны и проявляются с различной интенсивностью на разных высотах.

Целью работы является идентификация и анализ зон преобладания отдельных атмосферных эффектов на основе численного моделирования трансформации волны звукового удара при ее распространении в дальнюю зону.

В качестве математической модели используется одномерное расширенное уравнение Бюргерса [2], учитывающее нелинейность, геометрическое расширение, стратификацию атмосферы, термовязкостное поглощение и молекулярную релаксацию:

$$\frac{\partial p}{\partial x} = \frac{\beta}{2\rho_0 c_0^3} \frac{\partial p^2}{\partial t'} - \frac{1}{2A} \frac{\partial A}{\partial x} p + \frac{1}{2\rho_0 c_0} \frac{\partial(\rho_0 c_0)}{\partial x} p + \frac{\delta}{2c_0^3} \frac{\partial^2 p}{\partial t'^2} + \sum_j \frac{(\Delta c)_j \tau_j}{c_0^2} \left(1 + \tau_j \frac{\partial}{\partial t'}\right)^{-1} \frac{\partial^2 p}{\partial t'^2}$$

здесь $p(x, t')$ – давление, x – криволинейная координата вдоль луча распространения волны, A – площадь лучевой трубки, $t' = t - \int_0^x \frac{1}{c_0} dx$ – время, c_0 – скорость звука, ρ_0 – плотность окружающей среды, β – коэффициент нелинейности и δ – коэффициент диффузии звука, обусловленный как вязкостью, так и

теплопроводностью. Метод расщепления позволяет последовательно учитывать вклад отдельных физических процессов. Решение было реализовано в виде вычислительной программы на Python [3].

Различные атмосферные эффекты по-разному влияют на характеристики волны звукового удара. Кроме того, характер их воздействия зависит от высоты распространения: одни эффекты определяют трансформацию волны на высотах, близких к высоте полета летательного аппарата, другие — в нижних слоях атмосферы при приближении волны к поверхности земли. Поскольку все атмосферные эффекты действуют одновременно, а их вклад в трансформацию волны изменяется по мере распространения, важной задачей является выделение диапазонов высот, в которых влияние отдельных механизмов на характеристики сигнала становится преобладающим.

Анализ проводится на основе численного расчета распространения в стратифицированной атмосфере модельных треугольных эпюр давления, аппроксимирующие структуру возмущенного давления в ближней зоне. Для идентификации зон преобладания используются зависимости характеристик волны от высоты: величины перепада давления Δp , времени нарастания давления τ (крутизны фронта), максимального градиента давления, а также изменения спектрального состава сигнала. Для оценки вклада отдельных эффектов проводилось сопоставление решений, полученных при поочередном включении и исключении соответствующих членов в расширенном уравнении Бюргерса. Дополнительно анализируются коэффициенты затухания, связанные с геометрическим расширением и стратификацией атмосферы, определяющие изменение амплитуды вдоль траектории распространения.

На основе проведенного анализа построена схема зон преобладания атмосферных эффектов. Показано, что в начальной области распространения доминируют нелинейные механизмы, определяющие формирование фронта волны и генерацию высокочастотных компонент. По мере распространения возрастает роль диссипативных процессов, приводящих к сглаживанию фронта и изменению спектрального состава сигнала. Эти зоны преобладания не являются фиксированными и зависят как от параметров атмосферы, так и от формы начальной эпюры давления.

Таким образом, полученные результаты позволяют сформировать обобщенное представление о пространственном распределении зон преобладания атмосферных эффектов и могут быть использованы при разработке моделей прогнозирования звукового удара с учетом реальных условий распространения.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-29-20230, <https://rscf.ru/project/25-29-20230/>, и при финансовой поддержке Правительства Новосибирской области.

Литература

1. Чернышев С.Л. Звуковой удар. М.: Наука, 2011.
2. Cleveland R.O. Propagation of sonic booms through a real, stratified atmosphere: PhD thesis. – The University of Texas at Austin, 1995.
3. Mishchenko P.A., Gimon T.A. Development of sonic boom prediction code based on augmented Burgers equation: molecular relaxation // AIP Conference Proceeding, Vol. 2504, 030037(6) (2023); DOI: 10.1063/5.0132924.

ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ О РАСПРОСТРАНЕНИИ ЗВУКОВОГО УДАРА В НЕОДНОРОДНОЙ АТМОСФЕРЕ С ВЕТРОМ В РАМКАХ ПОДХОДА НЕЛИНЕЙНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ АКУСТИКИ

В.С. Горбовской, А.О. Корунов

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, info@tsagi.ru

Коммерческая эксплуатация первых сверхзвуковых гражданских самолетов (СГС) первого поколения (Ту-144 и Concorde) выявила ряд существенных экологических недостатков, обусловленных возникновением звукового удара (ЗУ) на земле при полете на сверхзвуковой скорости, и шумом на местности на режиме взлета от двигателей с низкой степенью двухконтурности [1]. С момента окончания эксплуатации этих самолетов введен запрет на полеты со сверхзвуковой скоростью в коммерческих целях над населенной сушей во многих странах мира, что вызвало большой интерес научного сообщества к сверхзвуковой тематике особенно в части моделирования распространения ЗУ с учетом реальных свойств атмосферы и его применения к задаче оптимизации геометрии СГС для снижения громкости ЗУ на земле.

Стандартная процедура расчета характеристик ЗУ заключается в определении ближнего поля в некоторой окрестности СГС с использованием CFD-методов и расчета распространения ЗУ до земли с вычислением громкости ЗУ в метрике PL [2]. Однако режим полета СГС и состояние атмосферы оказывают существенное влияние на структуру волны ЗУ и требуют учета различных физических процессов, способных приводить как к усилению, так и ослаблению амплитуды и громкости возмущений ЗУ. В связи с этим для описания распространения ЗУ до земли применяются различные математические модели.

При моделировании распространения звукового удара в сложной атмосфере в отсутствие фокусировки целесообразно применение подхода нелинейной геометрической акустики (НГА), при котором геометрия распространения возмущений определяется в приближении геометрической акустики, а временной профиль избыточного давления описывается путем решения нелинейного

уравнения Бюргерса вдоль геометроакустических лучей [3]. При возникновении фокусировки от полета СГС с ускорением, а также атмосферной фокусировки за счет наличия в приземном слое Земли турбулентных пульсаций параметров среды, применяются эволюционные модели учитывающий эффект дифракции [4].

В данной работе рассматривается постановка задачи и ее численное решение о расчете распространения ЗУ в неоднородной атмосфере с ветром в рамках подхода НГА, так как этот подход может быть использован как расчета характеристик ЗУ в наиболее продолжительном, крейсерском полете, при полете с ускорением вдали от областей фокусировки (каустик), до границы атмосферного пограничного слоя Земли при расчете с учетом турбулентности, а также при проектировании (оптимизации) перспективных компоновок СГС со сниженным уровнем звукового воздействия на окружающую среду.

Подход НГА в данной работе основан на численном решении дополненного уравнения Бюргерса, обобщенного на случай подвижности среды, следующего вида:

$$\frac{\partial p'}{\partial s} = N + E + A. \quad (1)$$

Здесь $p' = p'(\tau, s)$ — избыточное (акустическое) давление как

функция фазовой переменной $\tau = t - \int_s \frac{ds}{v_r}$ и пространственной

криволинейной координаты s вдоль геометроакустического луча,

где t — время распространения, а c_0 — скорость звука,

$\mathbf{v}_r = \mathbf{v}_0 + c_0 \mathbf{n}$ - вектор групповой скорости распространения возмущений относительно земли, $\mathbf{n}$ - нормаль к поверхности фронта. Индексом «0» обозначаются параметры невозмущенной среды.

Слагаемые правой части уравнения (1) по физической природе можно разделить на нелинейность (N), геометрическое рассеяние (E) и дисперсионно-диссипативные эффекты (A). Эффект нелинейности (N) описывается уравнением

$$N = \frac{\beta}{2\rho_0 c_0^3} \left(\frac{c_0}{v_r} \right) \Omega \frac{\partial p'^2}{\partial \tau}, \quad (2)$$

где β — коэффициент нелинейности, а ρ_0 — плотность среды, $\Omega = 1 - \mathbf{v}_0 \cdot \mathbf{n}$. Геометрическое рассеяние (E) обусловлено изменением интенсивности волн за счет неоднородностей среды и геометрической расходимости фронта волны при распространении возмущений до земли:

$$E = \frac{1}{B} \frac{\partial B}{\partial s} p', \quad (3)$$

где $B = \sqrt{\frac{\rho_0 \Omega c_0^2}{A_0 v_r}}$, A_0 - площадь лучевой трубки (якобиан перехода из лучевых координат в земные). Дисперсионно-диссипативные факторы (A) в атмосфере представляются оператором

$$A = \frac{b}{2\rho_0 c_0^3} \left(\frac{c_0}{v_r} \right) \Omega \frac{\partial^2 p'}{\partial \tau^2} + \frac{1}{2c_0} \left(\frac{c_0}{v_r} \right) \Omega^2 \sum_v \frac{m_v \tau_v}{1 + \tau_v \frac{\partial}{\partial \tau}} \frac{\partial^2 p'}{\partial \tau^2} \quad (4)$$

и описывают диффузию временного профиля давления (первое слагаемое (4)) с коэффициентом термовязкого поглощения среды b [3], а также релаксацию вращательных степеней свободы молекул компонент атмосферного воздуха (второе слагаемое 4), здесь учтены кислород и азот, характеризующиеся временами релаксации и параметрами дисперсии m_v [3]. Параметры b, τ_v, m_v в атмосферном воздухе зависят от температуры T_0 , давления атмосферного воздуха p_0 и относительной влажности h и могут быть рассчитаны в соответствии со стандартном [5].

Для численного решения дополненного уравнения Бюргерса (1) рассматривается два подхода. Первый подход основан на методе разделения операторов первого порядка [6], второй подход — на методе разделения операторов второго порядка (Strang Splitting Method) [7]. Методы разделения операторов позволяют разделить уравнение (1) на подзадачи, разрешая нелинейность (N), геометрическое рассеяние (E), а также диссипацию и дисперсию (A) независимыми численными алгоритмами, с последующей композицией решений подзадач. Представлены два способа численного разрешения нелинейности (N). Первый способ

основан на использовании точного решения Пуассона и разрешении многозначного решения по методу потенциала [8]. Второй способ основан на решении дифференциального уравнения методом конечного объема с использованием WENO схемы 5 порядка [9]. Рассматривается вопрос по сеточной сходимости решения в рамках размерного и безразмерного уравнения (1).

В работе установлена причина расхождения ранее полученных результатов расчета характеристик ЗУ от демонстратора NASA X-59 [10] с результатами участников международного семинара Sonic Boom Prediction Workshop (SBPW 3), заключающаяся в неверной постановке начального условия при решении задачи распространения ЗУ до земли. Результаты расчета показали хорошее согласование с результатами расчета NASA [11], при котором расхождение амплитуда волны избыточного давления на земле для азимутального угла $\varphi=0$ составило величину порядка 1% по норме L2, а громкости – 0.1 дБ в метриках A и PL.

Литература

1. Чернышев С.Л. Звуковой удар — М.: Наука, 2011. 351 с.
2. Z. Hang at al. Recent progress in efficient low boom design and optimization methods // Progress in aerospace science, 146 (2024).
3. Cleveland R.O. Propagation of sonic boom through a real stratified atmosphere: PhD thesis. Austin. 1995.
4. Bonavolontà G., Lawson C., Riaz A. Review of Sonic Boom Prediction and Reduction Methods for Next Generation of Supersonic Aircraft // Aerospace, Vol. 10, No. 11, 2023. pp. 917-961.
5. ГОСТ 31295.12005. Шум. Затухание звука при распространении на местности. Часть 1. Расчёт поглощения звука атмосферой: межгосударственный стандарт: издание официальное / Межгосударственный совет по стандартизации, метрологии и сертификации. М.: Стандартинформ, 2006. IV. 24 с.
6. S. Wei. Exploring new directions of operator splitting methods. PhD thesis. University of Saskatchewan, 2024.
7. Strang G. On the construction and comparison of difference schemes // SIAM J. Numer. Anal., Vol. 5, No. 3, September 1968. pp. 506-517.

8. Coulouvrat F. A quasi-analytical shock solution for general non-linear progressive waves // Wave Motion, Vol. 46, No. 2, 2009. pp. 97-107.
9. Zhang R., Zhang M., Shu C.W. On the order of accuracy and numerical performance of two classes of finite volume WENO schemes // Communications in Computational Physics, Vol. 9, No. 3, 2011. pp. 807-827.
10. S.L. Chernyshev, V.S. Gorbovskoy, A.V. Kazhan, A.O. Korunov, Re-entry vehicle sonic boom issue: Modelling and calculation results in windy atmosphere based on the augmented Burgers equation, Acta Astronautica, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.12.038>.
11. Sriram K. Rallabhandi. "Propagation Analysis of the 3rd Sonic Boom Prediction Workshop Cases using sBOOM", AIAA 2021-0230. AIAA Scitech 2021 Forum. January 2021.

АНАЛИТИЧЕСКИЕ СПОСОБЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ЦИЛИНДРА ПРИ ОБТЕКАНИИ ПО НОРМАЛИ К ОСИ

И.А. Гудков, Л.А. Лаптева, Д.Ю. Тищенко

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, gudkov.ia@bmstu.ru

Ряд предшествующих работ [1, 2] был посвящен разработке методики определения аэродинамических характеристик бикалиберных фюзеляжей и фюзеляжей, выполненных по схеме «несущий конус». Было определено, что одним из факторов, приводящих к отклонению расчётных аэродинамических характеристик от реальных является коэффициент сопротивления цилиндра $c_{x \text{ цил}}$.

Анализ отечественной и зарубежной литературы выявил ряд аналитических способов определения коэффициента сопротивления цилиндра при обтекании по нормали. Данные, приведенные в работах [3, 4], учитывают зависимость $c_{x \text{ цил}}$ только от числа Маха набегающего потока и угла атаки, а данные, приведенные в работах [5, 6], учитывают зависимость $c_{x \text{ цил}}$ также и от числа Рейнольдса набегающего потока. В источнике [7] указано, что при больших числах Маха ($M > 4$) $c_{x \text{ цил}} \approx 1.33$.

Также, с целью уточнения величины $c_{x \text{ цил}}$ была проведена серия численных расчетов на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях $M = 0.2; 0.4; 1.2; 2; 2.5; 3; 3.5; 4$ для бесконечных цилиндров диаметром $D = 27 \text{ мм}; 100 \text{ мм}; 200 \text{ мм}; 900 \text{ мм}$, с учетом рекомендаций, приведенных в [8]. В качестве расчетной сетки использовалась неструктурированная сетка с треугольными ячейками. Расчеты были проведены с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST. Для разрешения пограничного слоя выполнено разбиение пристеночной области. Толщина пристеночной области выбиралась из условия равенства единице безразмерной функции y_+ .

На рис. 1 приведен сводный график описанных выше способов определения коэффициента сопротивления цилиндра при об-

течении по нормали к оси и результатов численного моделирования, по которым была построена огибающая кривая.

При этом, все вышеуказанные данные не учитывают зависимости $c_{x \text{ цилин}}$ от удлинения цилиндра.

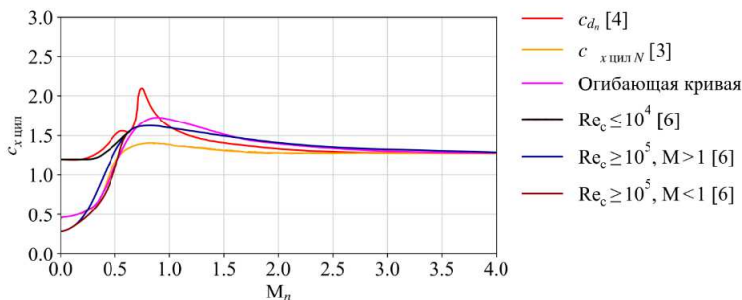


Рис. 1. Сравнение способов определения коэффициента сопротивления цилиндра

В отчете [6] предложен график зависимости коэффициента пропорциональности сопротивления цилиндра η от числа Маха поперечного набегающего потока. Данный коэффициент позволяет учесть влияние удлинения цилиндра (фюзеляжа) на значение коэффициента нормальной силы. Он определяется следующим образом:

- при $M < 1$ коэффициент пропорциональности зависит только от удлинения;
- при $0.95 < M < 1.35$ коэффициент η определяется по формуле

$$\eta = \eta_\lambda + \left(\frac{1 - \eta_\lambda}{2} \right) \left(1 + \tanh \left(\frac{15}{M^4} (M - 1) \right) \right);$$

- при $M \geq 1.35$ коэффициент $\eta = 1$.

Однако, данная зависимость при $M = 1.35$ приводит к резкому скачку значения η , поэтому была предложена новая аппроксимационная функция, уменьшающая данный скачек

$$\eta = \eta_\lambda + (1 - \eta_\lambda) e^{-\frac{1}{M^{16}}}.$$

На рис. 2 представлено сравнение значений коэффициента пропорциональности сопротивления цилиндра при использовании зависимости из исследования [6] и предложенной аппроксимационной функции при различном удлинении фюзеляжа.

Также с целью автоматизации расчетов была предложена аппроксимирующая функция для коэффициента η_λ , зависящего от удлинения фюзеляжа λ

$$\eta_\lambda = \left(1 - e^{-0.007\lambda}\right)^{0.14}.$$

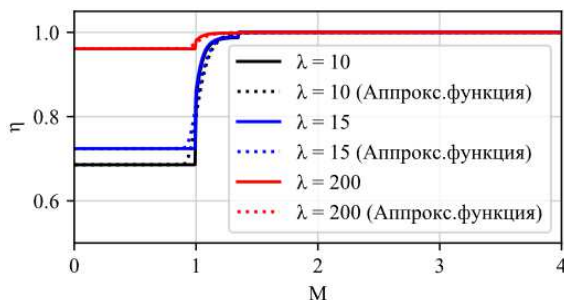


Рис. 2. Сравнение значений коэффициента пропорциональности сопротивления цилиндра

Для определения наилучшего способа расчета $c_{x \text{ цил}}$ был рассчитан коэффициент нормальной силы изолированного фюзеляжа по формуле из [3]. По результатам сравнения с экспериментальными данными [9], были получены следующие значения отклонений: для данных [3] – 10.42%; для [6] – 9.56%; для огибающей кривой – 10.58%.

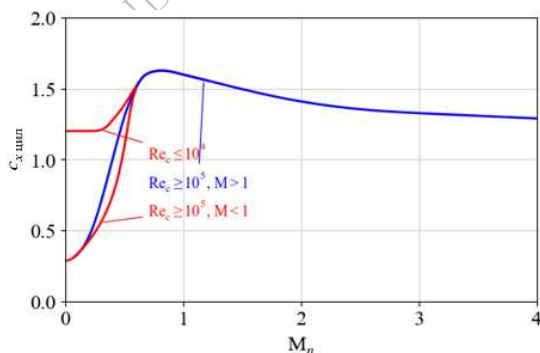


Рис. 3. График зависимости коэффициента сопротивления цилиндра от числа Маха и числа Рейнольдса поперечного потока

Так как использование данных из [6] с учетом коэффициента η даёт наименьшую относительную погрешность, была предложена

на функция коэффициента $c_{x\text{цил}}$, где при $0 \leq M < 4$ зависимость согласно [6], а при $4 \leq M \leq 8$ согласно отчету [7] (рис. 3).

Таким образом, была определена зависимость коэффициента сопротивления цилиндра при обтекании по нормали к оси от числа Маха, дающая наименьшие отклонения расчётных аэродинамических характеристик относительно экспериментальных данных.

Литература

1. Исследование применимости методики расчёта аэродинамических характеристик бикалиберных фюзеляжей к расчёту фюзеляжа, выполненного по схеме "несущий конус" / И.А. Гудков, Л.А. Лаптева, Д.Ю. Тищенко. — Текст: непосредственный // Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике. Сборник трудов молодёжного симпозиума. — Светлогорск: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2024. — С. 56-59.
2. Анализ методик расчета коэффициента подъемной силы фюзеляжа / А. В. Васильев, И. А. Гудков, Л. А. Лаптева, Д. Ю. Тищенко // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. — 2024. — № 12. — С. 33-38.
3. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.: Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для ВУЗов. Изд. 2-е переработанное и доп. — М.: Машиностроение. — 1973. — 616 с.
4. Jorgensen L.H., A method for estimating static aerodynamic characteristics for slender bodies of circular and noncircular cross section alone and with lifting surfaces at angles of attack from 0° to 90° , Apr. 1973.
5. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика: Учеб. Пособ.: Для вузов. В 10 т. Т.VI. Гидродинамика. — 6-е изд., испр. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2021. — 728 с.
6. William B., Baker Jr., An aerodynamic coefficient prediction technique for slender bodies with low aspect ratio fins at Mach numbers from 0.6 to 3.0 and angles of attack from 0 to 180 degrees, AEDC-TR-77-97, March 1978.
7. Jorgensen L.H., Prediction of Static Aerodynamic Characteristics of Slender Bodies Alone and with Lifting Surfaces to Very High Angles of Attack, NASA TR R-474, Sept. 1977.

8. Исследование аэродинамического сопротивления круговых цилиндров в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью / М.А. Головкин, М.В. Грудинин, А.А. Ефремов, Р.М. Миргазов // Ученые записки ЦАГИ. – 2023. – Т. 54, № 3. – С. 3-9.
9. Bruce E., Clyde Q. Allen, An investigation of the normal-force and vortex-wake characteristics of an ogive-cylinder body at subsonic speeds, NASA-TN-D-1297, April 1962.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ВЛИЯНИЕ УСТАНОВКИ ДВИГАТЕЛЯ ПД-8 НА АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА RRJ-95

А.В. Долотовский, М.С. Войтишина, А.А. Бабулин,
С.А. Алексеев, **Е.А. Гладышева**

ПАО «Яковлев» филиал «Региональные самолеты», г. Москва, Россия

Самолет RRJ-95 получил сертификат типа АР МАК в 2011 году и сертификат типа EASA в 2012 году. В эксплуатации находится 159 ВС. Налет с начала эксплуатации флота RRJ-95 составляет более 2 миллионов летных часов.

В 2020 году начата разработка импортозамещенной модели самолета RRJ-95NEW-100. В процессе модернизации должны быть заменены все импортные системы самолета на аналогичные системы отечественной разработки. В текущем, 2026 году, продолжаются летные испытания трех опытных ВС типа RRJ-95 с импортозамещенными системами и установленными двигателями ПД-8. Результаты сертификационных испытаний в части ремоторизации планируется использовать для замены двигателей SaM-146 летающего парка самолетов типа RRJ-95 на ПД-8.

В докладе проанализировано влияние изменения акустических и высотно-скоростных характеристик двигателя на сертификационные уровни шума в трех контрольных точках на примере ремоторизации самолета RRJ-95. Приведены результаты сравнения расчетных оценок шума, полученных аналитическими методами, с результатами сертификационных летных и стендовых испытаний. Изучена возможность проведения сертификации по шуму для различных модификаций самолета и ремоторизации летающего парка ВС по эквивалентным методикам, без проведения летных испытаний, и необходимые условия для использования эквивалентных методик.

ВКЛАД ШУМА ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА В ШУМ СГС И ЕГО ИЗМЕРЕНИЕ В ЗАГЛУШЕННОЙ КАМЕРЕ КАК ЕДИНСТВЕННАЯ ВОЗМОЖНОСТЬ НА СЕГОДНЯ ПОЛУЧИТЬ ДОСТОВЕРНУЮ ОЦЕНКУ ШУМА ПЛАНЕРА СГС

В.Ф. Копьев, И.В. Беляев, М.Ю. Зайцев, И.В. Панкратов

ФАУ ЦАГИ, Москва, aeroacoustics@tsagi.ru

Проблема шума на местности для перспективного сверхзвукового самолета (СГС) является одной из ключевых при его разработке, так как оказывает непосредственное влияние на выбор компоновки СГС и параметров его силовой установки. Хотя ожидается, что силовая установка будет основным источником шума перспективного СГС на взлете, на посадке вопрос вклада шума планера в общий шум СГС остается открытым. Основная сложность здесь заключается в отсутствии экспериментальных данных и валидированных методов оценки шума планера СГС.

Действительно, крыло СГС значительно отличается от крыльев дозвуковых самолетов, так что методы расчета шума обтекания крыла требуют валидации на основе достоверных экспериментальных данных по шуму крыла СГС, что до настоящего времени не проводилось. Как следствие, шум планера СГС определяется в основном с помощью методик, разработанных для дозвуковых самолетов, что влечет за собой неопределенность относительно точности получаемых оценок.

В рамках данной работы проведена оценка вклада шума планера перспективного отечественного СГС в общий уровень шума СГС на основе экспериментальных исследований маломасштабной модели механизированного крыла СГС в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ. Результаты измерений маломасштабной модели крыла СГС пересчитываются на большие масштабы с помощью полуэмпирического метода [1], полученного на основе сравнения уникальных экспериментальных данных по шуму обтекания крупномасштабной тематической модели крыла СГС [2] и маломасштабной модели крыла с идентичной геометрией. Так как результаты акустических испытаний крупномасштабной модели крыла хорошо пересчитываются на натурные масштабы [3],

использование экспериментальных данных по шуму обтекания крупномасштабной модели крыла СГС обеспечивает достоверность оценок шума для натурного крыла СГС.

Таким образом, в проведенной работе предложен уточненный метод оценки шума планера СГС и получена оценка вклада шума планера для перспективного СГС. Показано, что оценка шума обтекания крыла СГС, полученная с помощью стандартного полуэмпирического подхода [4], основанного на обработке большой базы данных дозвуковых самолетов, может приводить при расчете шума СГС на посадке к ошибке более 3 ЕРНдБ. Поэтому оценки шума крыла СГС, полученные на основе численных или полуэмпирических методов, не являются достоверными, пока они не валидированы с помощью репрезентативных экспериментальных данных.

Литература

1. Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Беляев И.В., Wang Yong, Zhao Kun. Экспериментальное исследование шума обтекания тематической модели крыла сверхзвукового гражданского самолета на режиме посадки // Акустический журнал, 2025, Т.71(5S), С.54
2. Wang Y., Zuo K., Belyaev I., Kopiev V., Zhao K. Experimental investigation of aerodynamic noise characteristics and noise reduction for the wing of a supersonic civil aircraft // Applied Acoustics, 2026, V.249, 111304
3. Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф., Величко С.А., Беляев И.В. Локализация и ранжирование источников шума самолета в летных испытаниях и сравнение с акустическими измерениями крупномасштабной модели крыла // Акустический журнал, 2023, Т.69(2), С.165-176.
4. Fink M.R. Airframe Noise Prediction Method // FAA Research Report, FAA-RD-77-29, 1977
Howe M.S. Contributions to the theory of aerodynamic sound, with application to excess jet noise and the theory of the flute // Journal of Fluid Mechanics. 1975. P. 625–673.

ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ДЛЯ РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТА МАКСИМАЛЬНОЙ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ И КРИТИЧЕСКОГО УГЛА АТАКИ ДОЗВУКОВОГО ПРОФИЛЯ КРЫЛА ЧИСЛЕННЫМИ МЕТОДАМИ ГИДРОГАЗОДИНАМИКИ

М.К. Куркова, Л.А. Лаптева, Д.С. Михайлов, Д.Ю. Тищенко
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, mkurkova2002@yandex.ru

Одним из важных этапов проектирования дозвукового крыла летательного аппарата (ЛА) является определение коэффициента максимальной подъемной силы $c_{y_{a\max}}$ и критического угла атаки $\alpha_{\text{кр}}$ профиля. Эти параметры определяют маневренность ЛА и ограничивают эксплуатационный диапазон углов атаки.

На начальных этапах проектирования $c_{y_{a\max}}$ и $\alpha_{\text{кр}}$ могут быть определены путем проведения численного моделирования обтекания дозвукового профиля крыла в программном пакете для гидрогазодинамических расчетов с использованием разных подходов к представлению турбулентности.

Целью работы является оценка применимости различных моделей турбулентности для определения коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки дозвукового профиля крыла.

Выполнен сравнительный анализ результатов численных расчетов аэродинамических характеристик дозвуковых профилей различной толщины и кривизны, в том числе NACA2408, NACA2412, NACA2415 (рис. 1), с результатами эксперимента в аэродинамической трубе (АДТ) [1].



Рис. 1. Аэродинамические дозвуковые профили крыла

При проведении численного моделирования обтекания дозвукового профиля использовался подход RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes), основанный на осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье-Стокса.

Для замыкания системы уравнений были рассмотрены следующие модели турбулентности:

- k - ω SST (гибридная модель, представляющая собой комбинацию k - ω и k - ϵ моделей);
- k - ϵ (основана на решении уравнений переноса турбулентной энергии и ее диссипации);
- transition SST (является усовершенствованной версией SST модели и содержит дополнительные уравнения, за счет чего позволяет более точно описать турбулентность) [2].

Для каждой модели турбулентности выполнено исследование сходимости численного решения по шагу расчетной сетки для профиля NACA2412 при угле атаки $\alpha=4^\circ$ (рис. 2). Представленные на рис. 2 графики нормированы относительно решения, обеспечивающего сходимость.

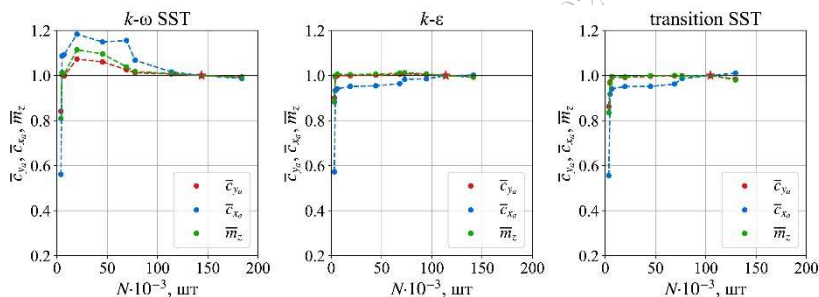


Рис. 2. Исследование сходимости численного решения по шагу расчетной сетки для профиля NACA2412 при угле атаки $\alpha=4^\circ$

Расчетная сетка – неструктурированная с треугольными ячейками. Для разрешения пограничного слоя выполнено построение пристеночных ячеек. Толщина первой ячейки выбрана из условия равенства единице безразмерной пристеночной функции y_+ для моделей турбулентности k - ω SST и transition SST и из условия $y_+ > 30$ для модели k - ϵ [3]. На рис. 3 представлен пример расчетной сетки.

Расчеты аэродинамических характеристик дозвуковых профилей выполнены при числе Рейнольдса $Re \approx 3 \cdot 10^6$ и при числе Маха набегающего потока $M=0.2$ для избегания возникновения местных скачков уплотнения.

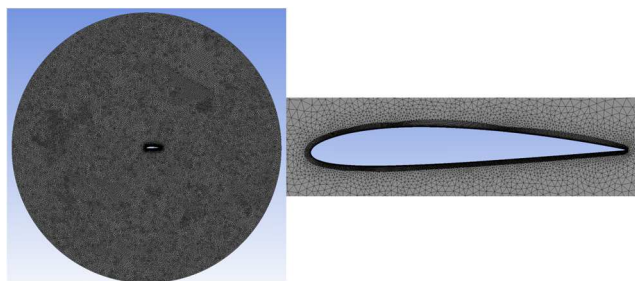


Рис. 3. Расчетная сетка для модели transition SST

В результате численных расчетов получены графики зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки $c_{ya}(\alpha)$ (рис. 4), определены коэффициенты максимальной подъемной силы, критические углы атаки, относительные погрешности расчета пересчитанных параметров (таблица). Погрешности вычислены относительно эксперимента по формуле

$$\delta = \frac{|x - x_{\text{эксп}}|}{x_{\text{эксп}}} \cdot 100\%,$$

где x – коэффициент максимальной подъемной силы или критический угол атаки, полученный численными методами гидрогазодинамики; $x_{\text{эксп}}$ – результат эксперимента в АДТ [1].

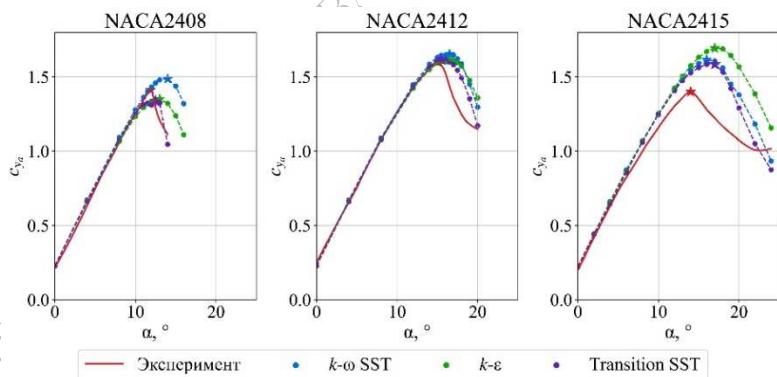


Рис. 4. Графики зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

Для профиля малой относительной толщины NACA2408 получены меньшие относительно эксперимента в АДТ значения $c_{ya\max}$, за исключением результатов расчета с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST. Для профилей NACA2412 и

NACA2415 получены завышенные относительно эксперимента значения c_{yamax} .

Значения критических углов атаки, определенные численными методами гидрогазодинамики, превышают результаты эксперимента в АДТ.

Наименьшие средние по всем рассмотренным профилям погрешности расчета коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки получены при использовании модели турбулентности transition SST ($\delta_{c_{yamax} \text{ ср}} = 6.52\%$, $\delta_{\alpha_{кр} \text{ ср}} = 10.01\%$). Для модели $k-\omega$ SST средние погрешности расчета равны $\delta_{c_{yamax} \text{ ср}} = 8.01\%$ и $\delta_{\alpha_{кр} \text{ ср}} = 14.06\%$, для $k-\epsilon$ – $\delta_{c_{yamax} \text{ ср}} = 8.67\%$ и $\delta_{\alpha_{кр} \text{ ср}} = 13.63\%$.

	c_{yamax}	$\alpha_{кр}, ^\circ$	$\delta_{c_{yamax}}, \%$	$\delta_{\alpha_{кр}}, \%$
NACA2408				
Эксперимент в АДТ [1]	1.41	11.87	-	-
$k-\omega$ SST	1.48	14.00	5.30	17.89
$k-\epsilon$	1.35	13.00	4.37	9.47
transition SST	1.34	12.75	5.29	5.26
NACA2412				
Эксперимент в АДТ [1]	1.60	15.00	-	-
$k-\omega$ SST	1.65	16.50	3.36	10.00
$k-\epsilon$	1.61	16.50	0.71	10.00
transition SST	1.62	15.5	0.98	3.33
NACA2415				
Эксперимент в АДТ [1]	1.40	14.00	-	-
$k-\omega$ SST	1.61	16.00	15.37	14.29
$k-\epsilon$	1.69	17.00	20.93	21.43
transition SST	1.59	17.00	13.28	21.43

Таблица 1. Результаты расчета c_{yamax} и $\alpha_{кр}$

Из анализа полученных результатов можно сделать вывод, что модель transition SST применима для вычисления c_{yamax} и $\alpha_{кр}$ дозвукового профиля. По сравнению с иными исследованными моделями турбулентности она дает значения, наиболее близкие к результатам эксперимента в АДТ.

Литература

1. Ira H. Abbott, Albert E. von Doenhoff. Theory of wing sections: including a summary of airfoil data, 1959.
2. Ильина Е.Е., Ильина Т.Е., Денисенко П.В. Применимость различных дифференциальных моделей турбулентности при численном расчете сверхзвуковых неизобарических струй // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2025. Т. 15. №3. С. 509-516.
3. Батулин, О. В. Расчет течений жидкостей и газов с помощью универсального программного комплекса Fluent: электрон. учеб. пособие / О. В. Батулин, Н. В. Батулин, В. Н. Матвеев; М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Самара, 2010. – Режим доступа: <http://repo.ssau.ru/jspui/handle/123456789/58360> (дата обращения: 05.05.2026).

ИССЛЕДОВАНИЕ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДЕМПФИРУЮЩЕГО МОМЕНТА ТАНГАЖА ИЗОЛИРОВАННОЙ ПРЯМОУГОЛЬНОЙ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

И.М. Митрофанов, Д.Ю. Тищенко, Л.А. Лаптева

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, mitr.iv2016@yandex.ru

При проектировании летательного аппарата (ЛА) одной из ключевых задач является обеспечение его устойчивости и управляемости на траектории. Для этого необходимо определить коэффициент демпфирующего момента тангажа – производную коэффициента момента тангажа по безразмерной угловой скорости тангажа:

$$m_z^{\bar{\omega}_z} = \frac{\partial m_z}{\partial \bar{\omega}_z}.$$

Эта величина характеризует интенсивность затухания продольных колебаний ЛА.

В открытой литературе описаны натурные эксперименты в аэродинамических трубах (АДТ), однако опубликованных результатов крайне мало. Встречаются также аналитические методики расчёта искомой величины.

В современном мире в качестве основного инструмента для определения аэродинамических характеристик применяют программные пакеты для гидрогазодинамического моделирования, однако методик численного определения демпфирующего момента в открытой литературе не обнаружено.

Для решения проблемы численного определения $m_z^{\bar{\omega}_z}$ авторами было проведено исследование возможности адаптации существующих методик расчёта демпфирующего момента, как предназначенных для натурных экспериментов, так и аналитических, к численному моделированию процессов обтекания ЛА.

В работе рассмотрены два метода:

1. Метод искривлённого потока (МИП);
2. Метод искривлённых моделей (МИМ), основанный на гипотезе искривления [1].

Оба подхода основаны на принципе обращённого движения. Во время реального полёта при наличии угловой скорости тангажа

ЛА движется по окружности. Это значит, что если зафиксировать ЛА, то поток, его обтекающий, должен быть криволинейным, вращающимся вокруг некоторой точки (центра вращения).

МИП основан на задании таких условий для численного моделирования, при которых поток вращался бы с заданной угловой скоростью тангажа, а линейная скорость потока вблизи обтекаемой геометрии была равна требуемой. Таким образом может быть определено расстояние до центра вращения потока:

$$R = \frac{v}{\omega_z},$$

где v – требуемая линейная скорость вблизи поверхности ЛА, м/с; ω_z – угловая скорость тангажа, рад/с.

Пример заданных таким образом начальных условий приведён на рис. 1.

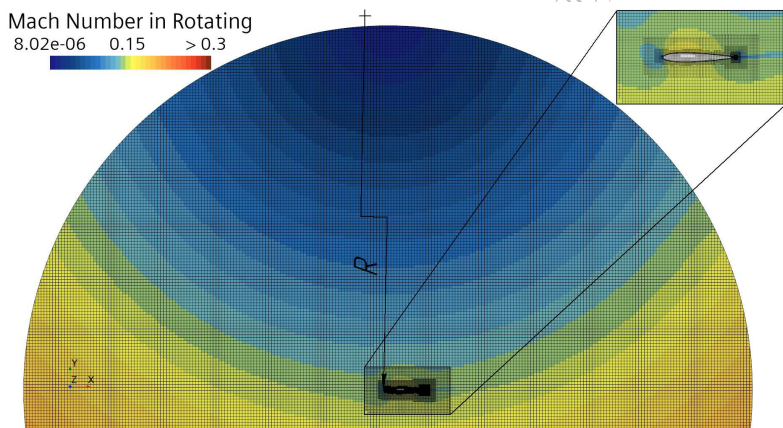


Рис. 1. Вариант задания начальных условий для МИП

МИМ развивает принцип обращённого движения. Вместо исследования обтекания исходной геометрии криволинейным потоком, предлагается «искривить» геометрию и исследовать её обтекание прямолинейным потоком. «Искривлять» геометрию следует в соответствии со следующей зависимостью для определения отклонения средней линии исследуемого тела от исходного положения:

$$\Delta y = -\frac{1}{2} \frac{\omega_z}{v} (x_r - x)^2,$$

где ω_z – угловая скорость вращения, рад/с; v – линейная

скорость набегающего потока, м/с; x_T – продольная координата центра тяжести, м; x – текущая продольная координата, м.

Пример искривлённого дозвукового симметричного профиля крыла для случая $x_T = 0$ м приведён на рис. 2.

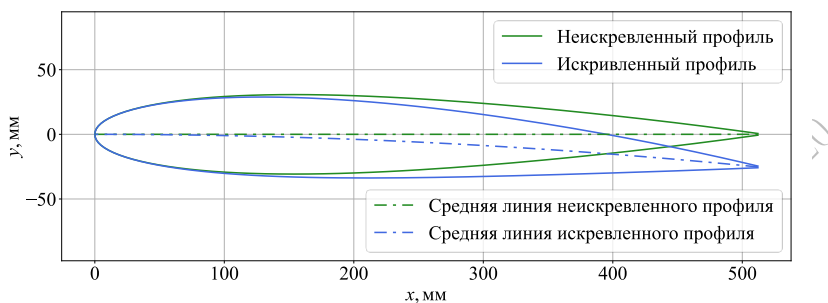


Рис. 2. Пример искривления профиля крыла по МИМ

Для проверки правильности численной реализации МИМ и МИП было проведено сравнение полученных по ним результатов со значениями, приведёнными в [2], полученными в результате натурных экспериментов в АДТ. Также в [2] приведена аналитическая зависимость для определения $m_z^{\bar{\omega}}$, имеющая следующий вид:

$$m_z^{\bar{\omega}} = -c_y^\alpha \cdot \cos \chi_{0.5} \cdot \left(\frac{\lambda \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \left(\frac{1}{4} - \frac{x_T}{b} \right) + 2 \cdot \left(\frac{1}{4} - \frac{x_T}{b} \right)^2 \right)}{\lambda + 2 \cdot \cos \chi_{0.5}} + \frac{1}{24} \cdot \left(\frac{\lambda^3 \cdot \operatorname{tg}^2 \chi_{0.5}}{\lambda + 6 \cdot \cos \chi_{0.5}} \right) + \frac{1}{8} \right),$$

где $c_y^\alpha = 5.67$ [3] – производная коэффициента нормальной силы по углу атаки, 1/рад; $\chi_{0.5}$ – угол стреловидности по линии середин хорд, рад; λ – удлинение несущей поверхности; x_T – продольная координата центра тяжести, м; b – длина хорды несущей поверхности, м.

В работе рассматривались прямоугольные несущие поверхности (НП) с профилем NACA0012, условия экспериментов [2] приведены в табл. 1, значение $m_z^{\bar{\omega}}$ вычислялось при $\bar{x}_T = x_T/b = 0.25$.

№ НП	Re	$\bar{\omega}_z^{min}$	$\bar{\omega}_z^{max}$	l , м	b , м	S , м ²
1	1.58×10 ⁶	0.0177	0.0492	0.674	0.512	0.344930
4	1.10×10 ⁶	0.0124	0.0345	0.939	0.360	0.337647
7	0.78×10 ⁶	0.0086	0.0241	1.298	0.253	0.328487

Табл. 1. Условия экспериментов [2]

Сравнение результатов, полученных по МИП, МИМ, аналитической зависимости и натурального эксперимента, приведено на рис. 3а.

На рис. 3б приведены результаты определения $m_z^{\bar{\omega}_z}$ для НП №1 в зависимости от значения x_t , результаты получены по МИМ и МИП, реализованным в [3], а также по аналитической зависимости.

На рис. 3 приняты следующие обозначения: 1 – результаты натурального эксперимента; 2 – результаты, полученные по аналитической зависимости; 3 – результаты по МИМ; 4 – результаты по МИП.

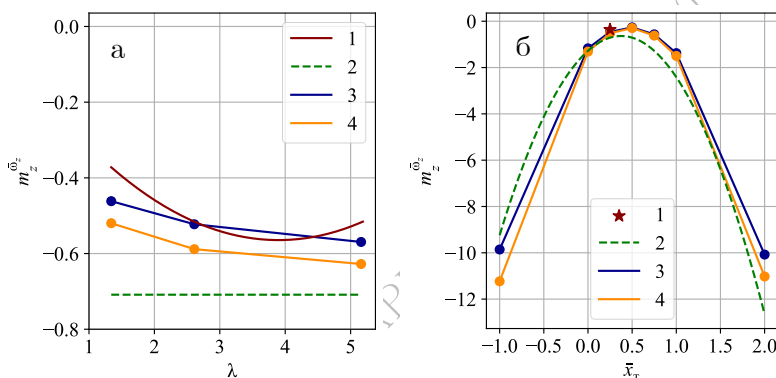


Рис.3. Сравнение результатов: а – для НП №1, 4, 7 при $\bar{x}_t = 0.25$, б – для НП №1 при разных значениях $\bar{x}_t$

Из полученных результатов, можно сделать следующие выводы:

1. Максимальные погрешности результатов, полученных по МИМ и МИП, относительно натурального эксперимента составили 24% и 40%. Средние погрешности составляют 12% и 25% соответственно;
2. Максимальная погрешность МИП относительно МИМ 13%;
3. Время выполнения численных экспериментов по МИМ и МИП сопоставимо друг с другом, в среднем на один расчет по каждому методу затрачивалось ~ 1.5 часа.
4. Для численного эксперимента по МИМ необходима отдельная модель (а значит расчетная область и сетка) для каждой угловой скорости тангажа, в свою очередь МИП позволяет изменять условия обтекания, не перестраивая расчетную область.

Литература

1. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для ВУЗов. Изд. 2-е переработанное и доп. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
2. MacLachlan R., Fisher L.R. Wind-Tunnel Investigation at Low Speeds of the Pitching Derivatives of Untapered Swept Wings / National Advisory Committee for Aeronautics. — Washington, 1948. — 24 с. — (NACA Research Memorandum; № RM No. L8G19).
3. Simcenter STAR-CCM+ User Guide and Tutorials: [Электронный ресурс]. – URL: <https://community.sw.siemens.com/s/question/0D5KZ000006pFu0h0AE/simcenter-starccm-user-guide-and-tutorials> (дата обращения: 05.06.2026).

ГИБРИДНЫЙ ПОДХОД К АЭРОДИНАМИЧЕСКОМУ ПРОЕКТИРОВАНИЮ ИЗОЛИРОВАННОГО КРЫЛА ДОЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Д.С. Михайлов, М.К. Куркова, Л.А. Лаптева, Д.Ю. Тищенко
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, mikhaylovds1@student.bmstu.ru

Проектирование дозвукового летательного аппарата является сложной комплексной задачей, особое место в которой занимают вопросы аэродинамического проектирования профилированного крыла. Выбор геометрических параметров профилированного крыла существенным образом влияет на летно-технические характеристики проектируемого летательного аппарата.

На данный момент активно развиваются методы, основанные на автоматизированной параметрической оптимизации. В качестве инструмента для получения аэродинамических характеристик в таких методах выступают прикладные программы для численного моделирования. Основная сложность такого подхода заключается в том, что он требует больших вычислительных ресурсов, поскольку рассматривается большая вариативность геометрических параметров профиля крыла и параметров крыла в плане.

Для эффективного применения методов автоматизированной параметрической оптимизации предложен подход, который заключается в совместном использовании эмпирико-аналитических методик аэродинамического расчета и прикладных программ для численного моделирования.

Использование эмпирико-аналитических методик позволяет сократить рассматриваемый диапазон варьируемых геометрических параметров профилированного крыла.

Применение гибридного подхода к аэродинамическому проектированию дозвукового крыла летательного аппарата снижает время расчета, а также экономит вычислительные ресурсы для получения аэродинамических характеристик, обеспечивая их рациональное использование.

ТЗ.3 Вертолёты и самолётные винты

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОМПОНОВОК ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА НА ОСНОВЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

И.В. Абалакин¹, С.Н. Астапенков², В.Г. Бобков¹, В.А. Ивчин²,
Т.К. Козубская¹, **А.В. Липатов¹**

¹ ИИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, lipatov.aleksey.lav@gmail.com

² АО «ММЗ ВПЕРЕД», Москва

Мировые вертолетные фирмы постоянно работают над лопастями несущих винтов вертолетов, стремясь улучшить их летно-технические и акустические характеристики. Акустическое поле несущего винта вертолѐта формируется главным образом шумом вытеснения и шумом нагрузки. Наряду с этими двумя компонентами к числу характерных акустических источников относят также шум взаимодействия вихревых структур, возникающий в основном при пересечении лопастью концевой вихря, сошедшего с другой лопасти. Концевой вихрь – это вихрь, образующийся от концевой части (законцовки) лопасти винта. Законцовки лопастей работают в переменном потоке в диапазоне чисел Маха от $M = 0.1$ до $M = 0.9$. Законцовки лопасти существенно влияют на аэродинамические, акустические и прочностные характеристики несущей системы. Поэтому при проектировании винта вертолета особое внимание инженеров уделяется вопросам касающихся формы концевой части лопасти.

Продолжительное время зарубежными вертолѐтными фирмами и различными лабораториями проводились исследования разнообразных аэродинамических компоновок лопастей (рис. 1) с использованием, как данных летных испытаний, так и результатов численного моделирования методами вычислительной гидродинамики (см., например, [1, 2]).

Аналогичные исследования проводились в российских вертолѐтных фирмах и научных центрах. В ЦАГИ [3–5] и МАИ [6] численно исследовалось влияние различных форм законцовок лопасти на аэродинамику и акустические характеристики винта вертолѐта. Также работы в этом направлении велись на МВЗ им. М.Л. Миля совместно с ЦАГИ [7].

Исследования акустических характеристик сопел самолетных двигателей, для которых были разработаны так называемые «шевроновые» сопла, навели на мысль рассмотреть похожую конфигурацию законцовки лопасти вертолета на АО «ММЗ ВПЕРЕД» и

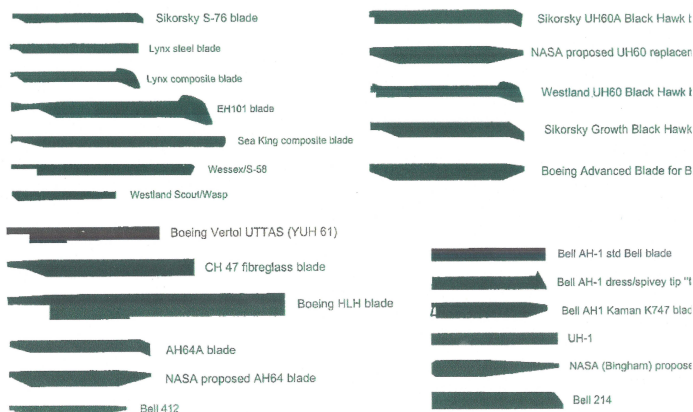


Рис. 1. Многообразие конфигураций лопастей несущих винтов вертолетов

сравнить её характеристики с прямоугольной законцовкой.

Цель настоящей работы заключается в сравнительном численном исследовании двух аэродинамических компоновок лопастей: одной с небольшой трапецевидностью на законцовке и другой с «шеvronной» задней кромкой. Задачи исследования включают сравнительную оценку аэродинамической эффективности и акустических характеристик двух компоновок.

В работе исследуется обтекание верхнего винта соосной схемы вертолета на сертификационных режимах полета согласно стандарту [8]. При этом рассматривается модель изолированного твердого жесткозакрепленного винта. Наблюдаемая картина течения считается эквивалентной сертификационному режиму, если на этом режиме численно получаемые средние за оборот аэродинамические нагрузки изолированного винта соответствуют эталонным нагрузкам при обтекании верхнего винта в соосной схеме. Эталонные нагрузки для соосной схемы на сертификационных режимах обтекания вычисляются аналитически для лопасти с прямоугольной законцовкой. Акустические исследования корректно проводить для винтов с одинаково аэродинамически нагруженной поверхностью, поэтому для лопасти с «шеvronной» задней кромкой берутся аналогичные значения.

Численное исследование состоит из двух последовательных этапов. На первом этапе методом RANS подбираются вычислительные постановки, эквивалентные по нагрузкам рассматриваемым режимам полета. Для используемого в работе случая твердого жест-

козакрепленного винта подбор осуществляется за счет изменения общего шага винта и его угла атаки.

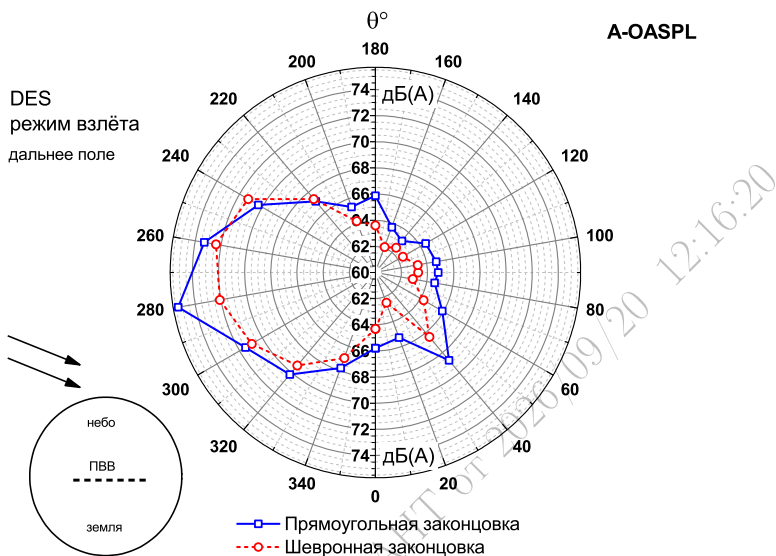


Рис. 2. Диаграммы направленности акустического сигнала в дальнем поле на режиме набора высоты в децибелах с А-коррекцией

На втором этапе выполняется серия расчетов с использованием вихреразрешающего метода семейства DES для подобранных постановок. В процессе этих расчетов накапливаются статистические данные на контрольной поверхности в ближнем поле. С использованием акустической аналогии и реализующего ее метода Фокса Уильямса-Хокингса вычисляются сигналы в контрольных точках дальнего поля, на основе которых строятся диаграммы направленности акустического излучения винтов с разными законцовками.

На рис. 2 приведен пример сравнения диаграмм направленности акустического излучения для двух исследуемых конфигураций лопасти на сертификационном режиме взлета. Отметим, что различие по шуму наблюдается лишь при использовании для оценки акустического давления А-коррекции [9], измеряемой в акустических децибелах (дБА). В децибелах без коррекции разницы не наблюдается, так как основная энергия излучения «сидит» на низких частотах (частота следования лопастей и первые ей кратные). При использовании же учитывающей восприимчивость человеческого уха А-корректировки, согласно регламенту сертификации, влияние

этих частот уменьшается и определяющими зашумленность становятся более высокие частоты, мощность излучения на которых при использовании разных законцовок отличается друг от друга.

В докладе будут рассмотрены численно полученные аэродинамические и акустические характеристики лопастей исследуемых конфигураций для разных сертификационных режимов, а также проведен их сравнительный анализ.

Все расчеты выполнены с использованием комплекса программ NOISEtte [10] с помощью гибридных суперкомпьютеров K60 и K120, установленных в Суперкомпьютерном Центре коллективного пользования ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Литература

1. Afshari R., Karimian S.M.H. A new blade tip geometry to improve aerodynamic performance and acoustic noise of helicopter blade in hovering flight // *Aerospace Science and Technology*, 2023, 135, 108197.
2. Garipova L I., Batrakov A.S., Kusyumov A.N., Mikhailov S.A., Barakos G. Aerodynamic and acoustic analysis of helicopter main rotor blade tips in hover // *International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow*, 1016, 26(7), pp. 2101-2118.
3. Самохин В.Ф., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М., Аникин В.А., Семенов С.В. О влиянии специальных законцовок на лопастях соосных несущих винтов на уровни шума вертолета на местности // Тезисы докладов XX научно-технической конференции по аэроакустике, Суздаль, 24–29 сентября 2023.
4. Крицкий Б.С. Моделирование обтекания лопастей несущего винта с различными законцовками // *Научный вестник МГТУ ГА*, 2010, 151, с. 28-32.
5. Миргазов Р.М. Расчетное исследование распределения звукового давления в области его максимума для различных концевых частей лопасти несущего винта вертолета // *Научный вестник МГТУ ГА*, 2010, 151, 87-93.
6. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик профиля и законцовок лопасти несущего винта вертолётa методами CFD // *Труды МАИ*, 2012, 57.
7. Ивчин В.А., Рыжов А.А., Судаков В.Г. Вычислительный эксперимент по оценке влияния формы лопасти несущего винта вертолета на уровень шума в дальнем поле // Тезисы докладов конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике» (СЕАА-2014), Светлогорск, 22–27 сентября 2014.

8. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Том I. Авиационный шум, Издание восьмое, июль 2017 года // МЕЖДУНАРОДНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ, 999 Robert-Bourassa Boulevard, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7, 2017.
9. IEC 61672-1:2002. Electroacoustics — Sound level meters — Part 1: Specifications // Geneva: International Electrotechnical Commission, 2002. — 85 p.
10. Abalakin I.V., Bakhvalov P.A., Bobkov V.G., Duben A.P., Gorobets A.V., Kozubskaya T.K., Rodionov P.V., Zhdanova N. NOISEtte CFD and CAA Supercomputer Code for Research and Applications // Supercomputing Frontiers and Innovations, 2024, 11(2), 78–101.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА УСЕЧЁННОЙ ВИХРЕВОЙ ТРУБКИ В ЗАДАЧАХ ОСЕВОГО ОБТЕКАНИЯ ВИНТА

И.В. Абалакин, В.Г. Бобков

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

Моделирование несущего винта вертолёта на режиме висения является одной из сложнейших задач вычислительной аэродинамики. Основные трудности связаны с необходимостью корректного моделирования интенсивных вихревых структур, сходящихся с законцовок лопастей, и их распространения на значительное расстояние за винтом. Моделирование требует либо использования очень больших расчётных областей (до 10–15 радиусов винта), что влечёт существенные вычислительные затраты, либо применения специальных граничных условий, позволяющих подавлять нефизичную рециркуляцию при использовании компактной расчётной области.

Граничные условия, используемые в коде NOISEtte [1] при расчётах винта на режиме висения, приводят к существенному искажению геометрии вихревого следа, особенно при использовании компактных расчётных областей. Разгонный вихрь, достигая выходной границы, не покидает расчётную область, а создаёт устойчивую зону рециркуляции, искусственно прижимается к диску винта и искажает распределение давления на лопастях, что ведёт к ошибкам в расчёте тяги и крутящего момента. Кроме того, эти граничные условия не позволяют корректно задать радиальное перетекание воздуха через боковые границы, что является ещё одним источником погрешностей.

Для решения описанных проблем в домашний CFD-код была имплементирована модель задания начальных и граничных условий на основе усечённой вихревой трубки (Truncated Vortex Tube), предложенная в работе [2]. В рамках этой модели когерентный вихревой след несущего винта аппроксимируется вихревой трубкой с непрерывно распределённой по её длине завихренностью. Интенсивность вихревой трубки, а следовательно, и распределение индуцируемых ею осевых и радиальных скоростей, напрямую связаны с текущей тягой винта. Это позволяет динамически согласовывать граничные условия с режимом работы винта на каждом шаге расчёта. Хотя в режиме висения тяга постоянна, использование данной модели на каждом шаге улучшает сходимость к стационарному решению за счёт того, что граничные условия остаются физически согласованными с силовым балансом винта. Кроме того, модель

применима не только к висению, но и к любым осевым режимам полёта — набору высоты и снижению.

Метод усечённой вихревой трубки обеспечивает физически обоснованную скорость вытекания на нижней и боковых границах, рассчитанную с учётом линейного распределения интенсивности по длине следа. Это позволяет быстро удалить разгонный вихрь из расчётной области и существенно ускорить выход расчёта на стационарный режим по тяге и моменту.

Поле скоростей, индуцируемое вихревой трубкой, используется для инициализации всей расчётной области вместо начала расчёта с нулевыми скоростями. Это сокращает время переходного процесса к стационарному решению. Благодаря известным профилям скорости на всех границах расчётная область может быть уменьшена без потери точности моделирования вихревого следа, что даёт выигрыш в вычислительных затратах по сравнению с расширенной областью.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-21-00878, <https://rscf.ru/project/25-21-00878/>.

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. Choi, W., Lee, S., Jung, J., Lee, S. New Far-Field Boundary and Initial Conditions for Computation of Rotors in Vertical Flight Using Vortex Tube Model. Journal of the American Helicopter Society, 53(4), 382. DOI:10.4050/jahs.53.382.

НОВЫЙ МЕТОД ЗАДАНИЯ НАЧАЛЬНОГО ПОЛЯ И ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ В CFD-МОДЕЛИРОВАНИИ ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТОВ

И.В. Абалакин, М.Д. Вылегжанин

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, maksim9876.87@gmail.com

В докладе рассматривается применение аналитической модели, предложенной Ф. Спалартом [1, 2] и далее модифицированной Джа и Вангом [3], для задания начального поля и граничного условия для расчета аэродинамических характеристик винта вертолета в режиме висения. В данной модели течение представляется стационарным и описываемым функцией тока в сферических координатах. Сама функция тока выводится из условия нулевой завихренности потока и анализа размерности. Изначальная модель [2] обладала рядом недостатков, таких как нефизичность картины при применении к расчету ближнего поля винта вертолета и наличие зон неопределенности, вызванных делением на бесконечно малые величины. В статье [3] предлагается ряд улучшений, которые, по утверждению авторов, делают метод пригодным для практического использования (рис. 1). Применение данной физической модели, описывающей начальное поле скоростей для режима висения, позволяет ускорить сходимость к стационарному решению. Такой подход исключает необходимость расчета переходного этапа с формированием стартового вихря, который при задании однородных начальных условий значительно увеличивает время выхода на режим. Кроме того, использование данной модели для задания граничных условий на внешних границах расчетной области обеспечивает более высокую точность воспроизведения асимптотики индуцированной осевой скорости в следе за винтом по сравнению с применением классических краевых условий [4].

В данном докладе представлены результаты применения данного метода для расчета двухлопастного винта с профилем NACA0012 сечения лопасти из эксперимента Карадонны-Танга [5]. Расчеты проведены с использованием программного комплекса NOISEtte и расчетных областей с разным удалением внешних границ от лопастей винта. На основе анализа полученных резуль-

татов сделаны выводы о применимости данного метода для расчета несущего винта вертолета в режиме висения.

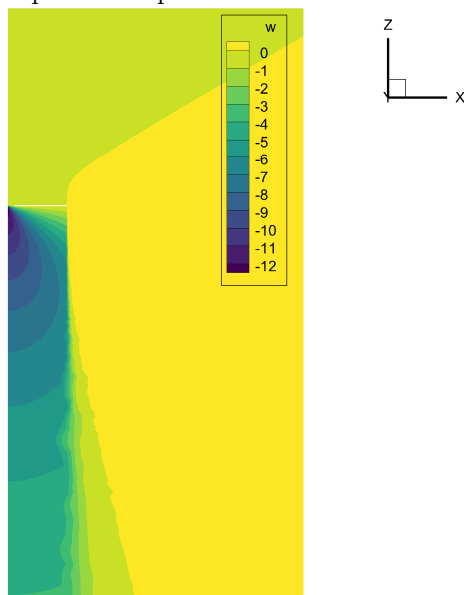


Рис. 1. Поле осевой скорости в модели [3]

Литература

1. Spalart P. R. On the simple actuator disk // Journal of Fluid Mechanics. – 2003. – Vol. 494. – P. 399–405.
2. Spalart P. R. On the flow field induced by a hovering rotor or a static jet // Journal of Fluid Mechanics. – 2012. – Vol. 701. – P. 473–481.
3. Jia F., Wang Q., Spalart P. Improved initial and boundary conditions for unsteady hovering rotor simulations // AIAA AVIATION 2022 Forum. – 2022. – AIAA Paper 2022-1196. – DOI: 10.2514/6.2022-1196.
4. Strawn R. C., Djomehri M. J. Computational modeling of hovering rotor and wake aerodynamics // Journal of Aircraft. – 2002. – Vol. 39, No. 5. – P. 786–793.
5. Caradonna F.X., Tung C. Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover // NASA Technical Memorandum 1981-81232, NASA, Ames Research Center, Moffett Field – 1981.

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ РАБОТЫ ЦАГИ ПО СОЗДАНИЮ ДЕМОНСТРАТОРА ТЕХНОЛОГИЙ ВКЛА ДЛЯ ГОРОДСКИХ АГЛОМЕРАЦИЙ

В.А. Анимица, К.Г. Косушкин, Б.С. Крицкий,

А.Л. Медведский, **Р.М. Миргазов**, К.И. Сыпало

Центральный аэрогидродинамический институт

им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, МО,

spintest@tsagi.ru

В ЦАГИ на основе проведенных НИР и ОКР был разработан и создан демонстратор технологий винтокрылого летательного аппарата (ДТ ВКЛА) для городских агломераций новой схемы (рис.1). ДТ ВКЛА представляет собой вертолет с несущим винтом соосной схемы с непосредственным приводом винтов от двух независимых электродвигателей [1]. На демонстраторе технологий применена трехканальная струйная система управления по тангажу, крену и рысканию, что отличает ее от традиционной системы управления на базе автоматов перекоса [2]. Струйная система управления состоит из двух отклоняемых сопел и двух импеллеров, управляемых по частоте вращения. Струйная система ДТ ВКЛА, наряду с функциями управления, обеспечивает также охлаждение электродвигателей и аккумуляторов.



Рис.1 Демонстратор технологий ВКЛА новой схемы

В процессе разработки определены основные параметры ДТ ВКЛА, выработаны основные требования к его несущей и струй-

ной системам, электрической силовой установке, сформирована компоновка демонстратора. Размеры корпуса определялись с учетом потребных объемов для размещения силовой установки с блоками управления двигателями, аккумуляторных батарей, импеллеров струйной системы, полетного контроллера и полезной нагрузки. С целью выбора рациональной компоновки ДТ ВКЛА проведено численное исследование аэродинамических характеристик нескольких модификаций его корпуса [3]. Проведено также численное исследование аэродинамических характеристик вариантов корпуса ДТ ВКЛА с учетом работы несущих винтов и силовой установки [4]. В аэродинамических трубах проведены исследования аэродинамических характеристик корпуса, характеристик соосного несущего винта и струйной системы управления.

С учетом результатов экспериментальных исследований разработана математическая модель движения ДТ ВКЛА, выполнены расчеты балансировки демонстратора на основных режимах полета. Разработаны состав и структура системы автоматического управления демонстратора.

Наземные и летные испытания ДТ ВКЛА подтвердили работоспособность всех его систем. В ходе летных испытаний продемонстрирована, в частности, работоспособность алгоритмов системы автоматического управления в части стабилизации высоты и скоростей полёта вперед, назад и вбок.

Комплекс наземных испытаний ДТ ВКЛА и первый этап летных испытаний, полностью подтвердили работоспособность и эффективность предложенной концепции.

Научно-технический задел, полученный в результате выполненных в ЦАГИ научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, позволил разработать и изготовить летающий ДТ ВКЛА для городских агломераций.

Литература

1. Патент № 2820875 С1 Российская Федерация, МПК В64С 15/00, В64С 27/10, В64С 23/06. Вертолет соосной схемы (варианты): № 2023133834: заявл. 19.12.2023; опубл. 11.06.2024 / В. А. Анимца, В. П. Горбань, В. А. Головкин; заявитель Федеральное автономное учреждение "Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского".

2. Патент № 2820873 С1 Российская Федерация, МПК В64С 15/00, В64С 27/10. Способ управления аэродинамическими моментами вертолета соосной схемы: № 2023133833: заявл. 19.12.2023; опубл. 11.06.2024 / В. А. Анимица, В. П. Горбань, В. А. Головкин; заявитель Федеральное автономное учреждение "Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского".
3. Численное исследование аэродинамических характеристик корпуса беспилотного винтокрылого летательного аппарата / Д. П. Зиновьев, К. Г. Косушкин, Б. С. Крицкий [и др.] // Авиационная промышленность. – 2025. – № 3. – С. 13-22.
4. Исследования аэродинамических характеристик модели беспилотного винтокрылого летательного аппарата с учетом работы соосного несущего винта / Д. П. Зиновьев, К. Г. Косушкин, Б. С. Крицкий [и др.] // Авиационная промышленность. – 2026. – № 1. – С. 55-59.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОВЛИЯНИЯ ВИНТОВ В СООСНОЙ СХЕМЕ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

В.А. Ивчин, О.А. Пашков

АО «ММЗ ВПЕРЕД», Москва, valivchin@mail.ru, gfon2@yandex.ru

Многовинтовые вертолёты (соосные, поперечные и продольные схемы) характеризуются сложным взаимодействием несущих винтов, фюзеляжа и оперения. Особенно это относится к соосным несущим системам, в которых винты находятся в непосредственной близости друг к другу, при этом нижний винт находится в условиях, когда вихревая струя от верхнего винта сужается.

Инженерные методы расчета, используемые при проектировании соосных вертолетов, часто используют импульсную теорию винтов [1] с применением эмпирических выражений для определения изменения границы вихревого цилиндра в зависимости от расстояния от плоскости винта. В работе [2], основанной на дисковой вихревой теории винта, применяются эмпирические выражения, предложенные А.Л. Landgrebe [3] на основе анализа визуализации границы вихревой пелены в летных испытаниях.

Следует отметить, что предложенные выражения для определения границ вихревой пелены А.Л. Landgrebe, основаны на летных испытаниях одновинтового вертолета (с рулевым винтом), в то время как для соосной несущей системы картина по геометрии вихревой пелены может быть иной.

Целью работы является визуализация поля индуктивных скоростей, расчет приближенных границ вихревой пелены и определение взаимодействия между винтами соосной несущей системы на осевых режимах полета (висение, набор высоты и снижение).

Величина взаимодействия винтов оценивается путем сравнения с характеристиками одиночного винта, имеющего такой же общий шаг винта, как и у соосной системы.

Расчеты выполняются при фиксированном общем шаге винтов и использованием дифференциального шага для балансировки винтов по крутящим моментам.

Для решения поставленной задачи применялась методика численного моделирования, основанная на решении дискретных

аналогов системы уравнений газодинамики, метод дискретных объемов [4] в нестационарной постановке. В связи с тем, что местное число Маха на концах лопастей превышает 0,6 Маха уравнения газодинамики решались для модели вязкой сжимаемой теплопроводной среды. Воздух принимался идеальным газом с постоянными теплофизическими свойствами и вязкостью.

Вращение лопастей внутри расчетной области учитывалось с применением метода скользящих расчетных сеток. При этом принималось, что каждый из винтов является абсолютно жестким телом, то есть каждая из лопастей совершает только вращательное движение вокруг оси несущей системы.

Расчеты проводились на неструктурированных тетраэдральных сетках размерностью приблизительно 30 млн. ячеек. Для достоверного моделирования градиентов газодинамических параметров расчетные сетки сгущались в области передней, задней кромки лопасти, законцовки лопасти и области развития струи за несущей системой. Для достоверного моделирования параметров потока в области пограничного слоя на поверхностях лопастей был построен слой призматических ячеек.

Применялся неявный итерационный решатель [5], то есть на каждом шаге по времени выполнялся итерационный процесс решения уравнений газодинамики для фиксированного положения лопастей. Величина шага по времени была определена в ходе предварительных расчетов из соображений обеспечения устойчивости итерационного процесса и достоверности получаемых аэродинамических характеристик.

Основные уравнения газодинамики замыкались двумя дифференциальными уравнениями модели турбулентности SST k- ω [6].

Литература

1. Петросян Э.А. Аэродинамика соосного вертолета, ПОЛИГОН-ПРЕСС, 2004.
2. Инженерный метод расчёта аэродинамических характеристик многовинтовых вертолётот на основе дисковой вихревой теории В.А. Извин, П.И. Степанов, А. Новолодский, Б.Л. Артамонов, в данном сборнике.

3. Landgrebe, A. J., Analytical and experimental investigation of helicopter rotor and hover performance and wake geometry characteristics, USAAMRDL TR 71-24, 1971.
4. Молчанов А.М. Математическое моделирование задач газодинамики и тепломассообмена. – М.: Из-во МАИ, 2013. – 208 с.: ил.
5. A. J. Chorin. "Numerical solution of navier-stokes equations". Mathematics of Computation. 22. 745–762.1968.
6. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA Journal. August 1994. № 32(8). Pp. 1598–1605.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:00

ИНЖЕНЕРНЫЙ МЕТОД РАСЧЁТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МНОВИНТОВЫХ ВЕРТОЛЁТОВ НА ОСНОВЕ ДИСКОВОЙ ВИХРЕВОЙ ТЕОРИИ

В.А. Ивчин¹, П.И. Степанов¹, А.Е. Новолодский²,
Б.Л. Артамонов³

¹АО «ММЗ ВПЕРЕД», Москва,
valivchin@mail.ru, pavel.stepanoff@mail.ru

²АО «У-УАЗ», Улан-Удэ

³МАИ, Москва, *abl-6124554@mail.ru*

Многовинтовые вертолёты (соосные, поперечные и продольные схемы) характеризуются сложным взаимовлиянием несущих винтов, фюзеляжа и оперения. Применение современных методов, основанных на численном решении уравнений Навье-Стокса, ограничено на этапе выбора параметров и проектирования вертолёта. Это связано с проблемами моделирования махового движения лопастей, управления винтом, упругостью лопастей, перестройкой сеточных моделей и др., требующих больших вычислительных ресурсов и времени расчетов. Классические методы импульсной теории с экспериментальными полярами профилей дают приемлемую скорость расчёта, используя треугольное распределение индуктивных скоростей. Но такой подход носит приближенный характер.

Цель данной работы — повышение точности инженерных расчётов аэродинамических характеристик многвинтовых вертолётов путем использования:

- дисковой вихревой теории (по разработкам В.И. Шайдакова) для определения индуктивной скорости в произвольной точке пространства;
- распределения индуктивной скорости в плоскости вращения винта на основе метода Манглера–Сквайра;
- применения экспериментальных зависимостей Лендгриба о сужении вихревого следа за винтом.

Индуктивная скорость создается наклонной вихревой цилиндрической поверхностью, образующейся в результате работы несущего винта. Угол наклона образующей цилиндра рассчитывается

ся по дисковой теории в зависимости от относительной скорости полета и угла атаки винта. Для сокращения времени вычислений результаты расчетов табулируются, а затем используются в основной программе для интерполяции угла наклона вихревого цилиндра.

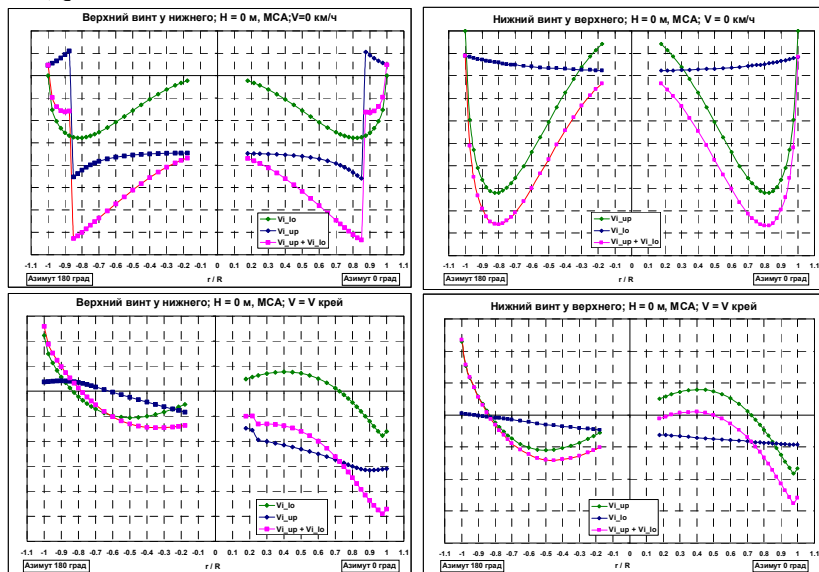


Рис. 1. Расчет индуктивного взаимовлияния винтов вертолета соосной схемы

Аэродинамические силы и моменты на винтах вычисляются в классической постановке – численным интегрированием уравнения махового движения абсолютно жестких лопастей с использованием экспериментальных поляр профилей. Взаимодействие между винтами реализуется методом последовательных приближений с учетом собственной индуктивной скорости каждого винта и дополнительной скорости, индуцированной первым винтом в плоскости вращения второго винта. Для двухвинтовой несущей системы, к примеру, по методу Ньютона организуется подбор общего и дифференциального шагов винтов для достижения нужной тяги на рассматриваемом режиме полета и равенства нулю суммарного крутящего момента от винтов. На рис. 1 представлены примеры расчета индуктивного взаимовлияния винтов на ре-

жимах висения и полета на крейсерской скорости при сбалансированном крутящем моменте винтов.

При расчете поперечной схемы использование предлагаемого метода позволяет не только учесть взаимовлияние винтов (особенно при боковых перемещениях вертолета), но и рассчитывать взаимовлияние винт-крыло.

Разработанная методика расчета многовинтовых несущих систем применяется как для выбора параметров винтокрылых аппаратов на этапе проектирования, так и для расчета летно-технических характеристик.

Также методика применима при расчете одновинтового вертолета с рулевым винтом, так как позволит более точно предсказывать попадание последнего в опасные режимы.

Литература

1. Миль М.Л. и др. Вертолеты т.1, М., Машиностроение, 1966.
2. Шайдаков В.И., Игнаткин Ю.М., Маслов А.Д. Аэродинамические характеристики несущих винтов двухвинтовых вертолетов, учебное пособие, Москва, МАИ, 1983.
3. Шайдаков В.И., Артамонов Б.Л. Методика аэродинамических и прочностных расчетов вертолетов с использованием ЭВМ, Москва, МАИ, 1977.
4. Шайдаков В. И. Дисковая вихревая теория несущего винта с постоянной нагрузкой по диску. Труды МАИ, вып. 381, 1976.
5. Шайдаков В. И. Свойства скошенного цилиндрического вихревого слоя. Труды МАИ, вып. 381, 1976.
6. Макеев П.В. Методы численного моделирования нестационарных аэродинамических характеристик и формирования границ области режимов вихревого кольца винтов и их приложение к задачам повышения безопасности полета вертолетов, Диссертация на степень д.т.н., 2025.
7. A.R.S. Bramwell. Helicopter Dynamics, PLANTA TREE, 1976.
8. Петросян Э.А. Аэродинамика соосного вертолета, ПОЛИГОН-ПРЕСС, 2004.
9. Landgrebe, A. J. Analytical and experimental investigation of helicopter rotor and hover performance and wake geometry characteristics, USAAMRDL TR 71-24, 1971.
10. Mangler, K. W. and Squire, H. B. The induced velocity field of a rotor, Aeronautical Research Council R&M 2642, 1950.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ НА ОСНОВЕ ПРОДУВОК КРЫЛА КОНЕЧНОГО УДЛИНЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

В.А. Ивчин¹, С.Л. Евдокимов²

¹АО «ММЗ ВПЕРЕД, Москва, valivchin@mail.ru

²ООО «ИКАР ИНЖЕНЕРИНГ», Москва, stas-mail.ru@mail.ru

На конференции в г. Светлогорске в 2022 г В.А. Ивчин в своем докладе [1] среди задач, связанных с проектированием вертолетов, обозначил проблему получения аэродинамических характеристик профилей по экспериментальным продувкам крыла конечного удлинения.

Важность этой задачи заключается в том, что практически все расчетные программы по несущим винтам вертолета ведущих вертолетных ОКБ России основываются на использовании аэродинамических характеристиках профилей, полученных по экспериментам в аэродинамической трубе [2, 3], как в расчетах по аэродинамике, так и в расчетах динамики и прочности.

Особенность таких экспериментов заключается в том, что для получения характеристик профилей используются продувки в аэродинамической трубе крыла конечного удлинения, сечения которого состоят из исследуемого профиля [4]. В связи с этим постоянно возникает вопрос об определении характеристик исследуемого профиля из экспериментальных продувок крыла конечного удлинения (рис.1).

Для решения этой задачи обычно применяются формулы, разработанные Глауэртом [4] на основе вихревой теории крыла. Классическим примером этого процесса является характеристики крыльев и профилей, представленные в работе [5]. Метод удовлетворительно работал только на досрывных углах атаки, а при срыве требовался другой подход.

Появление современных методов расчета на основе уравнений Навье-Стокса и их реализации на современных расчетных кластерах позволило заново взглянуть на задачу получения аэродинамических характеристик профилей по результатам продувок крыла конечного удлинения.

В настоящей работе проведены исследования обтекания крыла конечного удлинения методом CFD и выполнен анализ полученных результатов, с точки зрения получения аэродинамических характеристик профилей этого крыла. На рис. 1 представлен пример результатов расчета поляр крыла и соответствующего профиля для числа Маха 0.3.

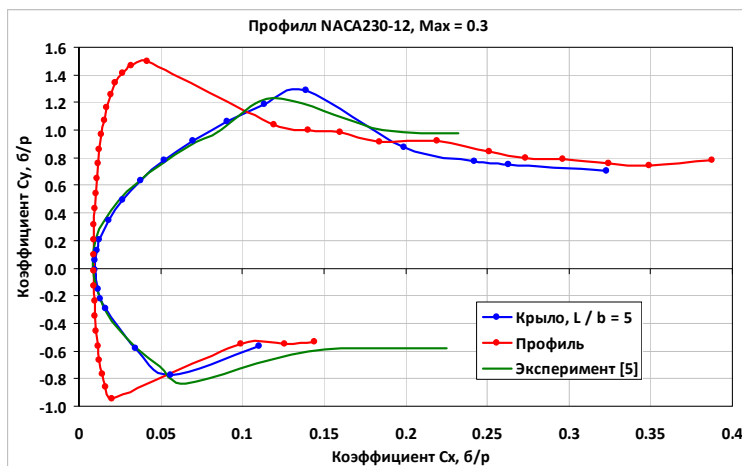


Рис. 1. Результаты расчета поляр профиля и поляр крыла

По результатам расчетов методом CFD крыла конечного удлинения были получены распределения коэффициента подъемной силы по размаху крыла. На рис.2 представлены графики для углов атаки крыла -12° , $+8^\circ$ и $+20^\circ$ в сравнении с распределением подъемной силы по теории Глауэрта.

Полученная разница в обтекании законцовок крыла показывает необходимость уточнения расчетных методов идентификации аэродинамических характеристик профиля.

Основная проблема при использовании расчетных методов на основе решения уравнений Навье-Стокса, состоит в невозможности определения углов атаки сечений крыла.

В данной работе предлагается для решения этого вопроса использовать полярку профилей второго рода (рис. 3), из которой можно определить угол атаки в сечениях крыла по величине нормальной к хорде подъемной силы сечения крыла (рис. 4).

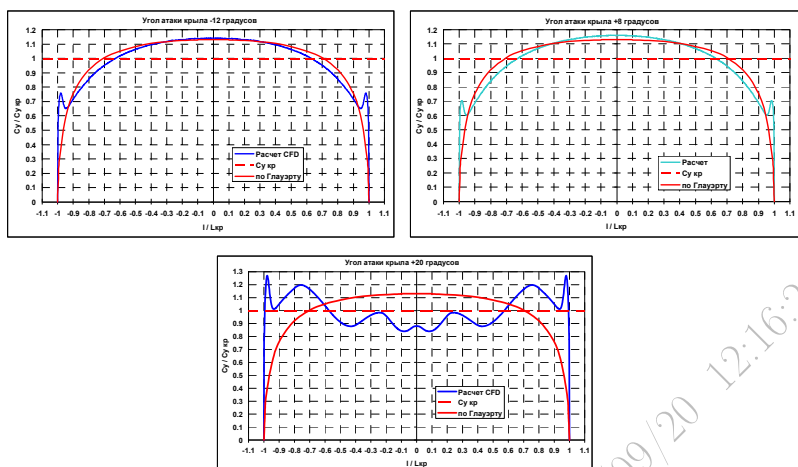


Рис. 2. Результаты расчета распределения C_p вдоль крыла конечного удлинения для трех углов атаки -12° , $+8^\circ$, $+20^\circ$

Сопоставляя полученные распределения подъемной силы с аналогичными результатами, полученными по теории Глауэрта, можно видеть существенное отличие в величине $C_{y_{тах}}$ и угла атаки в центральном сечении крыла.

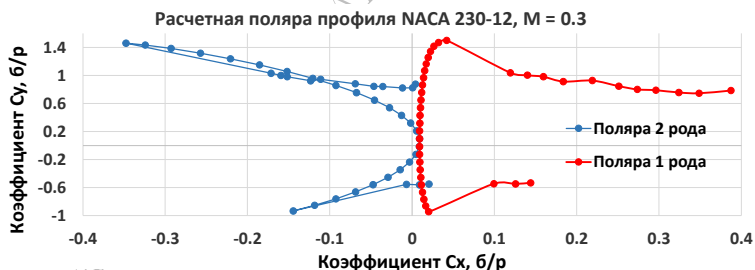


Рис. 3. Поляра первого рода и поляра второго рода профиля

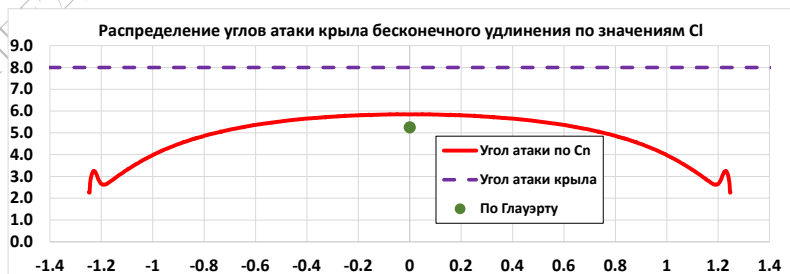


Рис. 4. Углы атаки сечений крыла

Анализ расчетных результатов показал, что отношение $c_{y_0}/c_{y_{кр}}$ зависит от подъемной силы крыла (рис. 5), в то время как по теории Глауэрта это отношение не зависит от величины подъемной силы крыла. Кроме того, теория Глауэрта применима только на линейном участке характеристики профиля.

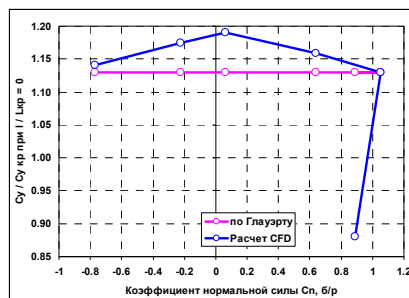


Рис. 5. Зависимость $c_y/c_{y_{кр}}$ от коэффициента нормальной силы

Используя полученные углы атаки по сечениям профиля можно определить соответствующие величины профильного сопротивления и продольного момента полярю профиля для каждого угла атаки.

Литература

1. Ивчин В.А., Вычислительный эксперимент в вертолетостроении. Задачи. Решения. Перспективы, доклад на IX конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике», г. Светлогорск, 2022 г.
2. М.Л. Миль и др., Вертолеты, т.1, Аэродинамика, Машиностроение, Москва, 1966 г.
3. М.Л. Миль и др., Вертолеты, т.2, Колебания и динамическая прочность, Машиностроение, Москва, 1967 г.
4. Справочник авиаконструктора, т.1, Аэродинамика самолета, ЦАГИ, Москва, 1937 г.
5. В.А. Ушаков, П.П. Красильщиков, А.К. Волков, А.Н. Гржегоржевский, Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев, БНТ НКАП, 1940г.
6. Ивчин В.А., Пржебелский В.В., Новый метод определения характеристик профиля по испытаниям крыльев конечного удлинения и его влияние на аэродинамические характери-

ки несущего винта вертолета, Проблемы проектирования винтокрылых ЛА, Тематический сборник научных трудов, Москва, МАИ, 1992 г.

7. Ивчин В.А., Пржебельский В.В., Метод расчета аэродинамических характеристик профиля по экспериментальным испытаниям крыла конечного размаха, Тезисы докладов Международной конференции посвященной 75-летию ЦАГИ «Методы и средства экспериментальных исследований в аэроавиации», Жуковский, 1993 г.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕ-ТЯНУЩЕГО ВИНТА КОНВЕРТИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ПЕРЕХОДНОМ РЕЖИМЕ ПОЛЕТА

М.И. Мясников, А.И. Шомов

*АО «НЦВ Миль и Камов», пгт. Томилино, г.о. Люберцы, МО,
m.mysnikov@nhcmk.ru, a.shomov@nhcmk.ru*

Отличительной особенностью конвертируемого летательного аппарата является сочетание высокой скорости и дальности полета самолета с возможностью вертикального взлета и посадки, присущей вертолету. Переходные режимы полета такого летательного аппарата предполагают изменение положения несущего винта по отношению к фюзеляжу и крылу. При выполнении вертикального взлета ось винта конвертируемого летательного аппарата расположена под углом 90° относительно строительной горизонтали, а при горизонтальном полете – под углом 0° .

На режимах висения и горизонтальных режимах полета несущее-тянущий винт работает на осевых режимах работы. Для данных режимов работы характерно образование стационарного поджатого цилиндрического вихревого следа за винтом. На переходных же режимах работы форма вихревого следа за винтом имеет сложную нестационарную геометрическую структуру и существенно влияет на аэродинамические характеристики винта.

Для моделирования обтекания несущего-тянущего винта на переходных режимах работы используются различные подходы – нелинейные лопастные вихревые теории [1, 2] или подходы с использованием решения уравнений Навье-Стокса [3]. В первых подходах для расчета аэродинамических характеристик винта используются математические модели лопасти, базирующиеся на теории несущей поверхности или теории несущей линии с заранее насчитанными или полученными в физическом эксперименте аэродинамическими характеристиками профилей, а во втором подходе используется трехмерная геометрическая модель лопасти.

В качестве исследуемого несуще-тянущего винта был рассмотрен винт конвертоплана XV-15 [3, 4, 5]. Расчеты проводились параллельно по двум подходам. Работа несуще-тянущего винта моделировалась с учетом нестационарного махового движения и системы управления винтом. Расчет с использованием, решений уравнений Навье-Стокса проводился в программе Ansys Fluent.

В результате расчетов получены картины обтекания винта воздушным потоком, нестационарные формы вихревого следа и аэродинамические характеристики винта. Выполнен сравнительный анализ геометрий вихревого следа, полученных различными расчетными подходами. Проведено сопоставление полученных расчетных данных с экспериментальными данными.

Литература

1. Крицкий Б.С. и др. Нестационарные аэродинамические характеристики преобразуемого летательного аппарата на переходных режимах. Труды 4-го форума Российского вертолетного общества. М., 2000. стр. I-47-I-55.
2. Шомов А.И., Макеев П.В., Игнаткин Ю.М. Возможности применения нелинейной вихревой модели винта для численного моделирования взлетно-посадочных и переходных режимов полета конвертоплана. Сборник тезисов докладов 17-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2018», Москва, МАИ, 19 – 23 ноября 2018 г.
3. Gates, S., “Aerodynamic analysis of tiltrotors in hovering and propeller modes using advanced navier-stokes computations,” 39th European Rotorcraft Forum 2013, ERF 2013, 2013, pp. 106–109.
4. Felker, F. F.; Betzina, M.; and Signor, D.: Performance and Loads Data From a Hover Test of a Full-Scale XV-15 Rotor. NASA TM 86833, Nov. 1985.
5. Betzina, M. D., “Rotor Performance of an Isolated Full-Scale XV-15 Tiltrotor in Helicopter Mode,” American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting, 2002, pp. 1–12.

УВЕЛИЧЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА ПУТЕМ ПРИРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ФЮЗЕЛЯЖА

А.В. Рипа

*АО НЦВ Миль и Камов, рп. Томилино, г.о. Люберцы, МО,
al3xripa@yandex.ru*

При проектировании вертолетов мало уделяется внимания проектированию фюзеляжа, чтобы он создавал на максимальных скоростях полета часть подъемной силы. Рассмотрены фюзеляжи отечественных вертолетов. Предложены способы оптимизации фюзеляжа вертолета с помощью формы спонсонов как крыла малого удлинения и вариаций закрылка Герни.

Литература

1. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверманн А.С. и др. Вертолеты. Расчет и проектирование.- М.: Машиностроение, 1966.- Кн. 1- 456 с.
2. В.А. Ивчин. Современная математическая модель для исследования динамики вертолета на пилотажных стендах. 2008 г.

Т3.4 Нестационарные аэродинамические и акустические нагрузки

УПРАВЛЕНИЕ КАРТИНОЙ ВЯЗКО-НЕВЯЗКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВБЛИЗИ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ ЗАТУПЛЕННОГО РЕБРА С ПОМОЩЬЮ ЛОКАЛЬНОГО ПОДВОДА ТЕПЛА

Е.В. Бабич, М.А. Мовсисян, Е.В. Колесник

Санкт-Петербургский политехнический университет

Петра Великого, Санкт-Петербург, babich_e@spbstu.ru

Сверхзвуковое обтекание тел, закрепленных на поверхности, сопровождается эффектами сложного вязко-невязкого взаимодействия, а именно отрывом пограничного слоя, формированием подковообразных вихрей и интенсивным локальным теплообменом. Вследствие сильной нелинейности газодинамических процессов при определенных значениях параметров (чисел Маха и Рейнольдса, температурного фактора) возможно существование двух устойчивых решений задачи, различающихся длиной зоны отрыва, конфигурацией вихревой структуры и распределением теплового потока [1].

Возможность управления такими структурами важна для обеспечения надежности и теплозащиты высокоскоростных летательных аппаратов. В инженерных приложениях для активного управления сверхзвуковыми течениями все большую популярность приобретают плазменные актуаторы. При численном моделировании их часто упрощенно заменяют локальным объемным тепловым источником. В ряде работ [2-3] показано, что тепловое воздействие позволяет изменять интенсивность вихревых структур и их положение относительно препятствия. Однако возможность переключения между двойственными состояниями с помощью подвода тепла остается малоизученной, особенно для трехмерных конфигураций.

Настоящая работа является начальным этапом изучения возможности двунаправленного переключения между устойчивыми режимами сверхзвукового обтекания затупленного ребра с помощью локального подвода тепла.

Расчетная область для задачи сверхзвукового обтекания совершенным вязким газом цилиндрического тела показана на рис. 1а. Размеры расчетной области $L_{plate}/D = 30$, $L_f/D = 5.5$,

$R/D = 10$, $H/D = 4$. Число Маха набегающего потока $M = 5$, единичное число Рейнольдса $Re = 5 \cdot 10^6$ [1/м], диаметр затупления тела $D = 0.001$ м. Полная температура набегающего потока $T_0 = 300$ К. Рабочий газ – воздух. Зависимость коэффициента вязкости от температуры определялась формулой Сазерленда. На входной границе расчетной области задавался однородный поток. На поверхности тела и пластины ставилось условие прилипания и поддерживалась постоянная температура ($T_w/T_{in} = 2.59$). Расчетная область содержала также небольшой предвключенный участок (протяженностью D), на котором задавалось условие симметрии. На боковых границах и верхней границе ставились неотражающие граничные условия, на выходе – условие нулевого градиента рассчитываемых переменных.

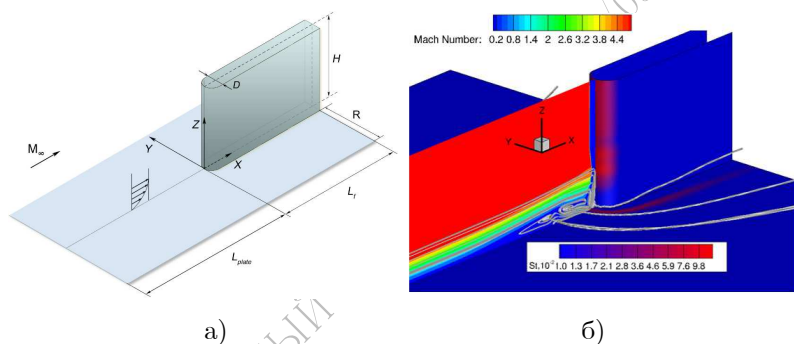


Рис. 1. Схема расчетной области (а) и трехмерная структура течения перед телом для Решения I (б)

Численные решения трехмерных уравнений Навье-Стокса получены с применением конечно-объемного «неструктурированного» программного кода SINF/Flag-S, разрабатываемого в СПбПУ [4]. Для проведения расчетов использовались вычислительные ресурсы суперкомпьютерного центра Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого (www.scc.spbstu.ru).

Все расчеты проводились на основе нестационарной постановки, использовался метод «двойных шагов» с трехслойной схемой аппроксимации производной по времени, безразмерный шаг по времени $\Delta t U_\infty / D \leq 0.07$. Вычисление конвективных потоков на гранях контрольных объемов проводилось на основе схемы AUSM+up второго порядка точности с применением TVD огра-

ничителей. Для расчетов использовались сетки, содержащие ~15 млн ячеек.

Трёхмерная структура потока, полученная при выбранных параметрах при отсутствии подвода тепла, характеризуется оттопедшим скачком уплотнения перед ребром; взаимодействие скачка с пограничным слоем приводит к его отрыву и формированию системы подковообразных вихрей (рис. 16).

Как показано в [1], для данной постановки существуют два устойчивых стационарных решения. Поля температуры в средней продольной плоскости ($y=0$) для этих решений представлены на рис. 2а: слева — Решение I, справа — Решение II. Решения отличаются, в основном, по протяженности отрывной области, а также по положению оси основного подковообразного вихря.

В нестационарных расчётах начальное состояние соответствует одному из двойственных решений. Расчет выполняется следующим образом: после включения источника тепла система выводится на квазистационарный режим нагрева, после чего источник отключается. Необходимо отметить, что анализируются только установившиеся состояния (после включения и после выключения источника), что позволяет свести к минимуму влияние шага по времени и скорости включения/выключения на результаты расчета. Проведенные методические исследования показали, что уменьшение шага по времени в 2 раза изменяет интегральные характеристики установившихся состояний менее чем на 0.5%.

Показано, что эффективность «переключения» между двойственными состояниями существенно зависит от расположения теплового источника. В данной работе на основе серии параметрических расчетов были выбраны два оптимальных положения: для перехода из Решения I в Решение II – под основным удлинённым вихрем, а для обратного перехода – в центре основного вихря (рис. 2а, положение источника тепла отмечено кружком). В обоих случаях интенсивность источника составляет 10^9 Вт/м³, а радиус – $0.1D$.

В исходном состоянии в решении I удлинённый вихрь занимает обширную зону перед ребром (рис. 2а слева). При подводе тепла в его нижнюю часть локальная температура повышается до 322 К (рис. 2б слева), что приводит к формированию вторичного вихря. Основной вихрь при этом «сжимается», и после отключе-

ния источника система сохраняет «компактную» конфигурацию Решения II (рис. 2в слева).

В Решении II нагрев в центре основного вихря (до 305 K) вызывает падение вязкости и, как следствие, локальный рост скорости, что приводит к растяжению вихря вдоль пластины (рис. 2б справа). После отключения источника система остается в конфигурации, характерной для Решения I (рис. 2в справа).

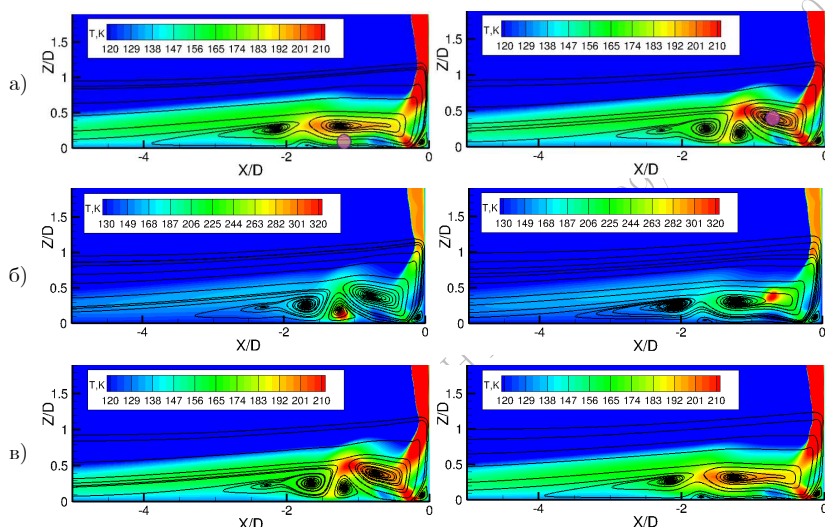


Рис. 2. Поля температуры в средней продольной плоскости с наложенными линиями тока

а) до нагрева; б) при нагреве; в) после выключения нагрева;
слева – старт с Решения I, справа – старт с решения II

Таким образом, в данной работе показано, что тепловой импульс, локализованный в различных точках отрывной области, способен инициировать переключение между двойственными состояниями как в одну, так и в другую сторону.

Работа выполнена при поддержке РНФ (грант № 26-79-00129).

Литература

1. Kolesnik E.V., Smirnov E.M. Supersonic laminar flow past a blunt fin: duality of numerical solution. Technical Physics Journal. v. 66. n. 6. 2022.
2. Lin K., Yan H. Numerical Simulation of Supersonic Shear Layer with Plasma Actuator. Procedia Engineering. v. 126. 2015. pp. 44-48.
3. Z. Chen, J. Hao, C.-Y. Wen. Control of supersonic compression corner flow using a plasma actuator. Physics of Fluids. v. 34. 2022.
4. Smirnov E.M., Zaitsev D.K., Smirnovsky A.A, Kolesnik E.V., Pozhilov A.A. Assessment of several advanced numerical algorithms implemented in the CFD code SINF/Flag-S for supercomputer simulations. Supercomputing Frontiers and Innovations. v. 11. n. 2. 2022. pp. 14-31.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТРЕХМЕРНЫХ ЭФФЕКТОВ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ТУРБУЛЕНТНЫМ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ В КЛИНЕ СЖАТИЯ МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ RANS И WMLES МЕТОДАМИ

Р.А. Балабанов, А.И. Трошин, В.В. Власенко

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский

Работа посвящена численному решению задачи об отрыве турбулентного пограничного слоя при обтекании клина сжатия высокоскоростным потоком воздуха. В качестве эталона использованы данные эксперимента Settles, Horstman et al. [1]. В эксперименте исследовалось высокоскоростное течение в аэродинамической трубе квадратного сечения со стороной 20 см. В исследуемой области был установлен клин сжатия с углом 24° , длиной около 16 см и шириной 15 см, при этом по краям клина были установлены боковые перегородки высотой 1.5 см над поверхностью. Толщина пограничного слоя во входном контрольном сечении составляла 2.12 см, а число Рейнольдса по толщине пограничного слоя было равно 1.33×10^6 .

Использовались два подхода для решения данной задачи. Первый подход основан на решении уравнений Рейнольдса (RANS), замкнутых полуэмпирической моделью турбулентности класса k- ω . Известно, что классические модели турбулентности, настроенные на описание квазиравновесных тонкослойных течений, обычно неправильно предсказывают размер отрыва из-под скачка уплотнения. В настоящей работе была выбрана модель Baseline k- ω Ментера [2], которая лучше предсказывает размер отрыва в данной задаче, чем популярная модель SST. Второй подход – вихреразрешающий метод класса WMLES (Wall Modeled Large Eddy Simulation), в котором решаются нестационарные уравнения Навье-Стокса, отфильтрованные по пространству. В качестве подсеточной модели использовалась модель Смагоринского. Для повышения эффективности расчета использовались сетки с умеренным сгущением к поверхности. Высота первой пристеночной ячейки удовлетворяла условию $y^+ \sim 100$. В пригранич-

ных ячейках использовались пристеночные функции Николса и Нельсона на базе закона стенки Сполдинга.

Первая серия расчетов была основана на предположении о двумерном характере осредненного по времени течения. Рассматривался клин сжатия бесконечного размаха. RANS-расчеты проводились на сетке с 1 ячейкой в боковом направлении. В случае WMLES-расчетов использовалась расчетная область со 100 ячейками в боковом направлении и периодическими граничными условиями на боковых границах расчетной области.

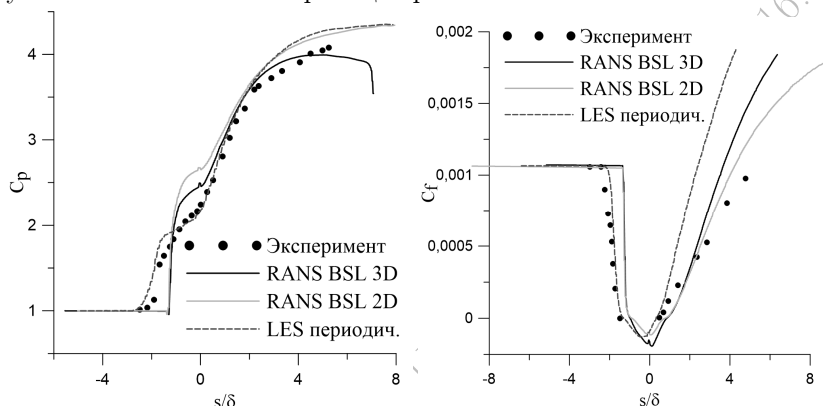


Рис. 1. Распределение коэффициентов давления – слева, и трения – справа в расчетах эксперимента [1]. Черная сплошная линия – RANS-расчет в трехмерной постановке с боковыми стенками и перегородками. Серая линия – RANS-расчет в плоской постановке. Пунктир – WMLES-расчет с периодическими границами

Результаты этих расчетов – продольные распределения коэффициентов давления и трения – представлены на рис. 1 (кривые “RANS BSL 2D” и “LES периодич.”). Результаты вихреразрешающего расчета осреднены по времени и по боковому направлению. Можно видеть, что RANS-расчет занижает размер отрыва (определяемый точками, где $C_f = 0$) примерно на 10%. При этом давление в зоне отрыва завышено в 1.35 раза, и после присоединения потока давление также завышено по сравнению с экспериментом. WMLES-расчет правильно предсказывает размер отрыва и уровень давления в зоне отрыва. Однако после присоединения потока давление так же завышено, как и в RANS-расчете. При этом RANS-расчеты предсказывают почти правильный уровень

трения вниз по потоку от отрыва, а WMLES-расчет завышает трение в этой области.

Было сделано предположение, что расхождение с экспериментом по давлению вниз по потоку от отрывной зоны связано с трехмерной газодинамической структурой течения. Поэтому была построена трехмерная сетка, включающая клин сжатия конечной длины и вертикальные перегородки по его бокам. Как и ранее, высота первой пристеночной ячейки соответствовала $y^+ \sim 100$. Расчетная сетка пригодна и для RANS-расчетов, и для WMLES-расчетов. Она содержит около 10 млн. ячеек. Результаты RANS-расчетов представлены на рис. 1 (черная сплошная линия) и на рис. 2.

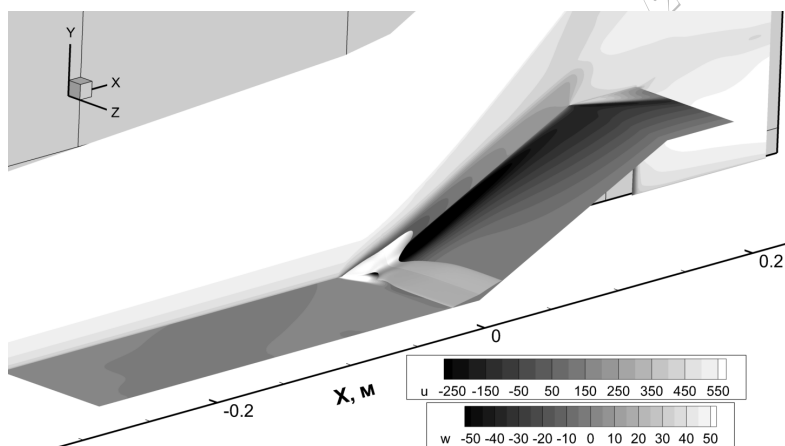


Рис. 2. Поле продольной скорости – в плоскости xy , и поперечной компоненты скорости – в плоскости xz с изоповерхностью нулевой продольной скорости в RANS-расчете эксперимента [1]

В ходе исследования полей трехмерных расчетов было обнаружено, что вблизи перегородок имеются угловые вихри, которые существенно влияют на форму ударной волны, см. рис. 2. Они оказывают воздействие на структуру поля поперечной скорости. В трехмерных RANS-расчетах уровень давления в области отрыва и после присоединения потока приблизился к экспериментальному. Однако трение вниз по потоку от отрыва повысилось. Для улучшения качества описания трения предполагается в дальнейшем использовать неравновесный закон стенки с учетом продольного градиента давления.

Исследование поддержано грантом Российского научного фонда № 24-79-10064, <https://rscf.ru/project/24-79-10064/>.

Литература

1. C.C. Horstman, G.S. Settles, I.E. Vas, S.M. Bogdonoff, C.M. Hung. Reynolds number effects on shock-wave turbulent boundary-layer interactions. AIAA J. v.15(8), 1977, pp.1152–1158.
2. F.R. Menter. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA J. v.32(8), 1994, pp.1598–1605.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:15:20

О ВОЗМОЖНОСТИ РАСЧЕТА СПЕКТРАЛЬНЫХ И КОРРЕЛЯЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБУЛЕНТНЫХ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ПРИСОЕДИНЕННЫХ ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЯХ НА ОСНОВЕ ЗОННОГО RANS-WMLES ПОДХОДА

М.П. Лобачев¹, М.Х. Стрелец², **А.К. Травин²**, М.Л. Шур²

¹ФГУП “Крыловский государственный научный центр”,

Санкт-Петербург, *M_Lobachev@ksrc.ru*

²Санкт-Петербургский политехнический университет

Петра Великого (СПбПУ), Санкт-Петербург, *travin_ak@spbstu.ru*

Расчет спектров и пространственных корреляций турбулентных пульсаций давления (ТПД) в пограничных слоях на поверхности движущихся тел представляет собой необходимый этап оценки их шумоизлучения. В инженерной практике такие расчеты, как правило, базируются на использовании эмпирических или полуэмпирических корреляций, которые, к сожалению, являются достаточно надежными лишь в отсутствие существенного влияния кривизны обтекаемой поверхности и продольного градиента давления.

Радикальное снижение уровня эмпиризма при расчете пространственно-временных характеристик ТПД возможно лишь с помощью прямого численного моделирования (DNS) или, как минимум, метода моделирования крупных вихрей с разрешением турбулентных вихревых структур вплоть до твердой поверхности (WRLES). Это связано с тем, что максимальный уровень среднеквадратичных пульсаций давления в присоединенных турбулентных пограничных слоях (ТПС) достигается на очень малом расстоянии от стенки d_w^m . В координатах закона стенки значение d_w^m практически не зависит от числа Рейнольдса и составляет величину $(d_w^m)^+ \approx (30 - 40)$. Значительный вклад в этот пристеночный максимум p'_{rms} , а значит, и в интегральный уровень ТПД на обтекаемой поверхности вносит высокочастотная составляющая пульсаций, определяемая мелкими (с размерами меньшими d_w^m) вихревыми структурами, разрешение которых и требует применения DNS или WRLES. Однако при практически значимых (высо-

ких) числах Рейнольдса это сопряжено с неприемлемо большими вычислительными затратами.

Вместе с тем, известно [1], что при низких значениях числа Маха доминирующий вклад в шумоизлучение при обтекании корпусных конструкций вносит не собственный шум ТПС, а шум, обусловленный вызванными ТПД вибрациями элементов конструкции, которые определяются сравнительно низкочастотной частью спектра ТПД, ограниченной частотами лишь в несколько раз превышающими частоту спектрального максимума (согласно [1], ее безразмерное значение $\bar{f}^{\max} = f^{\max} \delta^* / U_{\infty} \approx (0.04 - 0.05)$). Эти пульсации создаются сравнительно крупными вихревыми структурами ТПС, размер которых зависит от толщины пограничного слоя (при любых Re составляет определенную ее долю) и в координатах закона стенки при высоких Re оказывается намного большим, чем $(d_w^m)^+$. Данное обстоятельство устраняет необходимость применения WRLES для предсказания спектральных и корреляционных характеристик ТПД в частотном диапазоне, представляющем интерес для оценки шумоизлучения, и открывает потенциальную возможность использования для этой цели намного более экономичного подхода LES с пристеночным моделированием (WMLES). В проверке такой возможности и оценке требуемых для ее реализации вычислительных сеток и состояла основная задача настоящей работы.

Необходимые для этого WMLES-расчеты характеристик ТПД выполнены как для развитого турбулентного течения в плоском канале при различных числах Рейнольдса Re_{τ} , для которых доступны “референсные” результаты DNS, так и для пограничных слоев на плоской пластине, в том числе, при наличии продольного градиента давления, для которых в литературе имеются достаточно надежные экспериментальные данные. В качестве конкретной WMLES-модели используется известная гибридная RANS-LES модель IDDES [2], а для проведения расчетов в “целевой” области ТПС, в которой рассчитываются характеристики ТПД, применяется экономичная зонная стратегия ADES (Advanced DES) [3]. В рамках этой стратегии входная подобласть течения принудительно моделируется с помощью RANS, а “триггером” WMLES-моды IDDES в WMLES-подобласти служит искусственная турбулентность, создаваемая с помощью малочисленно-

го объемного генератора синтезированной турбулентности [4], который располагается на расстоянии (8-10) толщин пограничного слоя вверх по потоку от целевой области.

Все расчеты проведены на последовательно измельченных сетках, среди которых самая грубая (“базовая”) сетка удовлетворяет стандартным требованиям WMLES: $\Delta x = 0.1\delta_{BL}$, $(\Delta y)_{\max} = \Delta z = 0.05\delta_{BL}$ (ось x направлена вдоль потока, а оси y и z – по нормали к стенке и в поперечном направлении, по которому течение считается периодическим). Сетки, измельченные по сравнению с базовой, включают, в том числе, нетипичные для WMLES сетки с кубическими ячейками в основной части LES-подобласти, т.е. сетки с уменьшенным вдвое по сравнению с типичными WMLES-сетками шагом в продольном направлении.

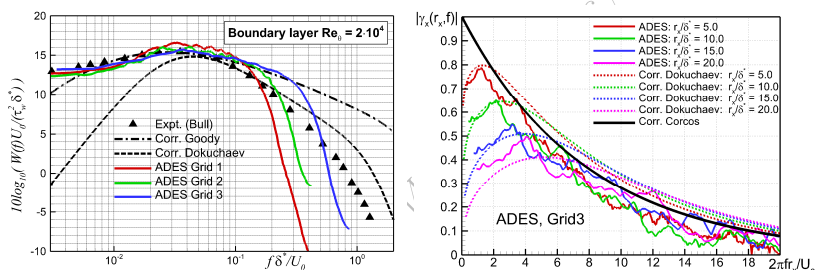


Рис. 1. Влияние сетки на расчетный спектр ТПД в ТПС на поверхности пластины (слева) и частотные зависимости модуля продольной когерентности при различных пространственных разделениях (справа). Grid1 – базовая WMLES сетка (всего 10.8 млн ячеек); Grid2 измельчена в основной части LES-подобласти IDDES в 1.5 раза по каждому направлению (26.7 млн ячеек); Grid3 – дополнительно измельчена вдвое по x (53.5 млн ячеек)

В качестве примера на рис. 1 представлены спектры пульсаций давления на стенке, полученные при моделировании ТПС на плоской пластине, а также частотные зависимости модуля функции продольной когерентности $\gamma_x(r_x, f)$ в широком диапазоне пространственных разделений r_x . Рисунок демонстрирует не только удовлетворительное согласование результатов расчетов с экспериментальными данными и известными эмпирическими корреляциями, но и, что не менее важно, физически обоснованную реакцию расчетной спектральной плотности ТПД $W_p(f)$ на из-

мельчение сетки: оно практически не сказывается на низкочастотной части спектра, разрешенной на более грубой сетке, и приводит к расширению диапазона хорошо разрешенных частот. При этом для базовой WMLES-сетки Grid1 максимальная хорошо разрешенная частота $f_{res,max}$ превышает частоту спектрального максимума f^{max} приблизительно втрое, а для самой мелкой из рассмотренных сеток Grid3, содержащей примерно в 5 раз больше ячеек, чем сетка Grid1, отношение $f_{res,max} / f^{max}$ достигает ≈ 8 . Таким образом, сетки, содержащие всего в несколько раз большее число ячеек, чем стандартные WMLES-сетки, обеспечивают достаточно высокую точность расчета характеристик ТПД во всем частотном диапазоне, представляющем интерес для оценки шумоизлучения при обтекании корпусных конструкций, что служит убедительным свидетельством возможности использования для этой цели описанного выше зонного RANS-WMLES подхода.

Описанные расчеты выполнены с помощью CFD-кода NTS (“Numerical Turbulence Simulation”) лаборатории “Вычислительная аэроакустика и турбулентность” СПбПУ с использованием ресурсов суперкомпьютерного центра “Политехнический”.

Литература

1. В.Ю. Кирпичников. Вибрация и шумоизлучение обтекаемых конструкций судна. – СПб.: ФГУП «КГНЦ», 2016.
2. 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.
3. P. Spalart, M. Strelets. Attached and Detached Eddy Simulation, *Notes Numer. Fluid Mech. Multidisciplinary Design*, v 137, 2018, pp. 3-8.
4. M. Shur, M. Strelets, A. Travin, et al. Improved embedded approaches. *Notes Numer. Fluid Mech. Multidisciplinary Design*, v. 134, 2017, pp.51-87.

Т3.5 Неустойчивость, ламинарно-турбулентный переход, турбулентность

ПРИМЕНЕНИЕ ГЛОБАЛЬНОГО АНАЛИЗА УСТОЙЧИВОСТИ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПАССИВНЫХ МЕТОДОВ УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСЗВУКОВЫМ БАФТИНГОМ

А.В. Гарбарук¹, В.Д. Голубков¹, М.Х. Стрелец¹, Ф. Цзо²

¹*Санкт-Петербургский политехнический университет*

Петра Великого (СПбПУ), Санкт-Петербург, golubkovvd@gmail.com

²*Xi'an Jiaotong University (XJTU), China, fenggyuan@xjtu.edu.cn*

Для повышения безопасности полета пассажирских авиалайнеров на крейсерском (трансзвуковом) режиме необходимо увеличение значения критического угла атаки, при котором возникают автоколебания скачка уплотнения, замыкающего сверхзвуковую зону на стороне разрежения крыла. Это явление, получившее название трансзвукового бафтинга, приводит к высоким (до 0.1g) динамическим нагрузкам на крыло и может повлечь за собой его разрушение. В связи с этим разработка методов затягивания начала бафтинга по углу атаки является важной практической задачей гражданской авиации. Эти методы можно разделить на две группы. К первой из них относятся активные методы, требующие использования внешних источников энергии, например, струйные актуаторы различных типов и отсос воздуха из пограничного слоя, а ко второй – пассивные, такие как механические вихрегенераторы и целенаправленное изменение формы поверхности крыла в окрестности скачка уплотнения. Для оценки эффективности всех этих методов, как правило, используется физический эксперимент (см., например, [1]) или численное моделирование на основе нестационарных уравнений Рейнольдса (см., например, [2]). Однако для оценки пассивных методов, в принципе, может использоваться более экономичный подход, базирующийся на глобальном анализе устойчивости (ГАУ) стационарных решений уравнений Рейнольдса, который успешно применяется для определения условий начала бафтинга [3]. В данной работе эта возможность демонстрируется на примере оценки степени воздействия на начало бафтинга небольшой гладкой симметричной выпуклости, расположенной на поверхности разрежения аэродинамического профиля.

Рассматривалось трансзвуковое обтекание профиля ОАТ15А (левая часть рис. 1) при числе Маха $M = 0.72$, числе Рейнольдса Re , построенном по хорде крыла c и скорости набегающего потока U_0 , $Re = 3 \cdot 10^6$ и углах атаки α в диапазоне $\alpha = 3.4^\circ - 3.9^\circ$. Форма выпуклости определялась функцией Хикса-Хенне

$$h(x) = h_b \cdot \sin^4(\pi(x + l_b/2 - x_b)/l_b),$$

в которой h_b – высота выпуклости, l_b – ее длина, а x_b – продольная координата центра, отсчитываемая от передней кромки профиля.

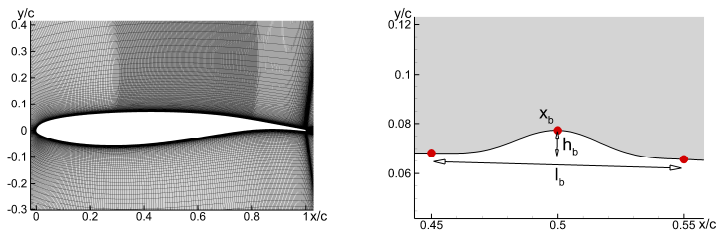


Рис. 1. Геометрия профиля ОАТ15А и используемая расчетная сетка (слева) и форма выпуклости на его поверхности (справа)

Во всех расчетах отношение длины выпуклости к хорде профиля имело значение $l_b/c \equiv 0.10$, а ее относительная высота h_b/l_b и координата центра x_b/c варьировали и имели значения $\{0.0125, 0.025, 0.05\}$ и $\{0.35, 0.50, 0.65\}$, соответственно (правая часть рис. 1). При $\alpha = 3.5^\circ$ (критическое значение угла атаки для профиля без выпуклости [4]) эти координаты соответствуют расположению выпуклости вверх по потоку от скачка уплотнения, в его непосредственной близости и вниз по потоку от него.

Для определения критического угла атаки бафтинга при обтекании профиля с выпуклостью в рамках ГАУ применяется методика, использовавшаяся для профиля без выпуклости, детально описанная и протестированная авторами ранее в работах [3,4]). В связи с этим ниже кратко приводятся лишь результаты расчетов, полученные с ее помощью.

В частности, на рис. 2 представлены полученные из ГАУ зависимости показателя темпа роста наиболее неустойчивой моды возмущений ω_r от угла атаки при различных значениях высоты и положения выпуклости. Эти зависимости позволяют определить критические значения угла атаки, т.е. его значения, при которых $\omega_r(\alpha)$ становятся положительными (пересекают линию $\omega_r = 0$). Из

рисунка видно, что независимо от относительной высоты выпуклости h_b/l_b ее максимальный эффект достигается при ее расположении в окрестности положения скачка уплотнения в стационарном решении для «гладкого» (без выпуклости) профиля ($x_b/c = 0.5$): в этом случае при $h_b/l_b = 0.05$ бафтинг отсутствует ($\omega_r < 0$) во всем рассмотренном диапазоне углов атаки, а при самом низком значении $h_b/l_b = 0.0125$ критическое значение угла атаки значительно увеличивается по сравнению со случаем обтекания гладкого профиля. Кроме того, анализ представленных на рис. 2 результатов свидетельствует о том, что при смещении выпуклости вниз и вверх по потоку от положения скачка ее влияние на границу бафтинга быстро ослабевает, причем направление сдвига не играет заметной роли (выпуклости, расположенные при $x_b/c = 0.35$ и 0.65 оказывают на границы бафтинга примерно одинаковое влияние). Что касается влияния на начало бафтинга относительной высоты выпуклости, то оно существенно возрастает с ее ростом: при $h_b/l_b = 0.025$ критический угол атаки практически не изменяется, а при $h_b/l_b = 0.05$ он увеличивается примерно на 0.15° . Все описанные тенденции хорошо согласуются результатами, полученными в экспериментах и URANS расчетах [2,5].

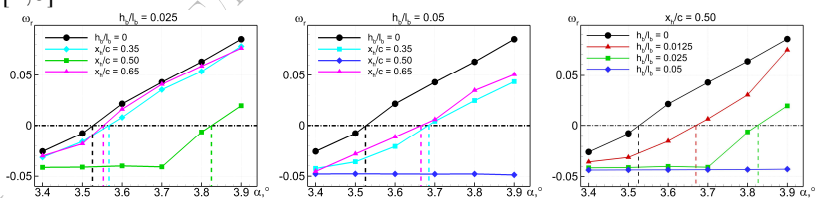


Рис. 2. Зависимость показателя темпа роста наиболее неустойчивой моды возмущений от высоты и положения выпуклости (вертикальными штриховыми линиями показаны значения критического угла атаки)

Наряду с оценкой эффективности пассивных методов воздействия на границы бафтинга, необходимо также оценить насколько сильно их применение влияет на аэродинамические

характеристики крыла. На рис. 3 приведены зависимости от угла атаки коэффициентов подъемной силы и сопротивления гладкого профиля и профиля с выпуклостью при $x_b/c=0.50$ и $h_b/h=0.025$. Видно, что при наличии выпуклости коэффициент сопротивления несколько уменьшается по сравнению с гладким профилем при всех рассмотренных углах атаки, а коэффициент подъемной силы незначительно уменьшается при углах атаки $\alpha = 3.4^\circ - 3.7^\circ$ и слегка увеличивается при $\alpha = 3.8^\circ, 3.9^\circ$. Таким образом, при рассматриваемых условиях оптимальной является выпуклость с параметрами $x_b/c=0.50$ и $h_b/h=0.025$, которая с одной стороны обеспечивает значительное расширение безопасного коридора полета ($\alpha_{crit}>3.8$), а с другой – слабо влияет на его аэродинамические характеристики.

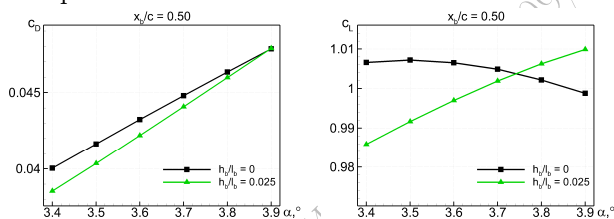


Рис. 3. Зависимости коэффициентов сопротивления и подъемной силы от угла атаки для гладкого профиля и профиля с выпуклостью.

Расчеты проведены на кластере «Торнадо» СПбПУ.

Литература

1. Lagemann E. и др. Towards extending the aircraft flight envelope by mitigating transonic airfoil buffet // Nature Communications. Nature Publishing Group UK London, 2024. Т. 15, № 1. С. 5020.
2. Deng F., Zhang S., Qin N. Closed-loop control of transonic buffet using active shock control bump // Aerospace. MDPI, 2023. Т. 10, № 6. С. 537.
3. Crouch J. D. и др. Origin of transonic buffet on aerofoils // JFM. 2009. Т. 628. С. 357–369.
4. Crouch J. D., Garbaruk A., Strelets M. Global instability in the onset of transonic-wing buffet // Journal of Fluid Mechanics. Cambridge University Press, 2019. Т. 881. С. 3–22.
5. Bruce P. J. K., Colliss S. P. Review of research into shock control bumps // Shock Waves. 2015. Т. 25, № 5. С. 451–471.

СТРУКТУРНЫЙ АНАЛИЗ ИЗОТРОПНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В КУБИЧЕСКОЙ ОБЛАСТИ

М.А. Гузев¹, А.Д. Ермаков², С.В. Фортова³

¹ ИИМ ДВО РАН, г. Владивосток, guzev@iam.dvo.ru

² ИИМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, ermakov.ad@phystech.edu

³ ИИМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, sfortova@mail.ru

В гидро- и газодинамике исследователям часто приходится решать задачи, связанные с описанием смены типа течения от ламинарного (ламинарного) к турбулентному, для которого характерно образование беспорядочных вихрей разного размера. Например, при обтекании крыла самолета воздушным потоком за крылом образуется турбулентное течение, увеличивающее волновые потери и унося с собой полезную кинетическую энергию, тем самым приводя к дополнительному расходу топлива самолета. Но турбулентность может быть полезна, в частности, турбулизация потока внутри радиаторов и тепловых котлов увеличивает теплоотдачу; в химических реакторах создает интенсивное перемешивание, необходимое для равномерного протекания реакций.

Подавляющее большинство реально встречающихся в природе и технике течений являются турбулентными, и интерес к ним обусловлен не только тем, что турбулентные течения являются самой распространенной формой движения жидкостей и газов, но и с чисто теоретической точки зрения [1]. В трехмерном случае феноменологическая картина каскадного переноса энергии от самого крупного масштаба вплоть до мелкого и финального рассеивания на масштабе, определяемой вязкостью, была сформирована Ричардсоном [2].

В 1941 году А. Н. Колмогоровым была предложена теория однородной изотропной турбулентности для несжимаемых течений при больших числах Рейнольдса Re [3]. С тех пор ее количественные соотношения не раз проверялись экспериментально и численно [4, 5]. Одним из наиболее часто применяемых методов анализа в теории турбулентности является изучение энергетического спектра и структурной функции второго порядка [3, 6]. Хорошо известно, что на инерционном интервале для энергетического спектра $E(q)$ выполняется закон: $E(q) \sim q^{-5/3}$ (закон Колмогорова «-5/3»); для структурной функции второго порядка $S_2(\delta x) = \langle |\bar{V}(\bar{r} + \delta \bar{x}) - \bar{V}(\bar{r})|^2 \rangle$ справедлива асимптотическая формула: $S_2(\delta x) \sim (\delta x)^{2/3}$.

В данной работе численно изучаются свойства турбулентного течения вязкой несжимаемой жидкости в кубической области со

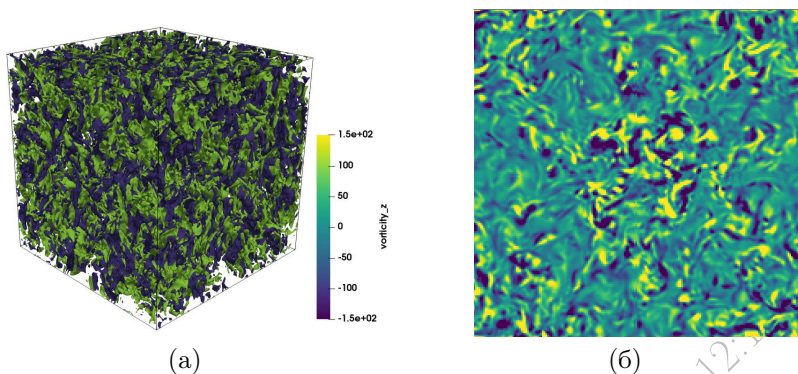


Рис. 1. Распределение z-компоненты поля завихренности в пространстве (а); сечение на половине высоты куба для турбулентного режима течения ($Re \approx 170$) (б)

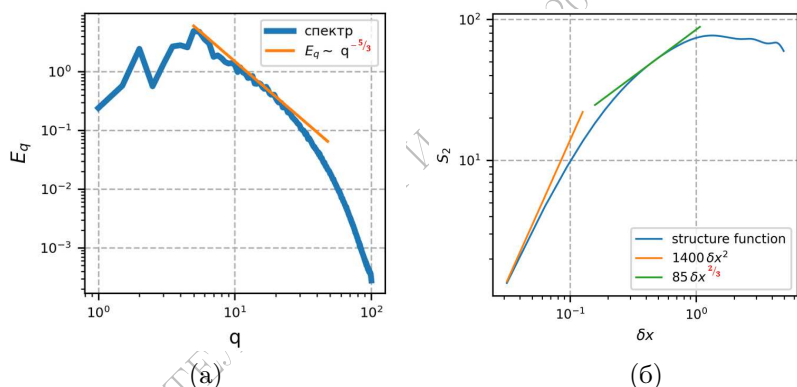


Рис. 2. Энергетический спектр (а) и структурная функция второго порядка (б) для турбулентного режима течения ($Re \approx 170$)

стороной $L = 2\pi$ (здесь и далее длина измеряется в метрах) и с периодическими граничными условиями. Моделирование проводится методом конечных объёмов с использованием открытого пакета программ OpenFOAM [7]. Течение жидкости описывается системой уравнений Навье-Стокса при наличии внешней периодической по пространству силы. В зависимости от ее амплитуды f_0 реализуется ламинарное или турбулентное течение. Характер течения управляется числом Рейнольдса, которое в наших численных экспериментах варьируется от 1 до 200. При амплитуде силы $f_0 < 1$,

что соответствует числам Рейнольдса $Re \leq 10$, наблюдается ламинарный режим, который характеризуется периодической структурой вихрей, отражающей поведение внешней силы. При увеличении f_0 происходит турбулизация течения и образование большого числа вихрей различных размеров и времени жизни (рис. 1). Из рис. 1 видно, что свойство однородной изотропной турбулентности формируется при $Re \geq 170$ и амплитуде силы накачки $f_0 \geq 150$; при числах Рейнольдса $10 < Re < 170$ наблюдается переходный ламинарно-турбулентный режим течения.

Характер рассматриваемых течений исследуется на основе анализа энергетических спектров и структурных функций. На рис. 2(а) приведён спектр кинетической энергии $E(q)$ при $Re \geq 170$. Для $E(q)$ реализуется закон Колмогорова « $-5/3$ ». На рис. 2(б) представлен график структурной функции $S_2(\delta x)$ в зависимости от расстояния δx между точками в турбулентном потоке. Для нее справедлива указанная выше формула Колмогорова в интервале $\delta x \in (0.1, 1)$, который становится инерционного интервалом в этой задаче.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (госзадание 124022400174-3).

Литература

1. Монин А.С., Яглом А.М. Статистическая гидромеханика. Механика турбулентности. Часть 1. — М.: Физматлит, 1965.
2. L. Richardson. Weather prediction by numerical process. — Cambridge University Press, 1922.
3. Колмогоров А.Н. Локальная структура турбулентности в несжимаемой вязкой жидкости при очень больших числах Рейнольдса. ДАН СССР, т. 30, 1941, с.299-303.
4. Голицын Г.С. Вероятностные структуры макромира: землетрясения, ураганы, наводнения. — М.: Физматлит, 2022.
5. A. Alexakis, L. Biferale. Cascades and transitions in turbulent flows. J. Physics Reports, 2018.
6. P.A. Davidson. Turbulence: an introduction for scientists and engineers. — New York: Oxford University Press, 2004.
7. T. Holzmann. Mathematics, Numerics, Derivations and OpenFOAM. — Holzmann CFD, 2019.

ПРЯМОЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ

И.В. Егоров^{1,2}, С.Т. Калугин¹, Г.В. Толоко¹

¹Московский физико-технический институт, Долгопрудный

²Центральный аэрогидродинамический институт, Жуковский

i_v_egorov@mail.ru

Ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) и турбулентность остаются нерешенными проблемами современной механики и теплофизики. В то же время понимание процессов, протекающих в турбулентности, имеет важное значение для моделирования высокоскоростных течений. Это связано как с повышением коэффициента трения, так и с увеличением тепловых потоков к поверхности тела на турбулентном участке.

Одним из методов, которые могут быть использованы для изучения турбулентности, является метод прямого численного моделирования (ПЧМ) [1]. Его преимуществом является возможность получить значения всех газодинамических величин в любой интересующей точке расчетной области. Однако для корректного моделирования турбулентности должны соблюдаться связанные с сеточным разрешением требования [2], из-за чего такой подход является слишком затратным для расчета сложных конфигураций. Тем не менее, достаточно простые конфигурации могут быть рассмотрены с использованием ПЧМ. Одной из таких задач является обтекание плоской пластины, которое было исследовано этим методом во множестве работ. Например, в [3, 4] с помощью метода ПЧМ были исследованы характеристики до- и сверхзвуковых турбулентных пограничных слоев на пластине с нулевым градиентом давления. Несмотря на наличие большого количества данных, множество вопросов, связанных с влиянием сжимаемости на характеристики турбулентного пограничного слоя, остаются без ответа. В частности, не существует общепринятого выражения для профиля средней скорости в этом течении, а также неизвестно, каким образом изменяется значение коэффициента трения на пластине при проявлении эффектов сжимаемости [5]. В связи с этим исследование турбулентного пограничного слоя в случае

сжимаемого газа на плоской пластине представляется актуальным.

В настоящей работе проведено прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного перехода и турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на плоской пластине. Параметры набегающего потока аналогичны выбранным в [6]: число Маха $M_\infty = 3$, число Рейнольдса по длине пластины $Re = 2.37 \times 10^6$. Возмущения создавались генератором массового расхода, моделирующим уединенную шероховатость на пластине.

В трехмерном нестационарном расчете граничные условия на стенке менялись следующим образом: вместо условия адиабатичности ставилось условие $T(x, y = 0, z, t) = T_w(x)$, где $T_w(x)$ – распределение температуры на стенке в стационарном решении. Также при $x \in [x_s; x_e]$ и $z \in [0; z_e]$ условия на стенке заменялись на условия для генератора возмущений:

$$(\rho v)' = \varepsilon \cos^3 \left(\pi \frac{x - 0.5(x_s + x_e)}{x_e - x_s} \right) \cos^3 \left(\pi \frac{z - 0.5(z_s + z_e)}{z_e - z_s} \right) \sin(\omega_0 t).$$

Здесь $x_s = 0.394$, $x_e = 0.452$, $z_e = z_s = z_{max}/4 = 0.007425$, $\varepsilon = 1.2 \cdot 10^{-2}$ – амплитуда вводимых возмущений, $\omega_0 = 65.34$ – безразмерная циклическая частота.

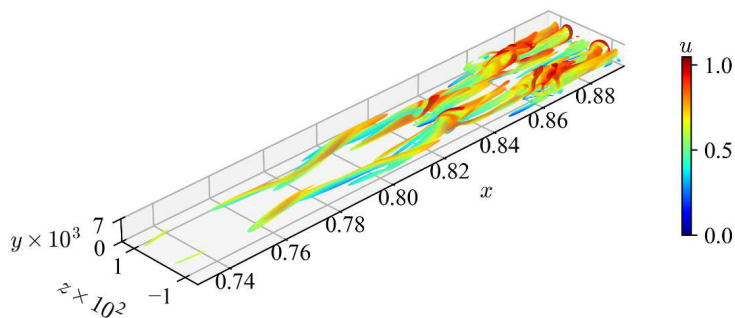


Рис. 1. Исоповерхность $Q = 1000$. Цветовая палитра соответствует значениям продольной скорости.

На рис. 1 приведен результат на нелинейной стадии развития возмущений. При $x < 0.82$ наблюдается формирование вихревых структур, на которых ниже по потоку образуются более мелкомасштабные структуры. При $x \approx 0.89$ заметны шпилькообразные

вихри, что говорит о существенно нелинейном характере развития возмущений.

На рис. 2 приведена изоповерхность $Q = 15000$ при $x > 0.9$. При $x < 0.94$ наличие продольных структур все еще заметно, но при больших значениях x они пропадают, что говорит о турбулизации течения.

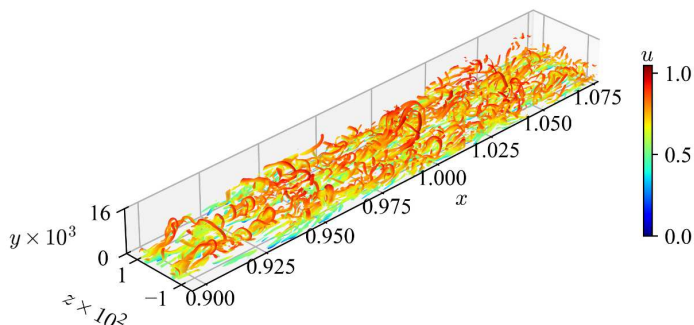


Рис. 2. Изоповерхность $Q = 15000$. Цветовая палитра соответствует значениям продольной скорости.

Введение возмущений в пограничный слой приводит к появлению двух доминирующих косых волн первой моды, из-за взаимодействия которых на нелинейной стадии ЛТП формируются продольные структуры, оказывающие влияние на тепловые потоки и сопротивление трения.

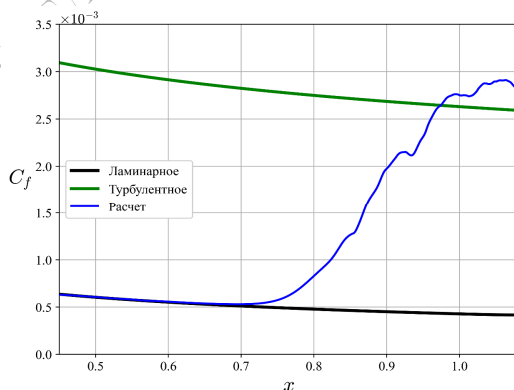


Рис. 3. Зависимость осредненного по времени и поперечной координате коэффициента трения от продольной координаты.

На рис. 3 приведена полученная из расчета зависимость от продольной координаты осредненного по времени и по поперечной координате коэффициента трения на пластине (синяя кривая). Также представлены распределения, соответствующие ламинарному течению (черная кривая) и экспериментальной корреляционной формуле [7] для турбулентного течения (зеленая кривая). Из-за развивающихся вниз по потоку возмущений при $x \approx 0.71$ отклонение коэффициента трения от значений, полученных при полностью ламинарном стационарном обтекании, достигает 5%, что является одним из признаков начала нелинейной стадии. После начала нелинейной стадии коэффициент трения возрастает до достигаемого при $x \approx 1$ турбулентного значения, после чего интенсивный рост прекращается, что указывает на окончание перехода к турбулентности.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 24-19-00256).

Литература

1. Moin P., Mahesh K. DIRECT NUMERICAL SIMULATION: A Tool in Turbulence Research. *Annu. Rev. Fluid Mech.* 1998. V. 30, № 1. P. 539–578.
2. Coleman G. N., Sandberg R. D. A Primer on Direct Numerical Simulation of Turbulence – Methods, Procedures and Guidelines. 2010.
3. Wu X., Moin P. Direct numerical simulation of turbulence in a nominally zero-pressure-gradient flat-plate boundary layer. *J. Fluid Mech.* 2009. V. 630. P. 5–41.
4. Pirozzoli S., Grasso F., Gatski T. B. Direct numerical simulation and analysis of a spatially evolving supersonic turbulent boundary layer at $M=2.25$. *Physics of Fluids*. 2004. V. 16, № 3. P. 530–545.
5. Wenzel C. и др. DNS of compressible turbulent boundary layers and assessment of data/scaling-law quality. *J. Fluid Mech.* 2018. V. 842. P. 428–468.
6. Mayer C. S. J., Von Terzi D. A., Fasel H. F. Direct numerical simulation of complete transition to turbulence via oblique breakdown at Mach 3. *J. Fluid Mech.* 2011. V. 674. P. 5–42.
7. White F. M. *Viscous Fluid Flow*. McGraw-Hill, 1991

ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ ПРИ НАЛИЧИИ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ

С.Т. Калугин, Г.В. Толоко

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Жуковский, kalugin.st@phystech.edu

Проблема перехода от ламинарного режима к турбулентному обладает как фундаментальной, так и прикладной значимостью, ведь переход к турбулентности существенно увеличивает сопротивление трения летательных аппаратов, а также усиливает тепловые потоки и нагрев конструкций при движении с большим числом Маха [1]. Целью данного исследования является изучение нелинейной стадии ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) и турбулентности, возникающих из-за акустических возмущений в набегающем потоке.

В работе рассмотрено развитие возмущений в пограничном слое на плоской пластине, обтекаемой потоком сжимаемого совершенного газа при числе Маха $M_\infty=3$, числе Рейнольдса $Re_L=2.37 \times 10^6$ и температуре $T_\infty=103.6$ К. Параметры набегающего потока заданы в соответствии с [2]. Источником возмущений в пограничном слое служат падающие на него акустические возмущения в набегающем потоке. Для решения уравнений Навье–Стокса использован пакет программ [3].

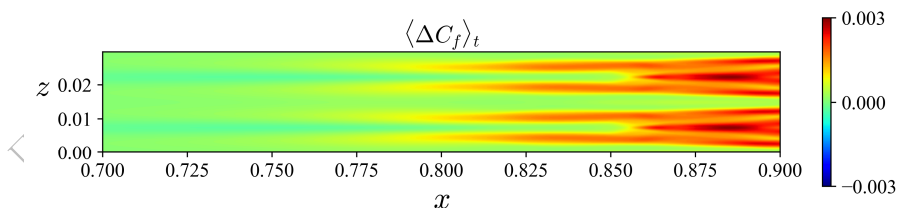


Рис. 1. Поле осредненных по времени возмущений коэффициента трения

При падении акустических волн на пластину в пограничном слое возбуждаются собственные моды, которые вниз по потоку развиваются согласно линейной теории устойчивости. Методами

спектрального анализа показано, что течение характеризуется доминированием косых волн первой моды по классификации Мэка [4]. На линейной стадии амплитуды нарастающих вниз по потоку возмущений достигают критических значений – начинается нелинейная стадия развития возмущений, на которой формирование и усиление гармоник обусловлено взаимодействием различных компонент спектра. На слабонелинейной стадии наблюдается взаимодействие двух косых волн первой моды, приводящее к появлению продольных структур (рис. 1), что указывает на реализацию сценария косого распада [5]. После дальнейшего формирования гармоник с кратными частотами и волновыми числами на сильнонелинейной стадии (рис. 2) происходит распад ламинарного течения (рис. 3) и переход к турбулентности – наблюдается наличие логарифмического профиля продольной скорости, а также согласование коэффициента трения с экспериментальной зависимостью, соответствующей режиму полностью турбулентного обтекания [6]. Показано установление течения в области турбулентности. Методами спектрального и корреляционного анализа показано сохранение воспроизводимости течения во времени вплоть до области турбулентности, что указывает на присутствие участка, соответствующего детерминированной турбулентности [7].

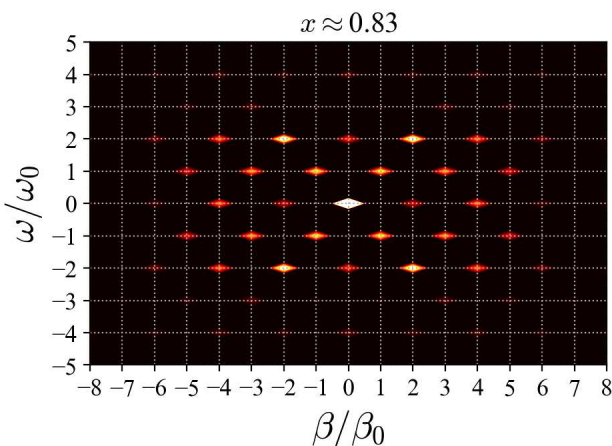


Рис. 2. Энергия гармоник. ω_0 и β_0 – частота и волновое число доминирующей на начальных этапах развития возмущения гармоники

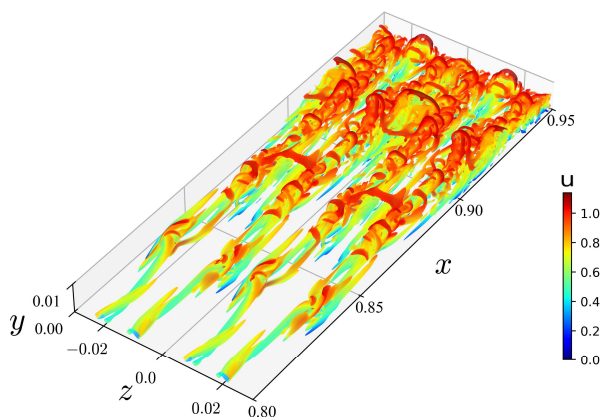


Рис. 3. Q-критерий (изоповерхности $Q=2500$).

Цветовая палитра соответствует продольной скорости.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 23-79-10072-П.)

Литература

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М.: Наука, 1974.
2. Mayer C. S. J., Von Terzi D. A., Fasel H. F. Direct numerical simulation of complete transition to turbulence via oblique breakdown at Mach 3 // J. Fluid Mech. 2011. V. 674. P. 5–42.
3. Башкин В. А., Егоров И. В. Численное моделирование динамики вязкого совершенного газа. – М.: Физматлит, 2012.
4. Mack L. M. Boundary-Layer Linear Stability Theory. – 1984.
5. Chang C.-L., Malik M. R. Oblique-mode breakdown and secondary instability in supersonic boundary layers. J. Fluid Mech., v. 273, 1994, pp. 323–360.
6. White F. M. Viscous Fluid Flow. McGraw-Hill, 1991.
7. Kachanov Y.S. Hypothesis on deterministic turbulence. – European Journal of Mechanics - B/Fluids, July 2013

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ, ВЫЗВАННОГО РАЗЛИЧНЫМИ ГЕНЕРАТОРАМИ ВОЗМУЩЕНИЙ

С.Т. Калугин, Г.В. Толоко

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Жуковский, toloko.gv@phystech.edu

Сопротивление летательных аппаратов в значительной степени зависит от протяженности участков поверхности, обтекаемых ламинарным или турбулентным потоком. В связи с этим ламинарно-турбулентный переход остается актуальной проблемой для исследований. Одним из методов таких исследований является метод прямого численного моделирования. При этом в расчетах этим методом возникает проблема постановки задачи для возмущений в потоке: разный спектральный состав возмущений может приводить к разным результатам в области ламинарно-турбулентного перехода.

В данной работе исследуются результаты расчетов, проведенных для пограничного слоя на плоской пластине для двух различных генераторов возмущений. Параметры набегающего потока взяты такими же, как и в [1]: число Маха $M_\infty = 3$; число Рейнольдса, посчитанное по длине пластины, $Re_L = 2.37 \times 10^6$; температура $T_\infty = 103.6$.

В первом расчете на пластине расположен генератор, создающий возмущения вертикальной скорости с амплитудой 6×10^{-3} и узким спектром. Параметры этого генератора взяты в соответствии с [1]. Согласно линейной теории устойчивости, основные частота ω_0 и поперечное волновое число β_0 создаваемых им возмущений соответствуют волне с максимальным интегральным усилением в $x \approx 0.6$ (рис. 1).

Возмущения второго генератора отличаются тем, что имеют широкий по поперечному волновому числу спектр возмущений. Кроме того, амплитуда возмущений для второго генератора взята равной 1.2×10^{-2} , чтобы обеспечить приблизительное совпадение точек начала перехода в двух случаях.

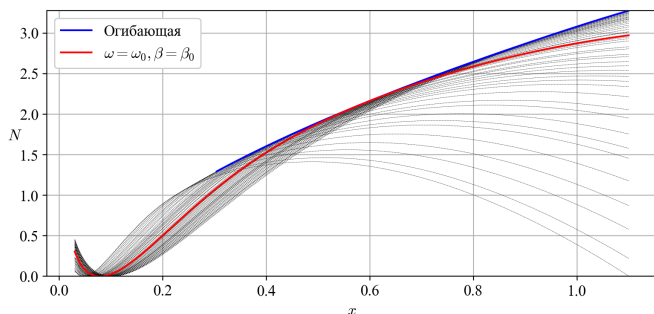


Рис. 1. Огибающая факторов интегрального усиления волн в пограничном слое, полученная с помощью линейной теории устойчивости в плоскопараллельном приближении. Красная кривая соответствует возмущениям, заданным в первом расчете

Расчеты проведены в рамках модели сжимаемого совершенного газа при помощи пакета программ [2, 3]. В качестве метода численного решения уравнений Навье-Стокса в нем используется метод конечного объема и неявная по времени схема второго порядка аппроксимации. Реконструкция на границах выполняется при помощи алгоритма WENO-3, что обеспечивает малость численных осцилляций в решении.

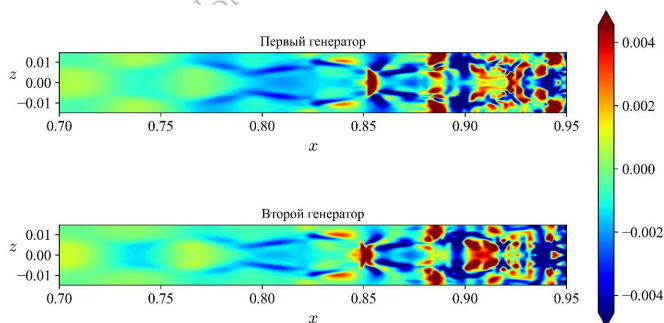


Рис. 2. Возмущения давления на пластине в фиксированный момент времени

На основе анализа полей обнаружено, что, несмотря на отличия в форме возмущений от генераторов, поля давления на стенке в области нелинейного развития возмущений содержат

одинаковые структуры (рис. 2). Обнаружено, что зависимости энергии отдельных компонент спектра возмущений (гармоник) в двух случаях качественно совпадают (рис. 3). Это говорит об одинаковом сценарии нелинейного взаимодействия – косом распаде [4].

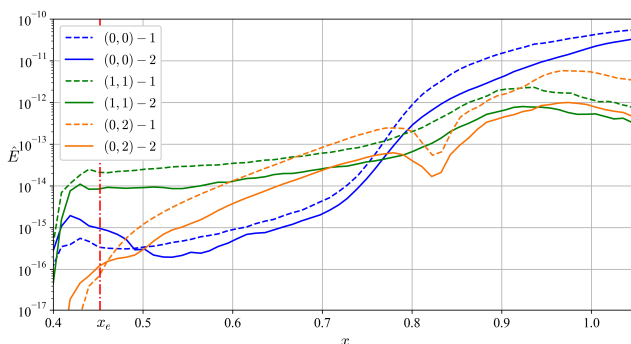


Рис. 3. Зависимости энергии гармоник от продольной координаты. (a, b) обозначает гармонику с частотой $a\omega_0$ и поперечным волновым числом $b\beta_0$, цифра 1 или 2 – номер генератора.

Красная прямая соответствует правой границе генераторов

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ (проект № 23-79-10072П).

Литература

1. Mayer C. S. J., Von Terzi D. A., Fasel H. F. Direct numerical simulation of complete transition to turbulence via oblique breakdown at Mach 3. *J. Fluid Mech.* v. 674, 2011, pp. 5–42.
2. Башкин В. А., Егоров И. В. Численное моделирование динамики вязкого совершенного газа. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012.
3. Егоров И.В., Новиков А.В., Федоров А.В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного перехода при гиперзвуковых скоростях потока на супер-ЭВМ. *Ж. Вычислительной математики и математической физики*, т. 57, 2017, № 8, с. 1347–1373.
4. Chang C.-L., Malik M. R. Oblique-mode breakdown and secondary instability in supersonic boundary layers. *J. Fluid Mech.*, v. 273, 1994, pp. 323–360.

МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНОЙ СТАДИИ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ВОЗМУЩЕНИЯХ В НАБЕГАЮЩЕМ ПОТОКЕ

Н.В. Пальчевская

*Московский физико-технический институт, Долгопрудный,
palchekovskaia.nv@mipt.ru*

Изучение движения летательных аппаратов показало, что вихревые и акустические возмущения, присутствующие в потоке газа в условиях реального полета, являются одним из основных источников внешних возмущений, инициирующих ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) на поверхности летательного аппарата при сверхзвуковых скоростях полета. В настоящей работе рассматривается возбуждение и развитие волн неустойчивости первой моды (по классификации Мэка [1]) на пластине при числе Маха набегающего потока $M = 3$, температуре стенки, близкой к адиабатической, и числе Рейнольдса $Re = 2 \times 10^7$, что типично для натурного сверхзвукового полета. Исследование проводится методом прямого численного моделирования основных стадий ЛТП, включая возбуждение, развитие и нелинейный распад неустойчивости вплоть до рождения турбулентности. В настоящей работе рассматривается режим обтекания пластины при нулевом угле атаки, когда возмущение взаимодействует со слабым скачком уплотнения, обусловленным вязко-невязким взаимодействием. В этом случае ЛТП обусловлен возбуждением и развитием конвективно-неустойчивых волн первой моды по классификации Мэка [1]. Этот случай изучался численно [2, 3], теоретически [4] и экспериментально [5]. Основная цель настоящей работы: выполнить численное моделирование всех стадий перехода вплоть до нелинейной стадии и рождения турбулентности.

Расчеты выполнялись в два этапа с помощью оригинального пакета программ для решения нестационарных трехмерных уравнений Навье-Стокса [6]. На первом этапе рассчитывается пространственное стационарное ламинарное обтекание плоской пластины потоком воздуха с помощью трехмерных уравнений Навье-

Стокса. На втором этапе численного моделирования стационарное решение из первого этапа используется в качестве начального условия для задачи с малыми нестационарными возмущениями. Данные возмущения задаются в виде монохроматической волны на входной и верхней границах расчетной области.

В настоящей работе рассмотрена волна завихренности с малой амплитудой скорости $\varepsilon = 5 \times 10^{-6}$ и акустическая волна с малой амплитудой давления $\varepsilon = 4 \times 10^{-7}$. При таких амплитудах процесс восприимчивости является линейным с высокой степенью точности. С помощью линейной теории устойчивости выбраны циклическая частота и углы наклона фронта внешних волн. В настоящей работе рассмотрена волна завихренности, параметры которой были равными $\omega=172.82$, $\beta=77^\circ$, $\vartheta = 0$ и акустическая волна с параметрами $\omega=172.82$, $\beta=58^\circ$, $\vartheta = 0$.

На рис. 1 показано сравнение максимальной по нормали к поверхности плотности энергии возмущения, рассчитанной в пограничном слое согласно работе [7] для рассматриваемого здесь случая внешней волны завихренности и случая внешней акустической волны из работы [8].

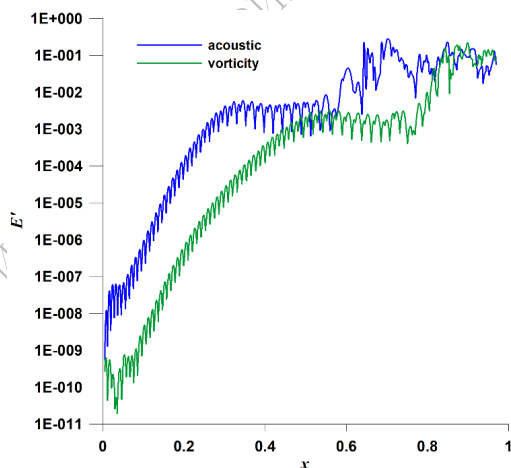


Рис. 1. Сравнение максимальной по у плотности энергии возмущений, возбуждаемых внешней волной завихренности (зеленая кривая) и акустической волной (синяя кривая)

В случае волны завихренности возбуждаемое в пограничном слое возмущение имеет более низкий уровень на линейной, слабо-

нелинейной и на большей части нелинейной области ЛТП, чем в случае акустики. В области развитой турбулентности, которая в случае волны завихренности формируется значительно позже, чем в случае акустической, уровни возмущений сопоставимы. Можно сделать вывод о том, что турбулентность в пограничном слое «теряет» информацию о процессах в ЛТП и перестраивается на свои внутренние механизмы.

Работа выполнена в Московском физико-техническом институте при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 23-79-10072-П).

Литература

1. L.M. Mack. Boundary-layer stability theory. Part B. Doc. 900-277, JPL, Pasadena, California, May 1969.
2. Y. Ma, X. Zhong. Receptivity of a supersonic boundary layer over a flat plate. Part 2. Receptivity to free-stream sound. *J. Fluid Mech.*, v. 488, 2003, pp. 79–121.
3. Y. Ma, X. Zhong. Receptivity of a supersonic boundary layer over a flat plate. Part 3: effects of different types of free-stream disturbances. *J. Fluid Mech.*, v.532, 2005, pp. 63–109.
4. A.V. Fedorov, A.P. Khokhlov. Excitation of unstable modes in supersonic boundary layer by acoustic waves. *Fluid Dyn.*, v.9, 1991, pp. 456–467.
5. A.A. Maslov, A.N. Shplyuk, A. Sidorenko, D. Arnal, *JFM*, v.426, 2001, pp. 73–94.
6. И.В. Егоров, А.В. Новиков. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока. *Журнал вычислительной математики и математической физики*, т. 56, 2016, с. 1064–1081.
7. Boa-The Chu. On the energy transfer to small disturbances in fluid flow (Part I). *Acta Mech*, 1965, I/3.
8. I.V. Egorov, A.V. Fedorov, N.V. Palchekovskaya. Numerical simulation of laminar-turbulent transition in a supersonic boundary layer under the action of acoustic disturbances, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 220, 2024, 124895, DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2023.124895.

ФОРМИРОВАНИЕ И РАСПАД ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ КОЛМОГОРОВСКОГО ТИПА

А.О. Посудневская, С.В. Фортова

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва,
posudnevskaja.ao@phystech.edu*

В докладе представлено исследование эволюции плоских вихревых течений, возникающих в замкнутой квадратной области под действием периодической внешней силы (течение Колмогорова) [1]. Такая постановка является классической для изучения ламинарно-турбулентного перехода и широко используется для теоретических, лабораторных и численных исследований [2]. Для более точного описания течений в модель добавляют силу трения, пропорциональную скорости [3].

Отличительной чертой двумерных течений является возможность возникновения обратного каскада энергии [4]. Нелинейные эффекты приводят к объединению мелкомасштабных вихрей и накоплению энергии на больших масштабах. В таких задачах имеется тенденция к формированию крупных вихревых структур.

При моделировании плоского течения слабосжимаемой жидкости под действием постоянной периодической силы в зависимости от вязкости, амплитуды вынуждающей силы и величины коэффициента трения возникают следующие режимы течений [5]: ламинарный, хаотический и вихревой (рис. 1). Наибольшее влияние на тип течения оказывает коэффициент трения. При сильном трении формируется ламинарный режим течения, при среднем - хаотический, при слабом - вихревой.

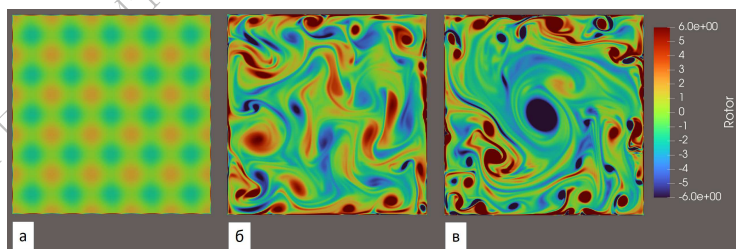


Рис. 1. Поля завихренности в ламинарном (а), хаотическом (б) и вихревом (в) режимах течений

В настоящей работе рассматриваются процессы формирования и распада полученных режимов течения Колмогорова. Начальные условия в численных экспериментах представляют собой невозму-

щенные поля давления $P_0 = 10^5$ Па и плотности $\rho_0 = 1000$ кг/м³, нулевую скорость потоков $u = v = 0$ м/с. На протяжении первых $T = 250$ с течение моделируется с воздействием ненулевой внешней силы с амплитудой G . За это время происходит формирование течений и их выход на статистический стационар. В момент $T = 250$ с в нашем численном эксперименте происходит отключение внешней силы, и в последующем моделировании движение жидкости затухает под действием сил трения и вязкости.

Опишем формирование полученных типов течений (рис. 2 (а), рис. 3 (а-в), рис. 4 (а-г)). На начальных этапах моделирования для всех режимов в вычислительной области формируется течение, являющееся линейным откликом системы на внешнее воздействие. Оно представляет собой периодическую систему вихрей одного размера и разного направления вращения (рис. 2 (а), рис. 3 (а), рис. 4 (а)). Такое течение получило название "паркет Колмогорова". В дальнейшем, в зависимости от величины силы накачки и трения о дно возможны разные сценарии эволюции потока. В случае ламинарного режима течение сохраняет форму "паркета Колмогорова" (рис. 2 (б)). Дальнейшая динамика хаотического и вихревого режимов состоит в потере устойчивости за счет нелинейных сил (рис. 3 (б, в), рис. 4 (б, в)) и формировании хаотического течения (рис. 3 (г), рис. 4 (г)), в котором присутствуют вихри различного масштаба и времени жизни. В зависимости от параметров моделирования, течение может сохранить хаотическую структуру или перейти в вихревой режим. В вихревом режиме в результате обратного каскада энергии образуется один крупный вихрь, размеры которого ограничены областью моделирования (рис. 4 (д)).

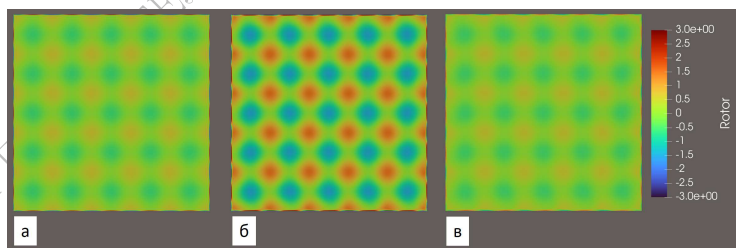


Рис. 2. Поля завихренности для этапов формирования при $T = 2$ с (а), статистического стационара при $T = 5...250$ с (б) и распада при $T = 252$ с (в) ламинарного режима течения

Распад ламинарного, хаотического и вихревого режимов течений представлен на рис. 2 (в), рис. 3 (д) и рис. 4 (е-ж). Быстрее всего происходит затухание ламинарного течения, 5 с после выключения

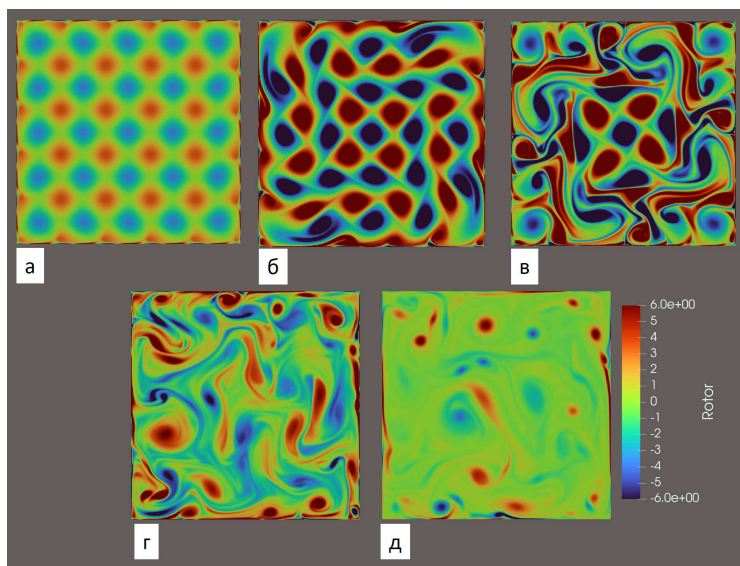


Рис. 3. Поля завихренности для этапов формирования при $T = 2$ с; $T = 8$ с; $T = 10$ с (а-в), статистического стационара при $T = 100$ с (г) и распада при $T = 300$ с (д) хаотического режима течения

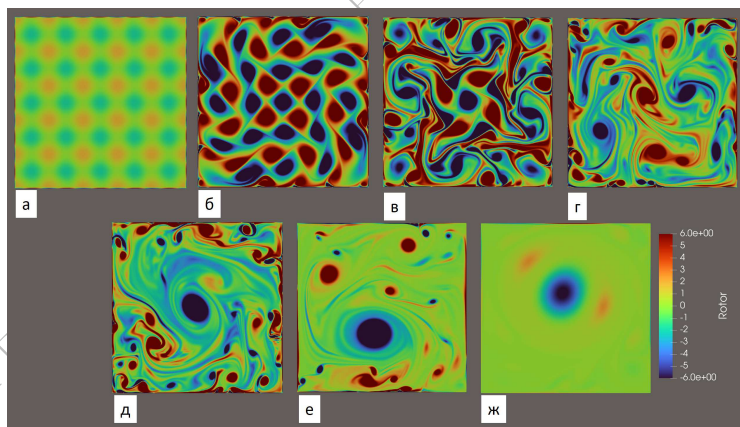


Рис. 4. Поля завихренности для этапов формирования при $T = 2$ с; $T = 8$ с; $T = 10$ с; $T = 50$ с (а-г), статистического стационара при $T = 235$ с (д) и распада при $T = 500$ с; $T = 1250$ с (е, ж) вихревого режима течения

накачки. Распад хаотического режима происходит за 200 с. Долше всего распадается крупная вихревая структура, что связано с большим запасом энергии на крупных масштабах и меньшей диссипацией энергии за счет трения. Отметим, что при распаде вихревого режима течения в первую очередь исчезают мелкомасштабные вихри. Крупная вихревая структура продолжает существовать длительное время (более 3000 с), сохраняя свою форму и постепенно теряя энергию.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (государственное задание 124022400174-3).

Литература

1. Арнольд В.И., Мешалкин Л.Д. Семинар А.Н. Колмогорова по избранным вопросам анализа (1958–1959). Успехи матем. наук. 1960. Т. 15. № 1. с. 247–250.
2. Emmanouil D. Fylladitakis. Kolmogorov Flow: Seven Decades of History. Journal of Applied Mathematics and Physics, 2018, v. 6, pp. 2227–2263.
3. Гледзер Е.Б., Должанский Ф.В., Обухов А.М. Системы гидродинамического типа и их применение. — М.: Наука, 1981.
4. Kraichnan R.H., Inertial Ranges in Two-Dimensional Turbulence. Phys. Fluids., 1967, v. 10, p. 1417.
5. Doludenko, A.N., Fortova, S.V., Kolokolov, I.V., Lebedev, V.V. Coherent vortex versus chaotic state in two-dimension turbulence. Annals of Physics, 2022, v. 447, part 2.

СТАТИСТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ ПРИ МАЛОЙ СТЕПЕНИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПОТОКА

М.В. Устинов^{1,2}

¹Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, ustal1961@gmail.com

²Объединенный институт высоких температур РАН, г.Москва

Неустойчивость поперечного течения в пограничном слое на стреловидном крыле приводит к усилению двух типов возмущений: стационарных вихрей, порождаемых неровностями поверхности и бегущих мод, инициированных турбулентностью набегающего потока. При очень малой степени турбулентности и относительно большой амплитуде неровностей ламинарно-турбулентный переход вызван стационарными возмущениями. В этом случае линия перехода стационарна и имеет пилообразную форму. Она формируется турбулентными клиньями, появляющимися на наиболее сильных вихрях неустойчивости поперечного течения. На линии параллельной передней кромке при этом появляются чередующиеся участки турбулентного и ламинарного течения, то есть наблюдается перемежаемость по пространству. При повышенной степени турбулентности и гладкой поверхности осредненное по времени течение в переходной зоне однородно по размаху, но имеет место классическая перемежаемость – чередование временных отрезков с турбулентным и ламинарным режимами течения. Статистический подход к описанию перемежаемости в этих двух предельных случаях развит в [1]. Однако, обычно в переходной области присутствуют стационарные и нестационарные моды сравнимой амплитуды. В этом случае имеет место перемежаемость как по пространству, так и по времени. Этот вывод подтверждают результаты измерений скорости охлаждения обтекаемой поверхности в зоне перехода, выполненные в [2]. Целью данной работы является статистическое описание перемежаемости в таких условиях.

Рассмотрим течение в пограничном слое стреловидного крыла бесконечного размаха с хордой L . Для его описания будем исполь-

зовать систему координат с осью x направленной вдоль поверхности крыла по нормали к передней кромке и осью y параллельной к ней. Введем безразмерные переменные, используя в качестве масштабов характерную толщину пограничного слоя $\delta = \sqrt{\frac{\nu L}{u_\infty}}$ и скорость набегающего потока u_∞ . При малой степени турбулентности потока перемежаемость в пограничном слое возникает вблизи линии перехода, вызванного шероховатостью поверхности. Линия такого перехода имеет пилообразную форму и образована турбулентными клиньями, появляющимися на наиболее сильных вихрях неустойчивости поперечного течения. Считается, что турбулентные пятна появляются, когда суммарная мгновенная амплитуда стационарных и нестационарных возмущений скорости в пограничном слое достигает порогового значения a_c . При малой, по сравнению с a_c , амплитуде нестационарных возмущений это возможно только в окрестности вершин турбулентных клиньев, где амплитуда стационарных возмущений лишь немного меньше критического значения.

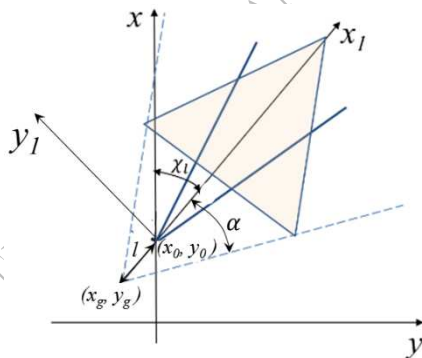


Рис. 1. Схема течения в окрестности вершины турбулентного клина и основные обозначения

Рассмотрим окрестность одной из таких вершин расположенной в точке (x_0, y_0) . Введем в ее окрестности локальную систему координат x_1, y_1 связанную с направлением внешней линии тока (см. рис. 1). В рассматриваемой области максимальная по y_1 амплитуда стационарных возмущений a_{sm} достигается на оси x_1 и она экспоненциально зависит от x

$$a_{sm} = a_s \exp(\sigma_s(x - x_0)).$$

Нестационарные возмущения в переходной области представляют собой волновые пакеты, распространяющиеся вдоль линий тока внешнего течения. Их характерный размер по порядку величины равен расстоянию между вершинами турбулентных клиньев L_y . В каждой фиксированной точке по размаху пульсации скорости описываются случайной функцией времени $f_{ns}(t)$ с узким спектром и дисперсией a_{ns} экспоненциально растущей по x

$$a_{ns} = a_{ns}^0 \exp(\sigma_{ns}(x - x_0)).$$

Здесь a_{ns}^0 – среднеквадратичная амплитуда нестационарных возмущений в месте расположения вершины турбулентного клина. Из-за больших размеров пакета нестационарных возмущений их можно считать полностью коррелированными в малой окрестности вершины турбулентного клина. По этой причине турбулентное пятно в рассматриваемой области появляется при превышении случайной функцией $f_{ns}(t)$ величины $a_s(x, y) - a_c$ хотя бы в одной ее точке. Наиболее часто это происходит там, где разность $a_s(x, y) - a_c$ минимальна, то есть на оси x_1 . Частота выбросов функции $f_{ns}(t)$ на оси клина ν зависит от продольной координаты x и определяется следующим образом (см. [1])

$$\nu = \frac{\Delta\omega}{\sqrt{2\pi}} \frac{1}{a_*} e^{-\frac{1}{2a_*^2}}; \quad a_* = \frac{a_{ns}}{a_{sm} - a_c}.$$

Здесь $\Delta\omega$ – ширина частотного спектра нестационарных возмущений. В связи с монотонным ростом a_* по x эта частота увеличивается при смещении вниз потока. Однако новые турбулентные пятна при каждом x появляются только в моменты новых выбросов, которых не было в точках, расположенных выше по потоку. Поэтому частота появления турбулентных пятен на единице длины оси ν_x определяется производной $\frac{d\nu}{dx}$. В [2] показано, что хорошее приближение для перемежаемости можно получить предположив, что все турбулентные пятна появляются в точке максимума ν_x . Частота возникновения турбулентных пятен в этой точке ν_Σ определяется интегралом от ν_x и равна

$$\nu_\Sigma = \frac{\Delta\omega}{\sqrt{2\pi e}}.$$

Место возникновения всех турбулентных пятен, в этом приближении, находится на расстоянии

$$l = \frac{a_{ns}^0}{a_c a_{*m} \sigma_s}$$

от вершины турбулентного клина. Переमेжаемость от точечного источника турбулентных пятен в системе координат, связанной с внешней линией тока имеет вид

$$\gamma = 1 - e^{-F(\gamma)}; \quad F(\gamma) = v_s \tau(x_1, y_1).$$

Здесь $\tau(x_1, y_1)$ – время пролета пятна через точку с координатами x_1, y_1 . Для модели турбулентного пятна треугольной формы оно определяется простым соотношением

$$\tau = u_e \left(\frac{1}{c_r} - \frac{1}{c_f} \right) \left(x_1 - x_{1g} - \frac{|y_1|}{\tan \alpha} \right),$$

в котором u_e – скорость на внешней границе пограничного слоя, c_f, c_r – скорости переднего и заднего фронтов пятна, $\alpha \approx 12^\circ$ – угол полураствора области, заметаемой пятном.

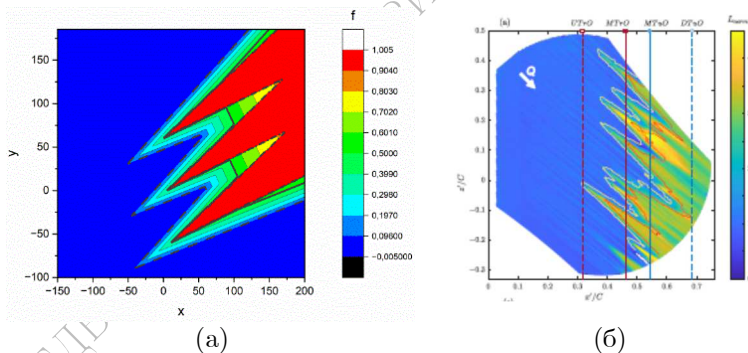


Рис. 2. Сравнение поля переमेжаемости полученного в расчете при $a_{ns}^0 = 0.05$ – (а) с экспериментом [2] – (б)

Результаты расчета поля переमेжаемости в условиях типичного эксперимента по исследованию ламинарно-турбулентного перехода, вызванного неустойчивостью поперечного течения, показаны на рис 2. Они получены при следующих параметрах: $u_e = 1.2$, $\chi_l = 30^\circ$, $L_y = 60$, $\Delta\omega = 0.01$, $c_f = 0.9$, $c_r = 0.3$ и $a_{ns}^0 = 0.05$. Эти ре-

зультаты качественно соответствует распределению скорости охлаждения поверхности в эксперименте [2], показанным для сравнения на рис. 2, б.

Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ (проекты № 24-19-00256 и 24-19-00627).

Литература

1. Устинов М.В. Статистическое описание перемежаемости в переходной области при низкой степени турбулентности потока // Изв. РАН. МЖГ. 2020. № 4. С. 11-23.
2. Boiko A.V, Borodulin V.I., Ivanov A.I, Kirilovskiy S.V., Mischenko D.A., Poplavskaya T.V. Description and Prediction of Roughness-Induced Transition in Swept-Wing Boundary Layers// AIAA Journal, 2025, V. 63, No. 8, pp. 3133-3144.
3. Свешников А.А. Прикладные методы теории случайных функций. М.: Наука, 1968. 463 с.

Т3.6 Резонаторы, звукопоглощающие конструкции, звукоизоляция

ЗВУКОИЗОЛЯЦИЯ ЖАЛЮЗИЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

А.Р. Долгер^{1,2}, Н.Г. Канев^{1,2}

¹НИУ МГСУ, Москва, a.dolger@yandex.ru

²НИИСФ РААСН, Москва, nikolay.kanev@mail.ru

В современном строительстве, машиностроении и архитектуре широко применяются инженерные конструкции, называемые решетчатыми, ламельными или жалюзийными. Как правило, они состоят из одинаковых элементов – плоских или изогнутых пластин, расположенных эквидистантно. У таких конструкций может быть различный функционал: защита от света, направление потока воздуха, звукоизоляция. Сочетания последних двух свойств имеет важное прикладное значение при проектировании вентилируемых шумозащитных ограждений. В настоящей работе рассматриваются три подхода к оценке звукоизолирующей эффективности конструкций жалюзийного типа: аналитический, численный и экспериментальный.

Аналитическое решение может быть получено в рамках рассмотрения задачи дифракции звуковой волны периодической конструкции. Для упрощения рассматривается конструкция бесконечной длины (рис. 1), состоящая из экранов длиной L , находящихся на расстоянии d друг от друга. Наклон экранов задается углом α , направление падающей плоской волны – углом θ . В работах [1-3] найдены и проанализированы решения для некоторых частных случаев.

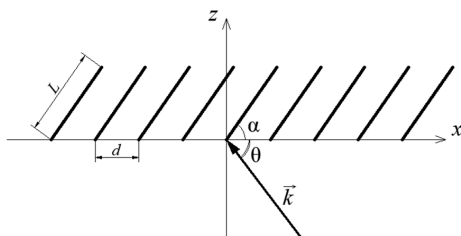


Рис. 1. Дифракция звуковой волны на периодической решетке экранов

Заметная звукоизоляция у решетки из жестких экранов проявляется только, когда их размер сопоставим с длиной звуковой

волны, а период значительно меньше длины волны. На низких частотах значительной звукоизоляции можно достичь, применив экраны с импедансной поверхностью, при этом наибольшую эффективность дает отрицательный реактивный импеданс [4].

Для численного моделирования предлагается следующая постановка [5]. В центре расчетной области прямоугольной формы располагается жалюзийная конструкция (рис. 2). На трех сторонах расчетной области применяется слабоотражающее граничное условие, на четвертой – нормальная скорость, что создает плоскую волну, нормально падающую на конструкцию. Звукоизоляция определяется как разность уровней звукового давления, усредненных по контрольным областям А и Б, расположенным перед и за решеткой соответственно.

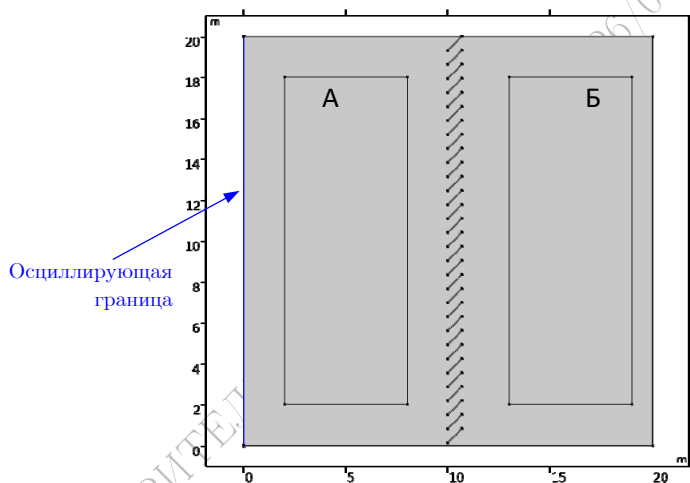


Рис. 2. Постановка численного эксперимента

Лабораторный эксперимент проводится в безэховой камере [6] на фрагменте жалюзийного ограждения размером 1×1 м (рис. 3). Для исключения бокового прохождения звука используется П-образная конструкция из сплошных панелей, каждая из которых также имеет размер 1×1 м. Ненаправленный источник звука размещается на расстоянии 2 м от экрана, уровень шума измеряется внутри П-образной конструкции в нескольких точках. Эффективность снижения шума определяется как разность усредненных значений уровней звукового давления по точкам измерений с ограждением и без него.

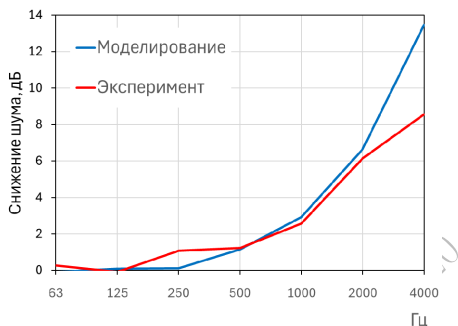
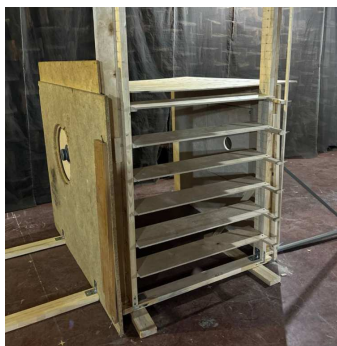


Рис. 3. Лабораторный стенд (слева) и измеренная звукоизоляция экрана в сравнении с моделированием (справа)

На рис. 3 приведены результаты моделирования и эксперимента по снижению шума жалюзийным экраном, составленным из жестких пластин размером 1×0.2 м, расположенных на расстоянии 0.2 м друг от друга и установленных под углом 60° к вертикали. В целом численные и экспериментальные результаты показали хорошее сходство. При этом существенное снижение шума наблюдается только на высоких частотах.

Литература

1. Шестопалов В.П., Литвиненко Л.Н., Масалов С.А., Сологуб В.Г. Дифракция волн на решетках. – Харьков: Изд-во Харьковского ун-та, 1973.
2. J.D. Achenbach, Z.L. Li. Reflection and transmission of scalar waves by a periodic array of screens. Wave Motion, v.8, 1986, pp. 225-234.
3. S.B. Naqvi, L.J. Ayton. Acoustic scattering by multi-layered gratings. J. Sound Vib., v.106, 2025, 119083.
4. N. Kanev. Diffraction of Sound Waves by a Periodic Array of Impedance Screens. Acoustics, v.8, 2026, 4.
5. Канев Н.Г., Долгер А.Р. Снижение шума экраном в виде решетки твердых пластин. Строительство и реконструкция, №4, 2025, с. 14-21.
6. Бикмухаметов Ф.Р., Канев Н.Г. Безэховая звукомерная камера НИИ строительной физики: актуальные акустические характеристики. NOISE Theory and Practice, Т. 12, 2026, с. 7-17.

НЕЛИНЕЙНЫЕ АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОТВЕРСТИЙ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ

В.В. Ершов, А.А. Кузнецов, О.Ю. Кустов, И.В. Храмцов

ФГАОУ ВО «ПНИПУ», Пермь, imgsh@pstu.ru

Звукопоглощающие конструкции авиационных двигателей работают на нелинейном режиме, который проявляется в зависимости импеданса от уровня звукового давления и параметров скользящего потока.

В данной работе рассматривалось определение акустических характеристик образца ЗПК на основе решения нестационарной газодинамической задачи распространения давления, изменяющегося по гармоническому закону внутри расчетной области, представляющей собой канал импедансной трубы с установленным в нем резонатором. В ходе расчета производились совместные измерения давления в точках, имитирующих микрофоны, и распределения давления и скорости непосредственно на поверхности образца модельного ЗПК. Полученные данные использовались для определения импеданса различными методами.

Продемонстрировано отличие акустических характеристик при использовании различных экспериментальных методов. Предложен трехмикрофонный метод определения импеданса, представляющий собой комбинацию существующих методов передаточной функции и in-situ.

Проведен анализ безразмерного акустического сопротивления и эквивалентной длины отверстий. Результаты, полученные для базового резонатора с круглым отверстием в тонкой лицевой пластине, хорошо совпадают с известными представлениями о поглощении звука данным объектом. В частности, наблюдается уменьшение присоединенной длины отверстия при значениях числа Струхала меньше 1. Для действительной части безразмерного импеданса отверстия наблюдаются три участка: линейный, переходный и развитый нелинейный участок.

ВЛИЯНИЕ СКОЛЬЗЯЩЕГО ПОТОКА В КАНАЛЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕЗОНАТОРА ГЕЛЬМГОЛЬЦА НА ЕГО СТЕНКЕ

А.И. Комкин, О.Ю. Матасова, А.И. Быков, М.А. Миронов

МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва, aik@bmstu.ru

С помощью численных расчетов были исследованы закономерности влияния геометрических параметров рассматриваемой системы резонатор Гельмгольца-канал на акустические характеристики резонатора и получены графические зависимости безразмерных сопротивления резонатора R' и присоединенной длины его горла l' от скорости скользящего потока, определяемой числом Маха M .

С увеличением скорости скользящего потока M сопротивление резонатора растет, а присоединенная длина его горла уменьшается. При этом в области малых скоростей скользящего потока имеет место линейная, но слабо выраженная зависимость сопротивления резонатора и присоединенной длины его горла от скорости скользящего потока; при больших скоростях потока такая зависимость становится значительной и приобретает нелинейный характер. Кроме того, чем меньше длина горла и чем больше его диаметр, тем при больших скоростях скользящий поток начинает оказывать существенное влияние на импеданс резонатора и в целом это влияние оказывается меньшим.

Были построены графические зависимости сопротивления резонатора и присоединенной длины его горла от безразмерной скорости $U^* = U/(\omega_0 \nu)^{1/2}$, где U – скорость скользящего потока; ω_0 – собственная частота резонатора Гельмгольца; ν – кинематическая вязкость среды. При использовании безразмерной скорости U^* полученные графические зависимости сливаются в одну кривую, которая в работе была аппроксимирована эмпирической формулой.

ПРИМЕНЕНИЕ ПОЛУАНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЗВУКОВЫХ ПОЛЕЙ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ КАНАЛЕ С ПЕРЕМЕННЫМ ИМПЕДАНСОМ СТЕНОК ПРИ НАЛИЧИИ ПОТОКА

Н.Н. Остриков, В.В. Башкатов

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский,

nikolay.ostrikov@tsagi.ru, bashkatov.vv@phystech.edu

Поскольку реальные каналы авиадвигателя имеют достаточно сложную геометрическую форму, то поиск оптимальных значений импеданса ЗПК, при которых достигается наибольшее снижение шума самолетов на местности, должен был бы осуществляться с помощью численных методов, позволяющих проводить расчет процесса распространения звука в неоднородных каналах с потоком при наличии импедансных стенок. Однако, с одной стороны, мощностей современных компьютеров не хватает для решения этих задач за приемлемое время, так как вентилятор двигателя генерирует в каналах на каждой практически значимой частоте тысячи распространяющихся звуковых мод [1]. С другой стороны, оптимальные значения импеданса стенок канала всегда реализуют некоторые физические эффекты, которые приводят к сильному затуханию некоторых звуковых мод. Например, это резонансный эффект слияния волновых чисел двух различных звуковых мод. Так как обычно численное моделирование процесса распространения звука в неоднородных каналах не производится в терминах звуковых мод, то наличие подобных эффектов сложно распознать из полученного в расчете звукового поля.

В работах [2,3] на основе развития метода поперечных сечений был разработан полуаналитический метод решения конвективного волнового уравнения для задач о распространении звука в цилиндрическом канале с однородным потоком для случая произвольной зависимости адмиттанса стенок канала от осевой координаты с граничным условием Ингарда-Майерса. В данном методе переменные функции, входящие в граничные условия, заменяются на соответствующие кусочно-постоянные функции, в результате чего процесс распространения звука в канале описыва-

ется в терминах эволюции местных амплитуд звуковых мод, проходящих и отраженных от последовательных разрывов адмиттанса и его производных.

В работе [2] был проведен анализ процедуры конечномерной свивки звуковых полей на одном разрыве импеданса стенок канала, и на основе сравнения с аналитическим решением, полученным методом Винера-Хопфа, был выбран способ, позволяющей находить звуковые поля, удовлетворяющее условию конечности энергии Мейкснера. Далее в работе [3] на основе многократного применения решения задачи о прохождении звука через один разрыв, была получена бесконечная система линейных уравнений относительно неизвестных местных амплитуд прошедших и отраженных мод. Для решения этой системы уравнений для произвольных исходных данных был развит итерационный метод прогонки. Главную сложность при алгоритмической реализации развитого метода составляет корректное решение характеристического уравнения относительно комплексных радиальных волновых чисел звуковых мод. В работе проведен анализ и предложен метод решения характеристического уравнения, позволяющий корректно решать задачу в целом.

На основе сравнения с численным решением задачи, полученным с помощью МКЭ, в работе [3] выполнена успешная верификация развитого метода. Тестирование метода продемонстрировало быструю сходимость метода прогонки (не более, чем за 10 итераций, а в среднем за 5 итераций), в результате чего его реализация оказывается существенно более быстрой, чем численных методов.

Основным преимуществом развитого полуаналитического метода, отличающего его от численных методов, является открывающаяся возможность анализа причин появления тех или иных особенностей звукового поля при его распространении в зоне неоднородности характеристик стенок канала.

В настоящей работе проводится анализ результатов параметрических расчетов прохождения звуковых мод через участки неоднородности импеданса стенок цилиндрического канала при наличии однородного потока.

Проведенный анализ позволяет выявить эффект локального экспоненциального усиления амплитуд некоторых звуковых мод в направлении их распространения в зонах сильной неоднородности

импеданса. Представлено объяснение этого эффекта и найдены аналитические критерии на переменные значения импеданса, при которых он может реализовываться.

Литература

1. В.Ф. Копьев, Н.Н. Остриков, М.А. Яковец, В.В. Башкатов. Проблемы применения численных методов для поиска оптимальных значений импеданса ЗПК с целью снижения шума самолетов на местности, Девятая российская конференция «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике», 26 сентября - 1 октября 2022, г. Светлогорск, Калининградская область.
2. Н.Н. Остриков, М.А. Яковец. О робастном методе учета влияния разрывов импеданса стенок на распространение звука в каналах с потоком. Десятая российская конференция, г. Светлогорск Калининградской области, 16 - 21 сентября 2024 г.: Сборник тезисов. – М.: ИПМ им. Келдыша РАН, 2024, С. 180–184.
3. Н.Н. Остриков, В.В. Башкатов. Полуаналитическая модель для описания процесса распространения звука в однородных каналах с потоком при наличии сильно неоднородного импеданса стенок на основе метода поперечных сечений. Тезисы докладов XXI научно-техническая конференция по аэроакустике (г. Суздаль, 21-26 сентября 2025 г), 2025, С. 123–126.

ТЗ.7 Другие задачи

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

РАЗВИТИЕ ФУНКЦИОНАЛА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА FLOWVISION ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

А.А. Аксенов¹, В.В. Богатырев², С.В. Жлуктов¹,
К.Э. Сорокин¹, А.В. Февральских¹

¹ООО «Тесис», г. Москва, sorokin@flowvision.ru

²ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, vladimir.bogatyrev@tsagi.ru

В Российской федерации сертификация транспортных самолётов для эксплуатации в условиях обледенения проводится в рамках требований обновленных «Норм летной годности самолетов транспортной категории» (Приложение «С», Приложение «О» НЛГ 25), которые гармонизированы с западными нормами 14CFR Part 25 и CS 25. Процедура сертификации для полётов в условиях обледенения предполагает испытания аэродинамической модели воздушного судна (ВС) в аэродинамических трубах и лётные испытания с имитаторами ледяных наростов.

По причине высокой стоимости и труднодоступности испытаний моделей ВС в климатических аэродинамических трубах, в рамках сертификационных мероприятий допускается определение форм и размеров ледяных отложений с опорой на результаты численного моделирования. Такие результаты нуждаются в подтверждении при полётах в естественных условиях обледенения. При этом в рамках численного моделирования обледенения необходимо рассматривать все режимы полета (взлет, набор высоты, крейсерский режим, режим ожидания, снижение и посадку), в том числе в условиях крупнокапельного обледенения (Приложение «О»). На сегодняшний день в РФ отсутствуют магистральные самолеты, сертифицированные по обновленным нормам для метеоусловий, предполагающих крупнокапельное обледенение.

Для расчётов обледенения самолётов в рамках процедуры сертификации ВС применима реализованная в программном комплексе (ПК) FlowVision [1] модель обледенения. Модель предполагает расчет изменения формы льда с использованием технологии Volume Of Fluid (Vof). Внешнее обтекание самолёта рассчитывается одновременно с изменением формы льда и с его прогревом. В отличие от подходов, реализованных в зарубежных ПК

(Fensap ICE, StarCCM+, Lewice), в ПК FlowVision применяется эйлерова расчётная сетка, которая учитывает изменение объема льда посредством модификаций геометрии ячеек сетки, в которых проходит контактная поверхность лед-воздух. Такой подход обеспечивает устойчивый расчет образования ледяных отложений произвольной формы.

Численный алгоритм модели обледенения в ПК FlowVision учитывает существенное различие временных масштабов физических процессов, сопровождающих обледенение поверхности ВС: двухфазного внешнего течения, течения водяной пленки, роста льда. Методика расчета обледенения предполагает возможность проведения расчетов сухого, влажного и смешанного режимов обледенения. В сухой зоне температура контактной поверхности определяется с учётом сублимации льда. Во влажной зоне учитывается течение водяной плёнки по поверхности льда, испарение и срыв плёнки воды с поверхности. Расчёт течения пленки по твёрдой поверхности во FlowVision проводится с учетом действия аэродинамических сил, силы тяжести и поверхностного натяжения.

Модель обледенения в последних версиях ПК FlowVision претерпела ряд модификаций, необходимых в том числе для возможности проведения расчетов в соответствии с условиями Приложения «О» НЛГ-25. В соответствии с требованиями Приложения «О» условия крупнокапельного обледенения должны учитывать присутствие в составе внешнего полидисперсного воздушно-капельного потока переохлаждённых капель воды диаметром до 500 мкм и более (до 40 мкм в Приложении «С»). К первостепенным особенностям крупнокапельного обледенения, наряду со значительным увеличением зоны улавливания капель, относится сложный процесс взаимодействия капель с поверхностью вследствие разбрызгивания и отскока капель при выпадении их в пленку либо на «сухую» поверхность льда или ВС. В таких условиях разбрызгиваемые капли имеют не только другой диаметр (обычно меньший, чем средний диаметр капель в рамках Приложения «О»), но и отличную от выпадающих капель температуру.

Во FlowVision для моделирования двухфазного течения воздуха и капель используется многоскоростная модель взаимопроникающих континуумов в приближении Эйлер-Эйлер. Необходимым функционалом многоскоростной модели в ПК FlowVision

для проведения расчетов обледенения в метеорологических условиях по Приложению «О» является учет распределения капель по размерам. Модель жидких капель во FlowVision обеспечивает возможность задания спектральных характеристик размерных семейств. А также возможность определить не только фракционный состав спектра размерных семейств, но и задать спектральное распределение температур и скоростей капель. Это необходимо, в том числе, для валидации результатов численного моделирования при расчетах обледенения профилей в климатических трубах, где тепловое и динамическое равновесие для капель в присутствии крупноразмерных фракций не может быть достигнуто.

Для учета процессов разбрызгивания крупных капель во FlowVision внедрены несколько расчетных моделей, основанных на известных публикациях [2]. Как правило такие модели представляют собой эмпирические корреляции, основанные на анализе экспериментальных данных. Последние, в свою очередь, не всегда охватывают весь необходимый для моделирования процессов обледенения ВС спектр внешних условий. Кроме того, имеющиеся корреляции предоставляют неполную информацию о параметрах вторичного капельного потока. Так, далеко не всегда по таким корреляциями возможно восстановить скоростное поле вторичного потока, а также в них практически отсутствует информация о распределении температур вторичных капель.

В связи с обозначенными выше недостатками имеющихся экспериментальных моделей, в рамках развития функционала обледенения во FlowVision проведено численное исследование процессов разбрызгивания крупных капель в соответствующем для задач сертификации ВС диапазоне метеоусловий посредством прямого численного моделирования. Для этого проведена серия прямых расчетов взаимодействия крупных капель с пленкой и с «сухой» поверхностью льда, поверхностью ВС методом VoF с добавлением воды в расчетную модель в качестве одной из сплошных фаз. По результатам анализа отделяющихся при столкновении исходной крупной капли с поверхностью фрагментов (анклавов) – их средних размеров, скоростей и температур – разработана новая численно-аналитическая модель разбрызгивания капель. Разработка модели потребовала, в том числе, реализации специальных методик автоматизированной постобработки

результатов расчетов движения отдельных анклавов внутри расчетной области задачи.

В работе представлены результаты валидационного тестирования реализованной во FlowVision модели обледенения в сравнении с экспериментальными данными и результатами расчётов в других ПК, опубликованными в открытой литературе. В частности, были проведены валидационные исследования, позволяющие оценить применимость известных экспериментальных корреляций для описания разбрызгивания/отскока крупных капель в свете решения задач полетного обледенения несущих поверхностей. Так для задачи об обтекании профиля NASA 23012 потоком, содержащим капли с $MVD=236$ мкм, при задании спектра размеров с 27 семействами и подходящей модели разбрызгивания получено хорошее соответствие экспериментальным данным [3] по коэффициенту захвата (рис. 1).

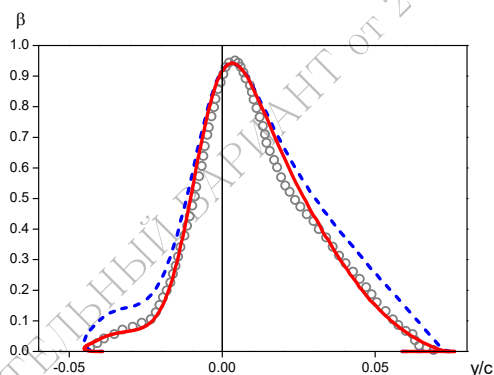


Рис. 1. Коэффициент захвата, полученный с использованием модели «Райт» [2] при $MVD=236$ мкм: --- — без разбрызгивания, — — с разбрызгиванием, $\circ\circ\circ$ — эксперимент [3]

Однако, неполное соответствие результирующих форм ледяных отложений с результатами эксперимента в условиях крупнокапельного обледенения поставило озвученный выше вопрос о необходимости разработки модели разбрызгивания, обеспечивающей получение корректных результатов в летных условиях. Также, одной из причин неудовлетворительных результатов моделирования крупнокапельного обледенения, предположительно, является отсутствие учета пониженных концентраций капель наиболее крупных размеров и, как следствие, дискретности их

соударения с поверхностью, что также требует дальнейшего совершенствования реализованных во FlowVision расчетных методик.

В работе представлены результаты кроссверификации и валидации методики прямого численного моделирования методом VoF, примененной при разработке численно-аналитической модели разбрызгивания крупных капель. Результирующие формы поверхности пленки и вторичных капель хорошо согласуются с представленными в литературе расчетными (рис. 2) и экспериментальными данными.

Также в работе представлены результаты апробации численно-аналитической модели разбрызгивания, разработанной коллективом авторов и реализованной в составе модели обледенения в ПК FlowVision, для расчетов обледенения крыловых профилей и несущих поверхностей ВС в условиях, соответствующих приложению «О».

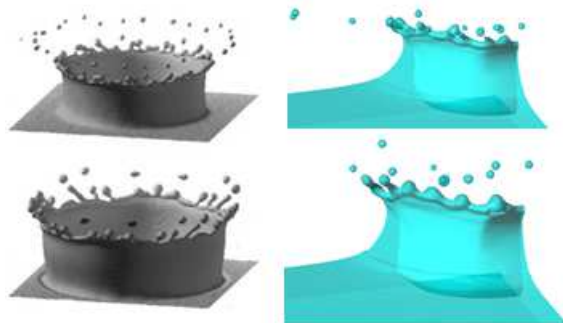


Рис. 2. формы поверхности водяной пленки и вторичных капель, $We=473$, в момент времени (обезразмеренного на скорость падения и диаметр капли) 2.0 (сверху) и 3.5 (снизу) после касания капли с поверхностью, полученные в расчете [4] (слева) и по результатам численного моделирования в ПК FlowVision (справа)

Литература

1. Aksenov A.A., Byvaltsev P.M., Zhluktoy S.V., Sorokin K.E., Babulin A.A., Shevyakov V.I. Numerical simulation of ice accretion on airplane surface. AIP Conference Proceedings, 2019, 2125, 030013.

2. William B. Wright., Mark G. Potapczuk, Laurie H. Levinson, Comparison of LEWICE and GlennICE in the SLD Regime, AIAA-2008-0439, 2008.
3. Papadakis M., Rachman A., Wong S.C., Yeong H.W., Hung K.E., Bidwell C.S. Water Impingement Experiments on a NACA 23012 Airfoil with Simulated Glaze Ice Shapes. AIAA Paper 2004-0565, 2004.
4. Rieber M., Frohn A., A numerical study on the mechanism of splashing, Int. J. Heat Fluid Flow, 1999, 20 (5), 455-461.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ПРИМЕНЕНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА FLOWVISION ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ШУМА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АВТОМОБИЛЯ

А.А. Аксёнов¹, Е.И. Адиллов², М.Н. Жестков¹, В.В. Ломакин²,
А.В. Радостин¹, М.Л. Сазонова¹, Д.С. Цепов²

¹ООО «ТЕСИС», Москва, info@tesis.com.ru

²АО «АВТОВАЗ», Тольятти, dmitriy.tsepov@vaz.ru

Инженерный центр АВТОВАЗа постепенно расширяет спектр задач численного моделирования, решаемых в процессе разработки новых автомобилей. В контексте стратегии технологического суверенитета для каждого свойства автомобиля, подлежащего цифровой валидации, проверяются возможности применения отечественного программного обеспечения. Новый акустический решатель программного комплекса FlowVision рассматривается как перспективный инструмент моделирования аэродинамического шума автомобиля.

Борьба с аэродинамическим шумом становится все более актуальной по мере снижения шума от силовой установки и шин. На потребительскую оценку автомобиля влияет не только общий уровень шума, но и индекс артикуляции, и наличие высокочастотных, тональных звуков, вызывающих раздражение при длительном воздействии.

При проектировании автомобиля важно иметь расчетный инструмент, обнаруживающий риски снижения потребительской оценки автомобиля. Целью настоящей работы являлся анализ возможностей акустического решателя ПК FlowVision. Рассмотрены две задачи численного моделирования шума от источников, обусловленных процессом нестационарного обтеканием различных элементов конструкции автомобиля. Использован гибридный подход: сначала выполнялся аэродинамический расчёт с накоплением акустических источников, которые далее применялись для проведения численного моделирования распространения звука.

В первой задаче смоделирован процесс формирования источника звука при обтекании наружного бокового зеркала заднего вида и дальнейшее распространение акустических колебаний в

диапазоне от 200 до 1000 Гц до точки размещения головы водителя. Акустическое давление, вычисленное на наружной поверхности стекла передней двери с учётом потерь при прохождении через твердую стенку, использовано в качестве граничного условия для расчёта распространения звука внутри салона. Сравнение численных результатов с экспериментальными данными показало, что ПК FlowVision может быть использован для оценки вклада звука, генерируемого при обтекании воздухом бокового зеркала, в общий уровень аэродинамического шума и индекс артикуляции. Моделирование распространения звука в расширенном до 10 кГц диапазоне частот является значительно более затратным с точки зрения вычислительных ресурсов, но позволяет рассчитывать акустические колебания, негативно сказывающиеся на субъективном восприятии. Предполагается, что в перспективе такая оценка может проводиться для наружных элементов автомобиля: зеркал заднего вида, антенн, щеток стеклоочистителей, декоративных элементов.

Во второй задаче выполнено численное моделирование распространения звука в салоне автомобиля от аэродинамического источника, возникающего при обтекании оконечности выпускного вентиляционного канала, расположенного на внешней поверхности кузова. Источником звука является поток воздуха из выходного отверстия канала на задней стойке крыши автомобиля, взаимодействующий с внешним потоком. В данной задаче расчет ближнего акустического поля был выполнен для единого объема, т.к. существует прямой воздушный путь передачи звука снаружи в салон автомобиля. Расчет снижения уровня шума за счет применения дефлектора на оконечности вентиляционного канала, выполненный в ПК FlowVision, согласуется с экспериментом, что подтверждает возможность использования программного комплекса для оценки вклада аэродинамических источников, находящихся в едином воздушном объеме с микрофоном. В дальнейшем таким же методом предполагается проведение акустических расчётов для элементов сдвижного люка на крыше и сопел системы вентиляции салона.

Акустическая модель в ПК FlowVision позволяет накапливать источник звука и выполнять расчет отдельно для выделенных энергоемких полос частот шума, что значительно снижает

объём требуемых вычислительных ресурсов при моделировании высокочастотной области спектра.

Описанная расчетная методология будет применена к отдельным серийным изделиям, для которых известна субъективная оценка и нет трудностей в получении экспериментальных данных. Это позволит выработать целевые значения расчетного уровня шума для деталей нового автомобиля на этапе цифрового проектирования.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНИМОСТИ ОТКРЫТОПОРИСТЫХ СТРУКТУР В МОДЕЛИ ТЕПЛООБМЕННОГО АППАРАТА И ЕЕ ВЛИЯНИЯ НА ПЕРЕМЕШИВАНИЕ ПОТОКОВ

Т.Ю. Балабина¹, Ю.Н. Дерюгин¹, А.А. Добров²,

Е.А. Кудряшов¹, Г.Н. Качалин¹,

М.А. Легчанов², А.Е. Хробостов²

¹ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», Саров Нижегородской обл.,

tybalabina@vniief.ru

²ФГБОУ ВО НГТУ им. Р.Е. Алексеева, Нижний Новгород,

dobrov@nntu.ru

Одним из важных составляющих устройств в организации газодинамического контура газового лазера с замкнутым циклом является теплообменник. Его основная задача обеспечить эффективное теплоотведение в процессе прокачки активной среды. Эффективность работы теплообменников напрямую зависит от площади охлаждающих поверхностей, с которыми контактирует активная среда в процессе движения. Для обеспечения большей площади контакта активной среды с охладителем может использоваться пористая вставка.

При проектировании перспективных теплообменных конструкций был выделен ряд задач, для которых получена подробная экспериментальная информация, что позволяет внести эти задачи в верификационные базы программ. Эти задачи относятся к исследованиям гидравлического сопротивления организованных контуров канала охлаждения и основного канала с пористой вставкой в теплообменном аппарате, а также эффективности теплоотдачи основного газового потока к охлаждающей жидкости.

Также в работе делается акцент на расчетно-экспериментальном исследовании распределения концентрации пассивной примеси в потоке воздуха в канале с пористой вставкой. Объектом исследования выступили две открытопористые структуры с разной пористостью, через которые подавались потоки воздуха и пропана. Результатом исследования стали картограммы поперечного сечения на разных расстояниях от пористой

вставки, а также эффективный коэффициент диффузии для каждого вида пористой вставки. Численные методики для данных постановок основываются как на RANS, так и вихреразрешающем подходах. Расчетные исследования были сделаны с помощью комплекса программ «ЛОГОС» [1]. Экспериментальные данные для расчетных методик были получены на аэродинамическом стенде ФТ-18 на базе НГТУ им. Р.Е. Алексеева [2].

Литература

1. Kozelkov, A., Kurkin, A., Kurulin, V., Plygunova, K., Krutyakova, O. Validation of the LOGOS Software Package Methods for the Numerical Simulation of Cavitation Flows. *Fluids* 2023, 8, 104. <https://doi.org/10.3390/fluids8030104>
2. Разработка и обоснование экспериментального стенда ФТ-18 для исследования процессов смешения в моделях различной геометрии – Ю.И. Аношкин, А.А. Добров, М.М. Кузьма и [и др.] // Труды НГТУ им. Р.Е. Алексеева. – 2019. - № 2 (125). – с. 94 – 104. – DOI 10.46960/1816-210X2019_2_94

МЕТОД ПЕРЕВАЛА НА ДИСПЕРСИОННОЙ ДИАГРАММЕ ВОЛНОВОДА, ОПИСЫВАЕМОГО С ПОМОЩЬЮ МАТРИЧНОГО УРАВНЕНИЯ КЛЕЙНА-ГОРДОНА-ФОКА

К.С. Князева, А.В. Шанин

*МГУ им. М.В. Ломоносова, Физический факультет, Москва,
knyazevaks05@gmail.com*

Как известно [1–3], при описании распространения импульса в линейном волноводе поле рассматривают как суперпозицию независимо распространяющихся монохроматических волн. Это приводит к представлению поля в виде интеграла по частоте ω .

Если в волноводе распространяются несколько мод, то поле представляется в виде двойного интеграла по частоте ω и волновому числу k , что позволяет учесть возможный обмен энергией между модами.

Точное вычисление таких интегралов возможно лишь в редких случаях. Для того, чтобы дать физическую интерпретацию наблюдаемому полю, необходимо оценить интеграл. Для оценки поля вдали от источника используют метод перевала [4], применимый благодаря наличию в подынтегральном выражении экспоненциального множителя.

Наиболее универсальной моделью линейного акустического однородного вдоль продольного направления волновода является матричное уравнение Клейна-Гордона-Фока (МУКГФ), которое может быть получено, например, в результате дискретизации сечения и применения волноводного метода конечных элементов (Waveguide Finite Element Method [5], Semi-analytical Finite Elements [6]). В [7, 8] показано, что распространение импульса в системе, описываемой с помощью МУКГФ, представляет собой интеграл вдоль пачки контуров, проведенных на комплексной дисперсионной диаграмме, т. е. множестве комплексных решений (ω, k) дисперсионного уравнения. Это множество является комплексным многообразием, погруженным в пространство комплексных ω и k .

Для интеграла на многообразии действует многомерная теорема Коши, благодаря чему метод перевала может быть обобщен на многомерный случай [9].

В данной работе метод, развитый в [9], применяется к волноводам, описываемым с помощью МУКГФ.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-22-00106, <https://rscf.ru/project/25-22-00106/>.

Литература

1. A. Sommerfeld. Über die fortpflanzung des liches in dispergierenden medien. Ann. Phys., v.349 (10), 1914, pp. 177–202.
2. L. Brillouin. Wave propagation and group velocity. — New York and London: Academic Press, 1960.
3. Л.А. Вайнштейн. Распространение импульсов. УФН, v.118 (2), 1976, p. 339.
4. М. В. Федорюк. Метод перевала. — М.: Наука, 1977.
5. S. Finnveden, M. Fraggstedt. Waveguide finite elements for curved structures. J. Sound Vib., v.312 (4-5), 2008, pp. 644-671.
6. T.V. Zharnikov, D.E. Syresin. Repulsion of dispersion curves of quasidipole modes of anisotropic waveguides studied by finite element method. J. Acoust. Soc. Am., v.137 (6), 2015, pp. 396-402.
7. A.V. Shanin, A.I. Korolkov, K.S. Kniazeva. Saddle point method for transient processes in waveguides. J. Theor. Comput. Acoust., v.30 (4), 2022, p. 2150018.
8. K.S. Kniazeva, Y.Saito, A.I. Korolkov и др. Saddle point method interpretation of transient processes in car tires. Supercomput. Front. Innov., v.10 (1), 2023, pp. 31-45.
9. F. Pham. Vanishing homologies and the n variable saddlepoint method. Proc. Symp. Pure Math., v.40, 1983, pp. 319-333.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НАКОПЛЕНИЯ ВОДОРОДА В МЕТАЛЛАХ

Г.Г. Лазарева

Российский университет дружбы народов, Москва, lazareva-gg@rudn.ru

Проблема водорода в металлах приобрела большое значение в связи с развитием атомной и водородной энергетики, созданием будущих термоядерных реакторов. Присутствие водорода в металле, образующегося в результате различных процессов, может приводить к изменению ряда физических свойств металлов. В задачах термоядерного материаловедения основная цель работы состоит в предотвращении накопления радиоактивного трития. Для этого проводятся эксперименты по насыщению металлов изотопами водорода. Подробное моделирование поможет разобраться в механизмах разрушения материала и позволит разработать методы их подавления. Известны результаты натурного и численного моделирования для гидридов металлов. В работах по изучению применимых для термоядерных обращённых к плазме конструкций рассматриваются металлы, которые не поглощают водород, а значит не образуют гидридов. При инжектировании водорода из горячей плазмы происходит проникновение водорода в металл на большую глубину за счёт высокой энергии иона. Для освобождения водорода из металла традиционно используется прогрев до высоких температур, но возможны и другие подходы.

В экспериментах на существующей установке ГИМП-1 [1] (геликонный источник для материаловедческих приложений) образцы подвергались воздействию плазменного потока в широких пределах с длительностью плазменного импульса до 20 с. Распределение плотности мощности нагрева по поверхности измеряли с помощью ИК термографии. Дополнительно образец может нагреваться лазером с плотностью мощности до $0.5 \cdot 10^9$ Вт/м² для воспроизведения тепловой нагрузки. Планируется модернизация установки с переходом в стационарный режим работы (> 1000 с). Помимо нагрева мишени планируется также система охлаждения для контроля температурного режима облучения и обеспечения необходимого температурного градиента. Данная работа направлена на численное моделирование процессов, предполагаемых в будущих экспериментах.

Представлена математическая модель диффузии водорода в вольфрамовой пластинке под воздействием нагрева [2]. Модель разработана для случая, когда плотность вакансий много больше, чем концентрация запертого водорода. Предложен алгоритм

численной реализации разномасштабных процессов. Получено динамическое условие для концентрации водорода на поверхности как результат изменения плотности потоков адсорбции и хемосорбции, процессов диссоциации молекул на атомы и растворения. Получена зависимость от температуры для концентрации водорода на поверхности. Расчёты показали, что время натурального эксперимента может быть оценено с учётом соотношения энергии активации скоростей реакций перехода между подвижным и запертым водородом. Анализ результатов позволяет разработать сценарий планируемых экспериментов на установке ГИМП-1 (ИЯФ СО РАН).

В докладе представлены модели распределения тока в образце вольфрама и испаряемом веществе с учётом магнитного поля при нагреве поверхности электронным пучком. Предложенная математическая модель является инструментом неразрушающих систем диагностики подповерхностных повреждений различных изделий путём анализа реакции на быстрый нагрев. Модель основана на решении уравнений электродинамики и двухфазной задачи Стефана для расчёта температуры в области образца в цилиндрической системе координат. Параметры модели взяты из экспериментов на стенде Beam of Electrons for materials Test Applications (BETA), ИЯФ СО РАН [3]. Чтобы ограничить область растекания токов в математическую модель был добавлен учёт влияния магнитного поля на кинетику электронов [4]. В результате проводимость и термоэдс принимают вид тензора в области, заполненной парами испаряемого металла. Введён новый безразмерный параметр – отношение времени между столкновениями к периоду обращения по ларморовской орбите. Коэффициенты получены из обобщённого закона Ома для плазмы, полученного из аналитического решения кинетического уравнения Больцмана на распределение электронов в релаксационном приближении с учётом магнитного поля. Использование коэффициентов в новой форме позволит детальнее описать распределение токов в расплаве, так как плотность плазмы быстро падает по радиусу и ток для области вне радиуса в плазме будет подавлен. Точное значение амплитуды тока может быть получено в результате расчета регуляризованного уравнения эллиптического типа с разрывными коэффициентами. Результаты моделирования требуются для анализа данных, получаемых на экспериментальном стенде.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 25-11-00154).

Литература

1. Shoshin A. A. et al. Review of Works on Plasma-Surface Interaction at the Budker Institute. Physics of Atomic Nuclei. – 2024. – Т. 87. – №. Suppl 1. – С. S70-S79 Kuzmin E. I., Shikhovtsev I. V. High-density helicon plasma source for linear plasma generators. Plasma Physics Reports. – 2021. – Т. 47. – №. 6. – С. 526-535.
2. G. G. Lazareva, V. A. Popov, E. N. Yakunina, A. A. Kasatov, D. Cherepanov, and E. I. Kuzmin. Mathematical modeling of hydrogen diffusion in tungsten under model irradiation at the designed HIMP-2 facility. Lobachevskii Journal of Mathematics (2026).
3. L. Vyacheslavov, A. Arakcheev, A. Burdakov, I. Kandaurov, A. Kasatov, V. Kurkuchekov, K. Mekler, V. Popov, A. Shoshin, D. Skovorodin, Y. Trunev, and A. Vasilyev. Novel electron beam based test facility for observation of dynamics of tungsten erosion under intense ELM-like heat loads. AIP Conference Proceedings 1771, 060004 (2016).
4. Г. Г. Лазарева, В. А. Попов, Е. Н. Якунина, “Математическое моделирование эффекта подавления термотоксов вне зоны расплава материала дивертора термоядерного реактора”, Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 66:2 (2026), 289–296 (2026).

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗЛЕТА ДВУХ ТЕЛ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ С УЧЕТОМ ГИСТЕРЕЗИСА

Ф.А. Максимов¹, П.А. Пономарева^{1,2}

¹НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва,

f_a_maximov@mail.ru

²Механико-математический факультет МГУ имени

М.В. Ломоносова, Москва, *polashka34538@mail.ru*

Рассматривается система из двух тел, одно из которых расположено в следе другого. Из экспериментов известно, что при сверхзвуковом обтекании такой системы в зависимости от расстояния между телами реализуется одна из двух схем течения: при малом расстоянии — отрывная схема, когда поток отрывается от переднего тела и присоединяется к заднему; при большем расстоянии — за передним телом образуется донная отрывная зона, а перед задним телом возникает собственный головной скачок уплотнения. Для корректного расчёта динамики разлёта двух тел необходима оценка аэродинамического сопротивления каждого из тел.

Переход от одной схемы течения к другой приводит к резкому изменению картины обтекания и значительно влияет на аэродинамическое сопротивление каждого из тел и системы тел в целом. Критическое расстояние, при котором происходит перестройка схемы течения, зависит не только от параметров задачи (геометрии, параметров потока), но и от направления изменения расстояния между телами — от движения с увеличением или уменьшением расстояния между телами.

В данной работе выполнены расчеты осесимметричного обтекания пары сфер разного диаметра при изменении расстояния между ними. При проведении расчетов с изменением расстояния между телами в качестве начальных данных использовалось решение, полученное ранее с близким значением расстояния, что фактически определяло первоначальную схему обтекания. Заданная схема обтекания в процессе установления могла либо сохраниться, либо разрушиться с образованием другой схемы обтекания. В последнем случае определяется критическое значение расстояния, при котором происходит

перестройка схемы обтекания. Проведение расчетов с увеличением, а затем с уменьшением расстояния между телами позволяет определить область гистерезиса, когда характеристики имеют неоднозначное значение.

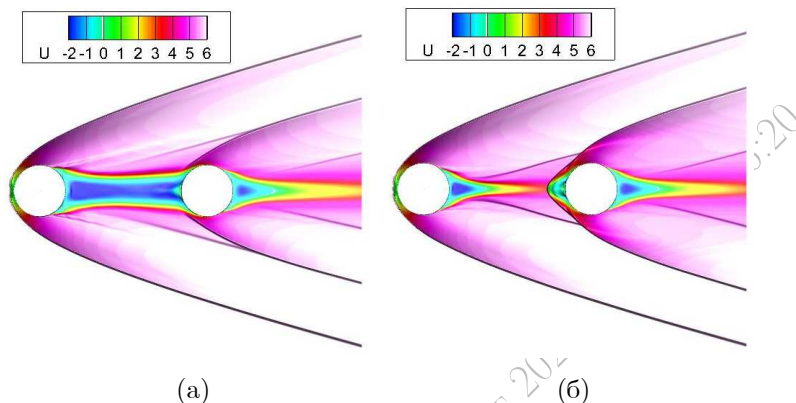


Рис. 1. Течение с отрывной зоной (а) и без отрывной зоны (б) между телами, расположенными на расстоянии $x = 3.75$

На примере обтекания двух сфер, расположенных вдоль потока, показана возможность построения методами вычислительной аэродинамики двух различных схем обтекания при одних значениях параметров — то есть выявлена область гистерезиса. Для её обнаружения проделаны расчёты с постепенным изменением расстояния между телами сначала в сторону увеличения, затем в сторону уменьшения. Такая методика особенно важна, когда решение в достаточно близких условиях может иметь качественно разную структуру течения, что необходимо учитывать при численном моделировании, особенно если в качестве начального приближения используются условия в набегающем потоке.

Представлена модель относительного движения двух тел, учитывающая гистерезис аэродинамических коэффициентов. В рамках модели тело, движущееся в следе, может совершать колебания относительно переднего тела. Показано, что наличие гистерезиса (разные значения сопротивления при сближении и разлёте) приводит к росту амплитуды этих колебаний.

Исследование выполнено в рамках государственного задания МГУ имени М.В. Ломоносова.

РАЗВИТИЕ МОДЕЛЕЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ В CADFLO

А.Н. Павлов

ИТ-холдинг Т1, Москва, Россия, apavlov@t1.ru

Опция «Обледенение» в CADFlo позволяет моделировать образование льда при движении тел в атмосфере в условиях, когда во влажном воздухе содержатся переохлажденные капли воды. Отличительными особенностями реализации опции «Обледенения» в CADFlo являются: (а) сопряженное (совместное) решение задач теплообмена и фазового перехода в пленке на поверхности тела, в набегающем потоке воздуха и в обтекаемом теле со всей его сложной внутренней структурой, (б) возможность многократного (десятки и сотни раз), робастного, быстрого, консервативного, без ограничений на толщину и форму льда, захвата льда как 3D тела.

Для расширения возможностей решения актуальных инженерных задач, в CADFlo добавлены следующие новые модели.

1) Реализована модель, позволяющая более корректно моделировать процессы обледенения при движении в среде с крупными переохлажденными каплями ($d > 40$ мкм).

2) Реализована возможность расчета обледенения вращающихся тел.

3) Реализован учет частичного плавления образовавшегося льда в результате периодического включения-выключения противо-обледенительных систем (ПОС).

4) Показана возможность моделирования образования инея при конденсации воды на холодных поверхностях в потоке влажного воздуха.

Модель выпадения крупных переохлажденных капель. К крупным каплям относятся капли с диаметром больше 40 мкм. Актуальные для расчетов размеры капель достигают до 2000 мкм и больше.

При движении в потоке газа крупные капли проявляют особенности: деформируются, сливаются, дробятся. При взаимодействии с поверхностью, в зависимости от ряда условий, капли могут прилипать, полностью отскакивать, частично отскакивать и при этом дробиться.

Для расчета обледенения наиболее важно учесть характер взаимодействия капль с поверхностью. Для этого в CADClo использована “splashing” модель LEWICE [1]:

$$m_{loss}/m_{imp} = 0.7(1 - \sin \theta) \big(1 - \exp(-0.0092026(K_L - 200)) \big),$$

$$K_L = \sqrt{K} \Lambda^{-3/8} / (\sin \theta)^{5/4}, \; \Lambda = 1.5(LWC / \rho_d)^{1/3},$$

$$K = Oh^{-1/4} We^{5/8}, We = \rho_d d_d V_r^2 / \sigma_d, Oh = \mu_d / \sqrt{d \rho_d \sigma_d}.$$

Здесь θ – угол между поверхностью и вектором падения частиц, σ – коэффициент поверхностного натяжения, We, Oh – числа Вебера и Онезорге, K – параметр Мундо.

Данная модель при больших каплях ведет к уменьшению массы выпавшего льда на 20-30%. Для малых капль ($d < 20 \mu\text{м}$) влияние модели незначительно.

На рис. 1 приведен расчет обледенения с 5-ю захватами льда профиля NACA0012 и данные эксперимента [2]. Время обледенения 816 с. Модель дает уменьшение массы льда на 22%.

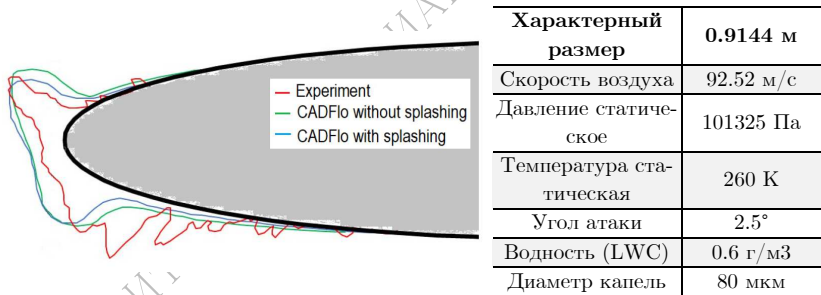


Рис.1. Влияние модели LEWICE [1] на форму и массу льда.

Следующий пример более детально показывает влияние модели LEWICE [1] на выпадение капль на поверхность профиля в зависимости от размера капль, $d = 11.5, 21, 79, 92, 137 \mu\text{м}$. На рис. 2 приведены расчеты коэффициента захвата капль без использования модели LEWICE и с ее использованием.

Характерный размер	0.9144 м	Температура статическая	260 К
Скорость воздуха	78.68 м/с	Угол атаки	0°
Давление статическое	101325 Па	Водность (LWC)	1 г/м3

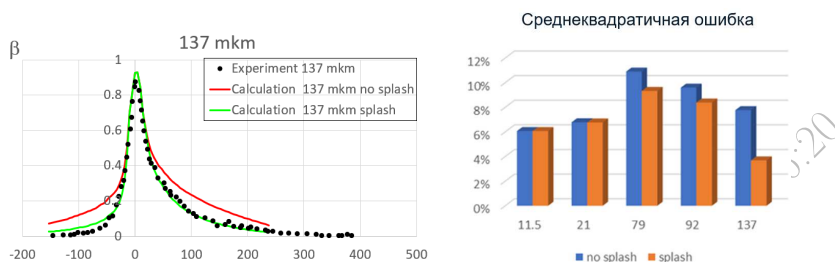


Рис.2. Распределения коэффициента захвата по профилю. Сравнение с экспериментом [3] для разных размеров капель

Расчет обледенения вращающихся тел. В CADFlo добавлена возможность расчета обледенения во вращающейся системе координат. На рис. 3 приведен расчет обледенения кока с учетом влияния вращения и выдува воздуха из отверстий на захват капель и форму льда.

Модель	Nosecone	Температура статическая	265 К
Скорость воздуха	100 м/с	Угол атаки	0°
Давление статическое	101325 Па	Водность (LWC)	1 г/м3
Скорость вращения	144.4 рад/сек	Диаметр капель	20 мкм

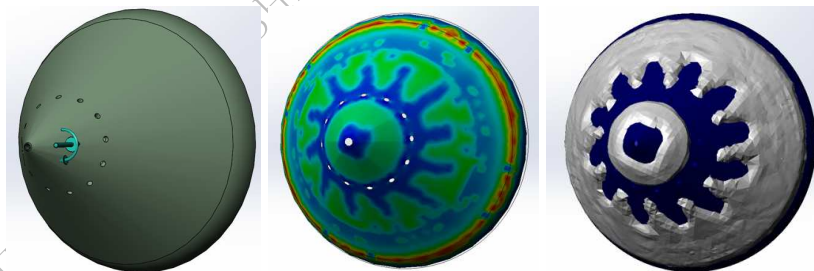


Рис. 3. Модель. Касательные напряжения. Образовавшийся лед

Учет плавления льда при периодическом ПОС. Ниже демонстрируется возможность расчета обледенения с учетом плавления уже образовавшегося льда при периодическом включении/выключении теплового источника. Считается, что вода,

образовавшаяся в результате плавления льда, уносится потоком воздуха (без вторичного выпадения на обтекаемое тело).

Хорда	1.49 м	Температура статическая	262.15 К
Скорость воздуха	142.8 м/с	Угол атаки	0°
Давление статическое	44 076 Па	Водность (LWC)	0.5 г/м3
Время обледенения	3600 сек	Диаметр капель	40 мкм
Число захватов льда	48 (каждые 75 сек)	Тепловой источник	1e7 Вт/м3

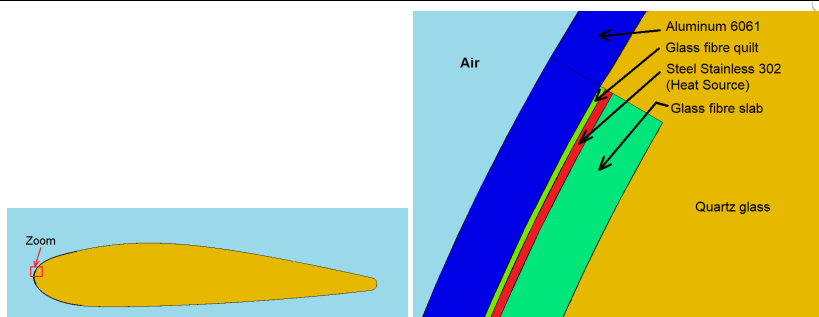


Рис. 4. Модель и параметры задачи

Формы льда приведены на последовательные моменты времени, по рядам, слева направо:

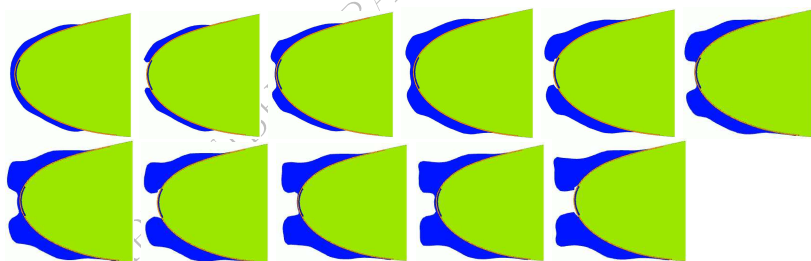


Рис. 5. Влияние периодической ПОС на форму льда

Расчет образования инея. В рамках реализации опции «Обледенение» возможно моделировать образование инея при конденсации воды из влажного воздуха. Требуется учесть, что возникающий иней является пористым телом, и его свойства существенно отличаются от свойств льда. Для моделирования свойств инея, плотности, теплопроводности и теплоемкости, привлекаются полуэмпирические модели.

В коробе сечением 0.1×0.1 м находятся алюминиевые пластины с температурой -1°C. Влажный воздух (80%) с температурой

28°C втекает в короб со скоростью 1 м/с. В течение несколько часов на пластинах образуется иней:

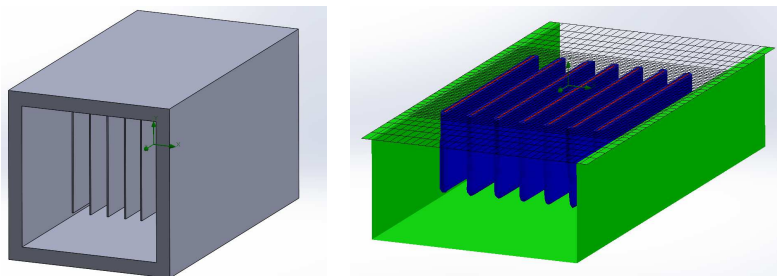


Рис. 6. Модель и расчет образования инея.

Автор представляет результаты работы команды разработчиков компании «Т1 Интеграция» и выражает благодарность за большой вклад Г.Думнову, А.Муслаеву, Т.Павловой, П.Машенькину, И.Дергунову, М.Алексееву, А.Смирнову, Е.Одинцову, В.Вершкову и А.Юганову.

Литература

1. W. Wright, M. Potapczuk, L. Levinson, (2008). Comparison of LEWICE and GlennICE in the SLD regime. AIAA 2008-0439.
2. R.D. Miller, M.G. Potapczuk, T.G. Langhals, (2005). Preliminary Investigation of Ice Shape Sensitivity to Parameter Variations, NASA/TM-2005-213562 (AIAA Paper 2005-0073).
3. M. Papadakis, K. E Hung, G.T. Vu, H.W. Yeong, C.S. Bidwell, M.D. Breer, and T.J. Bencic. Experimental investigation of water droplet impingement on airfoils, finite wings, and an s-duct engine inlet. 2002.

КОМПЛЕКСНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И УЛУЧШЕНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ГАЗООБМЕНА ТРАНСПОРТНО СРЕДСТВ С УЧЕТОМ АЭРОАКУСТИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ

Р.И. Рахматов

*ФГАОУ ВО «Московский политехнический университет», Москва,
rahmatov_ri@mail.ru*

Снижение шума системы газообмена (СГ) автотранспортного средства (АТС) при преобладании турбулентной составляющей потока рабочего тела требует учёта аэроакустических источников, поскольку классический расчёт потерь передачи без учёта потока не отражает вклад турбулентного шума в общий уровень звукового давления. Система газообмена объединяет систему выпуска отработавших газов (СВОГ), систему впуска воздуха (СВ) и турбокомпрессор двигателя внутреннего сгорания (ДВС). Наряду с газообменом источниками шума современного АТС с гибридной силовой установкой являются тяговая электромашина, гидроусилитель рулевого управления и трансмиссия [1–3].

Из прямого, гибридного и полуэмпирического методов вычислительной аэроакустики (Computational Aeroacoustics, САА) для инженерных задач наименее требователен к вычислительным ресурсам и наиболее полно учитывает акустические эффекты гибридный метод, сочетающий раздельный расчёт гидродинамического поля и последующий расчёт акустического излучения [4]. Для расчёта аэроакустического шума системы газообмена выбран гибридный метод с аналогией Мёринга, плотность источников по которой определяется через поля скорости и завихрённости турбулентного потока по результатам CFD-расчёта.

$$q_M(x, \omega) = -\frac{\partial}{\partial x} \left(\rho u_i \frac{Du_i}{Dt} \right) + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} (\rho u_i u_j - \tau_{ij}), \quad (1)$$

где $q_M(x, \omega)$ – плотность аэроакустических источников в точке x , Вт/м³, u_i – компоненты скорости турбулентного потока, м/с, τ_{ij} – тензор вязких напряжений, Па, ρ – плотность газа, кг/м³.

Вклад турбулентных источников выделен как самостоятельное слагаемое в модели акустической мощности тракта, что на

практике реализовано последовательным сопоставлением потерь передачи в классической постановке, потерь передачи с учётом термодинамических характеристик потока и потерь передачи с учётом потока и аэроакустических источников.

$$W_i^{\text{газ}}(\omega) = W_{\text{акуст}}(\omega) + W_{\text{газодин}}(\omega) + W_{\text{АА}}(\omega), \quad (2)$$

где $W_i^{\text{газ}}(\omega)$ – суммарная акустическая мощность источника СТ, Вт, $W_{\text{акуст}}(\omega)$ – мощность через пассивные элементы тракта без учёта потока, определяемая методом конечных элементов, $W_{\text{газодин}}(\omega)$ – поправка от влияния потока по числу Маха, температуре и давлению по результатам CFD-расчёта, $W_{\text{АА}}(\omega)$ – мощность турбулентных аэроакустических источников тракта по аналогии Мёринга.

Расчёт плотности источников шума по аналогии Мёринга выявил три зоны локализации источников в канале перепускного клапана (рис. 1). Параметрическая оптимизация геометрии канала выполнена алгоритмом SHERPA по 180 вариантам с использованием параметрической акустической конечно-элементной сетки [5], наилучшая конструкция получена при параметрах $R_{\text{out}} = 5.44$ мм, $\Delta D = 0.1$ мм, $R_{\text{in}} = 0.1$ мм.

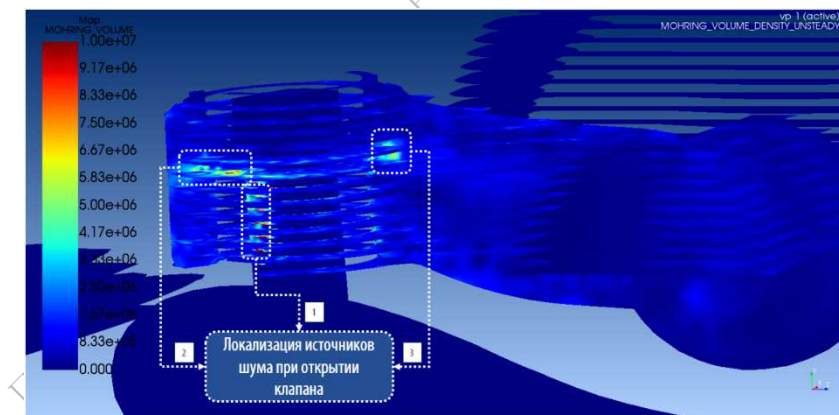


Рис. 1. Плотность источников шума по аналогии Мёринга в канале перепускного клапана турбокомпрессора, три зоны локализации источников

Оптимизированная конструкция снижает звуковое давление до 17 дБ на отдельных частотах, интегральный уровень снижается со 108.9 до 103.5 дБ. Экспериментальная проверка на моторном

стенде и на АТС при разгоне на третьей передаче методом акустических измерений, сопоставимым с практикой стендовой валидации других источников шума АТС [6], подтверждает снижение шума на 5 дБА в диапазоне 200–2000 Гц, где формируется максимум звукового давления при открытии клапана.

Конечно-элементная модель внутреннего объёма серийного глушителя, 804459 узлов и 560503 тетраэдральных элементов второго порядка, рассчитана в программном комплексе Actran. Акустическое моделирование резонансных камерных полостей развивается также для других звукопоглощающих элементов АТС [7, 8]. Газодинамические граничные условия получены в Star CCM+, расход отработавших газов 0.24 кг/с, температура потока 900 К на входе, атмосферные условия при 300 К на внешней границе.

Сопоставление потерь передачи в классической постановке, с термодинамическими характеристиками потока и с учётом аэроакустических источников показывает, что термодинамические характеристики потока с аэроакустическими источниками существенно изменяют функцию потерь передачи вплоть до отрицательных значений, что указывает на преобладание внутреннего источника шума над звукоизоляцией тракта на отдельных частотах.

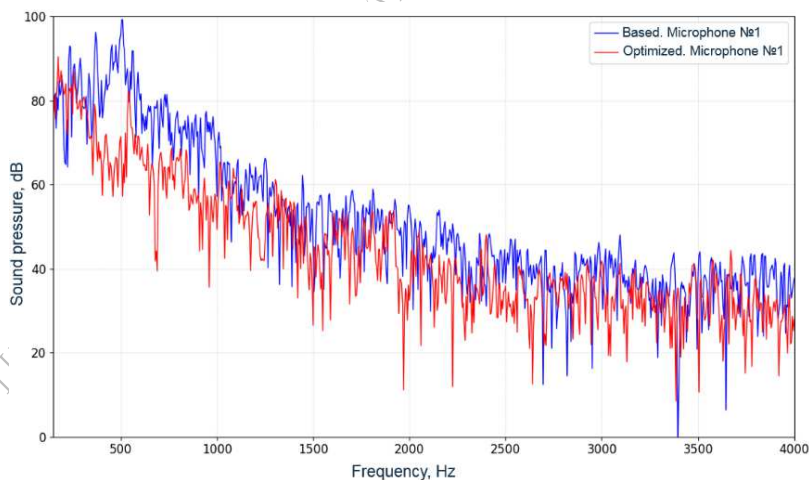


Рис. 2. Спектры звукового давления от аэроакустических источников серийной и оптимизированной конструкций глушителя, микрофон №1

Оптимизированная конструкция глушителя, 810992 узла и 570792 элемента, снижает общий уровень звукового давления от аэроакустических источников со 115.4 до 105.8 дБ (рис. 2). Максимумы звукового давления снижаются с 99.0 дБ на 500 Гц, 96.2 дБ на 370 Гц и 92.9 дБ на 235 Гц у серийной конструкции до 90.4 дБ на 175 Гц, 87.1 дБ на 255 Гц и 82.3 дБ на 540 Гц у оптимизированной.

Экспериментальная проверка на динамометрической дорожке при 5500 об/мин коленчатого вала на нейтральной передаче, микрофон на расстоянии 150 мм от среза выпускной трубы под углом 45°, подтверждает снижение шума от аэроакустических источников на 10 дБ.

Для снижения тонального шума системы впуска воздуха взамен соединительной трубы воздухоподводящего рукава разработан трёхкамерный резонатор. Резонаторные и метаматериальные технические решения на основе принципа Гельмгольца активно развиваются в качестве средства снижения низкочастотного и тонального шума автомобильных систем [9, 10, 11].

Сочетание газодинамического расчёта, гибридного аэроакустического расчёта по аналогии Мёринга и параметрической оптимизации обеспечивает выявление и целенаправленное снижение шума аэроакустических источников системы газообмена АТС, подтверждённое экспериментальной проверкой на моторном и динамометрическом стендах и на АТС.

Литература

1. Nguyen T. Q. [et al.] Noise in Electric Motors: A Comprehensive Review // *Energies*. – 2023. – Vol. 16, № 14. – Art. 5311. – DOI 10.3390/en16145311.
2. Wróbel J., Pietrusiak D., Fiebig W. [et al.] Automotive Electric Power Steering Systems NVH Performance Investigations // *International Journal of Automotive Technology*. – 2022. – Vol. 23, № 5. – P. 1153–1161. – DOI 10.1007/s12239-022-0101-3.
3. Cunrui Shi, Chihua Lu. A refined torsional-lateral-longitude coupled vehicular driveline model for driveline boom problems // *Applied Mathematical Modelling*. – 2021. – Vol. 90. – P. 1009–1034.

4. Herrmann M., Kralicek J., Stein W., Gauterin F. Describing Road Booming Noise with a Hybrid Simulation Model Using a Time Segmentation of the Excitation Load Approach // *Vehicles*. – 2021. – Vol. 3. – P. 469–479. – DOI 10.3390/vehicles3030028.
5. Muhammad Abdullah S., Jain D. Development of Parametric Acoustic Air FEA Mesh for Tire Noise Performance Calculations // *SAE International Journal of Advances and Current Practices in Mobility*. – 2022. – Vol. 4, № 3. – P. 901–910. – DOI 10.4271/2021-26-0342.
6. Besset S., Lenoir D., Sinou J.-J. Brake Squeal Investigations Based on Acoustic Measurements Performed on the FIVE@ECL Experimental Test Bench // *Applied Sciences*. – 2023. – Vol. 13, № 22. – Art. 12246. – DOI 10.3390/app132212246.
7. Duan H., Yang F., Shen X. [et al.] Acoustic Metamaterials for Low-Frequency Noise Reduction Based on Parallel Connection of Multiple Spiral Chambers // *Materials*. – 2022. – Vol. 15, № 11. – Art. 3882. – DOI 10.3390/ma15113882.
8. Wan C., Zheng C.-J., Bi C.-X., Zhang Y.-B. An approach for assessing the effects of porous materials on controlling the tire cavity resonance noise // *Engineering Analysis with Boundary Elements*. – 2022. – Vol. 143. – P. 418–427. – DOI 10.1016/j.enganabound.2022.06.016.
9. Zhang Y., Wu C., Li N., Liu T., Wang L., Huang Y. Ventilated Low-Frequency Sound Absorber Based on Helmholtz Acoustic Metamaterial // *Physics Letters A*. – 2024. – Vol. 523. – Art. 129779. – DOI 10.1016/j.physleta.2024.129779.
10. Meng D., Li L., Wu Z. Helmholtz Resonator-Based Acoustic Metamaterials Enabling Broadband Asymmetric Sound Absorption and Ventilation // *Journal of Low Frequency Noise, Vibration and Active Control*. – 2023. – Vol. 42, № 3. – P. 1242–1250. – DOI 10.1177/14613484231158191.
11. Chen J. S., Chung Y. T., Wang C. Y. [et al.] Ultrathin Arch-Like Labyrinthine Acoustic Metasurface for Low-Frequency Sound Absorption // *Applied Acoustics*. – 2023. – Vol. 202. – Art. 109142. – DOI 10.1016/j.apacoust.2022.109142.

НЕСТАЦИОНАРНЫЕ ВОЛНОВЫЕ ЯВЛЕНИЯ И ГЕОМЕТРИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ТРЕХМЕРНЫХ ИНТЕГРАЛОВ ФУРЬЕ

А.В. Шанин, А.Ю. Лаптев, О.И. Макаров

МГУ им. М.В. Ломоносова, Физический факультет, Москва,
a.v.shanin@gmail.com

Рассматриваются три физические задачи: а) классическая задача Кельвина о формировании кильватерного следа за кораблем, движущимся с постоянной скоростью; б) задача об излучении волны точечным источником, движущимся с постоянной скоростью над гофрированной поверхностью; в) задача об излучении волн источником, движущимся с постоянной скоростью в пространстве, свойства которого меняются в пространстве периодически вдоль одной из координат. Все три задачи предполагают построение нестационарного волнового поля, зависящего от двух пространственных координат и времени.

Во всех трех задачах нетрудно построить формальное представление волнового поля в виде трехмерного интеграла Фурье:

$$u(x_1, x_2, t) = \iint_{\mathbb{R}^2} \int_{\mathbb{R}+i\epsilon} F(k_1, k_2, \omega) e^{i(k_1 x_1 + k_2 x_2 - \omega t)} d\omega dk_1 dk_2,$$

где F — известная трансформанта. Наиболее сложной частью анализа является построение асимптотики данного интеграла (например, при больших значениях координат).

Для построения асимптотик интегралов используется метод перевала в изложении Пуанкаре [1]. Многомерная версия этого метода была предложена в работе [2]. Теоретические основы метода достаточно сложны (используется деформация объема интегрирования в шестимерном пространстве), но применять метод на практике относительно легко. Исследуются особенности (сингулярности) трансформанты при действительных (k_1, k_2, ω) . Особенности представляют собой объединения поверхностей в трехмерном пространстве. Ищутся стационарные точки экспоненциального множителя на одиночных поверхностях, стационарные точки на пересечении двух поверхностей, точки пересечения трех поверхностей, а также конические точки. Все такие точки классифицируются как *особые точки* трансформанты. При выполнении дополнительных условий видимости особые точки порождают члены в асимптотиках, которые могут быть интерпретированы как компоненты волновых процес-

сов. Таким образом, геометрия особенностей трансформанты служит основой для выявления структуры волнового процесса.

В докладе показано, как данная схема применяется к трем обозначенным задачам. Строится физическая интерпретация вкладов, соответствующих особым точкам.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-22-00106, <https://rscf.ru/project/25-22-00106/>.

Литература

1. H. Poincare. Sur la diffraction des ondes électriques: à propos d'un article de M. Macdonald. Proc. Roy. Soc. Lond. 1904. v.72 (47–486), 1904, pp. 42–52.
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. 2021, 477 (2253): 20210530.

Т4 Фундаментальные проблемы акустики, аэроакустики, аэродинамики

МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНВЕКЦИИ В АТМОСФЕРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ОСНОВЕ КВАЗИГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УРАВНЕНИЙ

Т.Г. Елизарова¹, И.А. Широков²

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

² МГУ им. М.В. Ломоносова, ф-т ВМК, Москва, ivanshirokov@inbox.ru

Исследования конвективных процессов в атмосферном пограничном слое проводятся как экспериментально (натурные и лабораторные измерения), так и путем моделирования на основе, в частности, метода крупных вихрей (LES) и осреднения уравнений Навье–Стокса по Рейнольдсу (RANS) [1, 2] с использованием различных моделей турбулентной вязкости. Квазигазодинамический (КГД) алгоритм, основанный на регуляризованных уравнениях Навье–Стокса, может являться альтернативой традиционным методам моделирования атмосферной конвекции. Он позволяет проводить расчеты турбулентных процессов в свободном течении, обеспечивая механизм подсеточной диссипации путем осреднения неразрешаемых на сетке особенностей течения.

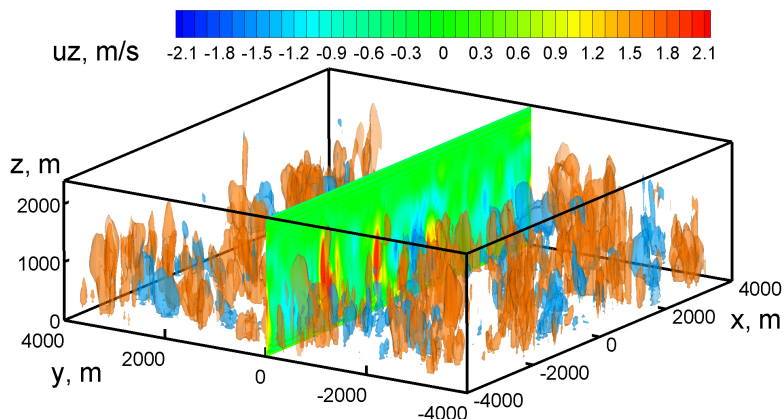


Рис. 1. Уровни u_z в сечении $y = 0$ и поверхности уровня u_z при -1.4 m/s и 1.7 m/s

В частности, задача о распаде вихря Тейлора–Грина в турбулентном режиме рассматривалась в [3]. В данной работе приводятся предварительные результаты моделирования на основе КГД алгоритма атмосферной конвекции в постановке, аналогичной постановке [1].

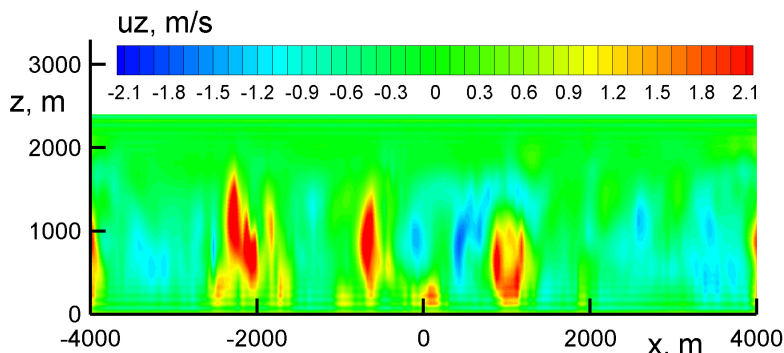


Рис. 2. Уровни u_z в сечении $y = 0$

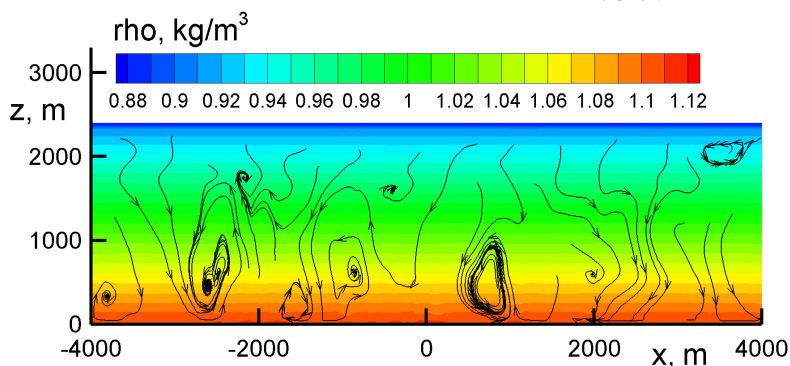


Рис. 3. Уровни плотности и линии тока в сечении $y = 0$

Коэффициенты вязкости и теплопроводности вычисляются с использованием коэффициента диффузии в атмосфере, который на уровне поверхности Земли полагается равным $D = 1 \text{ m}^2/\text{s}$. Коэффициент при диссипативных слагаемых КГД алгоритма полагается пропорциональным h/c , где h – размер разностной ячейки, c – локальная скорость звука.

На рис. 1–4 показаны результаты моделирования в момент времени $t = 7129 \text{ s}$: уровни и поверхности уровня вертикальной скорости, уровни плотности и линии тока, вертикальные профили турбулентных параметров (нормировки определяются высотой пограничного слоя $z_1 = 1725 \text{ m}$, определяемого минимумом профиля турбулентного потока). Общий вид вертикальных профилей хорошо соответствует расчетным и экспериментальным данным из [1].

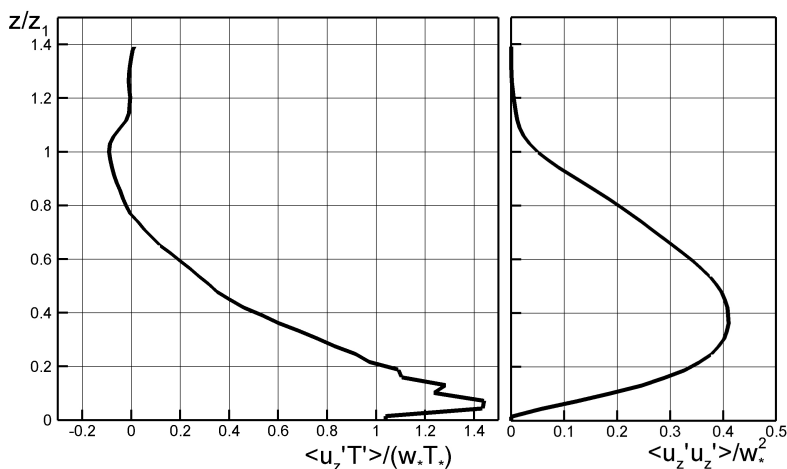


Рис. 4. Сглаженный вертикальный профиль турбулентного потока тепла, нормированный на $0.06 \text{ K}/(\text{ms})$ (слева) и вертикальный профиль дисперсии u_z , нормированный на $2.1316 \text{ m}^2/\text{s}^2$

Работа выполнена в рамках финансирования по государственному заданию МГУ, тема № 126021717441-4, и по государственному заданию ИПМ РАН, тема FFMN-2025-0012 № 125020701718-0.

Литература

1. Н. Schmidt, U. Schumann. Coherent structure of the convective boundary layer derived from large-eddy simulations. J. Fluid Mech., v.200, 1989, pp. 511-562.
2. Е.В. Ткаченко, А.В. Дебольский, Е.В. Мортиков, А.В. Глазунов, Вихреразрешающее моделирование и исследование параметризаций затухающей турбулентности в вечернем переходе атмосферного пограничного слоя. Известия РАН. Физика атмосферы и океана, Т. 58, № 3, 2022, сс. 263-281.
3. I.A. Shirokov, T.G. Elizarova. Simulation of laminar-turbulent transition in compressible Taylor-Green flow basing on quasi-gas dynamic equations. J. of Turbulence, v.15, Iss.10, 2014, pp. 707-730.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЦЕССА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ АКУСТИЧЕСКОЙ ВОЛНЫ С КОСЫМ СКАЧКОМ УПЛОТНЕНИЯ В ГАЗЕ

И.С. Меньшов

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Москва, Menshov@iam.ru*

Настоящая работа посвящена проблеме взаимодействия малых возмущений в форме плоской звуковой монохроматической волны с плоским косым скачком. В однородном постоянном потоке газа возможны 3 типа малых возмущений. Один представляет собой изоэнтропическую акустическую волну, распространяющуюся со скоростью звука относительно газа. Два других – вихревая и энтропийная волны, которые движутся со скоростью среды. Взаимодействие этих волн с ударной волной приводит в общем случае к генерации волн всех трех типов за ударным скачком.

Задача взаимодействия звука с ударной волной исследовалась в нескольких работах. Д.И. Блохинцев [1] решил задачу для случая нормального падения звуковой волны на нормальную ударную волну в совершенном идеальном газе. J. Brillouin [2] рассмотрел задачу косого падения звука на фронт нормальной ударной волны, но получил ошибочные результаты. Эти результаты в дальнейшем были исправлены В.М. Конторовичем [3] и [4], где также было построено решения для случая произвольного уравнения состояния.

В докладе обсуждаются результаты теоретического и численного анализа взаимодействия плоской звуковой волны с косым скачком. Основные результаты следующие. (1) Регулярное преломление звуковой волны на фронте ударной волны существует при условии, что угол падения не превосходит некоторого критического значения, Рис. 1. За пределами этого угла линейная теория решения не дает. (2) Усиление акустического поля за ударной волной ведет себя в зависимости от числа Маха перед скачком как $O(M^2)$. (3) При приближении угла падения к критическому значению коэффициент усиления акустического поля резко начинает расти и ведет себя по порядку величины как $O(M^3)$,

Рис. 2. Приводятся также результаты прямого численного моделирования задачи и сравнение с результатами линейной теории.

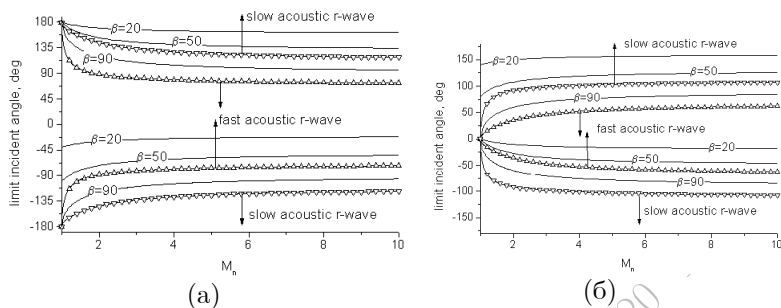


Рис. 1. Предельные значения угла падения акустической волны в зависимости от нормального числа Маха ударной волны: случай быстрой волны (а), медленной волны (б), маркеры – критические значения.

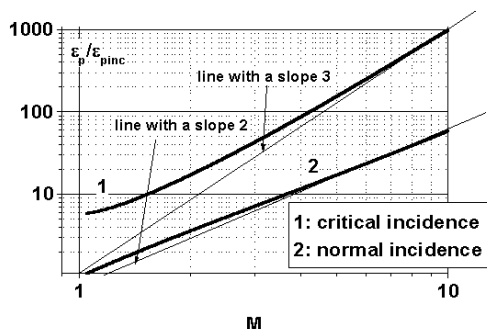


Рис. 2. Взаимодействие быстрой акустической волны с нормальным скачком: коэффициент усиления амплитуды акустической волны в зависимости от числа Маха ударной волны при нормальном и критическом углах падения.

Литература

1. Блохинцев Д.И. Движущийся приёмник звука. – ДАН СССР, 1945, т. 47, №1, с. 22-25.
2. Brillouin J. Réflexion et réfraction d'ondes acoustiques par une onde de choc. – Acta Acustica united with Acustica, 1955, v.5, № 3, p. 149-163.

3. Конторович В.М. Отражение и преломление звука на ударных волнах. — Акустический журнал, 1957, т. 5, №3, с. 314-323.
4. McKenzie J.F., Westphal K.O. Interaction of linear waves with oblique shock waves. — Phys. Fluids, 1968, v. 11, p. 2350-2362.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

О ЛЕВОЙ ЧАСТИ УРАВНЕНИЯ ЭЙЛЕРА

М.А. Миронов

АО «АКИН», Москва, *miroнов_ma@mail.ru*

Вывод волнового уравнения акустики начинается с записи уравнений сохранения массы и импульса. Стандартная запись уравнения сохранения массы не вызывает вопросов:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -\operatorname{div}(\rho \mathbf{u}). \quad (1)$$

Закон сохранения импульса традиционно записывается в виде (см. напр. [1,2]):

$$\rho \frac{d\mathbf{u}}{dt} = -\operatorname{grad} p. \quad (2)$$

Возникает вопрос, почему в левой части (2) плотность вынесена за знак дифференцирования? Казалось бы, закон сохранения импульса должен учитывать изменение во времени не только скорости, но и плотности. Доклад посвящен последовательному рассмотрению этого вопроса. Оказалось, что вынесение плотности за знак дифференцирования по времени приводит к утрате слагаемого

$$\rho \mathbf{u} \cdot \operatorname{div}(\mathbf{u}).$$

В линейной акустике неподвижной среды эта добавка не учитывается. Приведены простые примеры ее влияния на результаты акустических расчетов.

Литература

1. Блохинцев Д.А. Акустика неоднородной движущейся среды. – М. «Наука» 1981.
2. Исакович М.А. Общая акустика. – М. «Наука» 1973.

Т5 Методы постпроцессинга, обработка и визуализация данных физических и численных экспериментов в аэроакустике и аэродинамике

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАТУРНЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ КРЫЛА ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА МЕТОДОМ БЕСКОНТАКТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Д.В. Барышева, М.Ю. Новокрещенных,

М.С. Сергеев, Н.В. Ким

¹ ПАО «Яковлев», г. Москва, *office@yakovlev.ru*

В данной работе разработан метод определения деформаций и прогибов консоли крыла в ходе полета при помощи оптического метода видеogramметрии.

К преимуществам данного подхода следует отнести отсутствие необходимости в разработке монтажных схем для установки датчиков, прокладке кабелей и использовании каналов для записи сигналов в системе бортовых измерений (СБИ), в роли регистрируемых параметров выступают перемещения маркеров, предварительно нанесенных на поверхность объекта испытаний. Также практически отсутствуют ограничения на число контролируемых точек конструкции – оно ограничено лишь разрешающей способностью используемой оптической системы. Это в свою очередь положительно сказывается на точности результатов обработки. Однако, в этом случае все контролируемые точки должны располагаться на поверхности объекта испытаний в зоне прямой видимости объектива.

В рамках работы была разработана методика, позволяющая определять величины прогибов конструкции консоли крыла самолёта, находящегося в условиях полёта, а также её спектральные характеристики; проведена её валидация посредством проведения виртуального и численного эксперимента; проведена оценка погрешностей и дан качественный вывод о точности метода.

Объектом испытания является претерпевающая деформации консоль крыла летного испытательного самолета с расположенной на ней сеткой маркеров.

В рамках подготовки к проведению испытаний был предусмотрен ряд работ, включающих в себя: нанесение маркеров на консоль крыла, монтаж видеокамеры у иллюминатора таким образом, чтобы в поле её видимости находились все маркеры на

консоли, и создание снимка, соответствующего стояночному положению самолёта.

Обеспечение видеозаписи полёта с параметрами видеозаписи, соответствующими требованиям обработки: разрешение видеозаписи – 3840×2160 пикселей, частота записи – не менее 30 кадров / с, длительность записи – не менее 10 минут полёта.

В данной работе были приняты следующие допущения:

1. При деформации консоли крыла, координаты маркеров вдоль оси Z не меняются.
2. Стояночное положение самолёта в ходе работ по определению координат маркеров на передней и задней кромках крыла относительно нивелировочных точек не отличается от стояночного положения, относительно которого определялась матрица поворота.
3. Центры контролируемых сечений консоли крыла, соответствующие центрам жесткости, располагаются на удалении 40% длины хорды от передней кромки.
4. Перемещения камеры, связанные с деформациями конструкции самолёта, в течение полёта принимаются равными нулю.

Этап 1. Определение реальных координат маркеров.

Начальные координаты маркеров заданы для стапельного положения самолёта, т.е. при отсутствующем прогибе и крутке консоли крыла вследствие действия силы тяжести. С целью установления реальных положений маркеров было произведено замеры контрольных точек на передней и задней кромках профиля в тех сечениях крыла, где установлены маркеры, и сняты координаты нивелировочных точек на фюзеляже и крыле для привязки контрольных точек к ССК.

Этап 2. Калибровка видеокамеры. Проводится с целью установления параметров, отвечающих за искажение оптической системы. Для этого был сделан ряд фотографий шахматной доски с известными размерами клеток и проведена его обработка. Её результатом является определение пяти параметров дисторсии, описывающих приведенный выше искажения изображения.

Этап 3. Определение параметров оптических преобразований. На данном этапе определяются матрицы поворота и вектора смещений, связывающих самолётную систему координат (ССК) и систему координат камеры (СКК), а также расчёт мас-

штабных коэффициентов. Для этого была сделана фотография консоли крыла самолёта, находящегося в стояночном положении (рис. 1).

Этап 4. Обеспечение видеозаписи полета. Проводится комплекс работ по обеспечению видеозаписи полёта со следующими параметрами: шириной кадра – 3840 пикселей, высота – 2160 пикселей. Частота записи – 60 кадров / с.

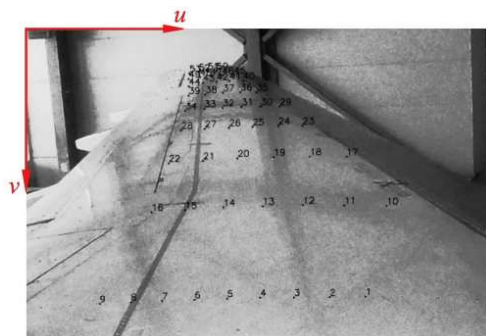


Рис. 1. Фрагмент обработанного изображения стояночного положения

Этап 5. Отслеживание перемещений маркеров. Отслеживание проводится в пикселях с помощью разработанного программного комплекса, написанного на языке Python.

Процесс обработки видеофайла происходит покадрово. Каждый новый кадр сперва подвергается процедуре бинаризации, представляющую собой формирование черно-белого изображения, и применения сглаживающего фильтра Гаусса.

Отслеживание маркеров происходит путём обновления зоны поиска, динамической фильтрации, выделяющей темные участки, и расчёта их центров, которые принимаются центрами текущего маркера в данный момент времени и центром новой зоны поиска для следующего кадра.

Этап 6. Оптические преобразования. Пересчет полученных на предыдущем этапе перемещений маркеров в реальные перемещения относительно ССК. На рисунке 2 представлены траектории перемещений центров сечений на этапе полета.

Этап 7. Спектральный анализ. Получение частот колебаний конструкции консоли крыла самолёта в ходе

рассматриваемого участка полёта с помощью быстрого преобразования Фурье.

С целью верификации методики был проведен виртуальный эксперимент, в задачи которого входило сопоставление значений прогибов консоли при расчёте МКЭ со значениями прогибов, полученных с помощью методики видеограмметрии. Виртуальный эксперимент проводился с привлечением программного обеспечения для работы с трехмерной компьютерной графикой Blender 3D, позволяющего задать все геометрические и оптические параметры камеры. Это дало возможность отработать методику отслеживания маркеров и алгоритмов преобразования для получения натурных перемещений крыла в контролируемых условиях. Был произведен импорт конечно-элементной модели в деформированном и недеформированном состоянии с целью получения фотографий консоли крыла самолёта с нанесенной на ней сеткой в двух случаях.

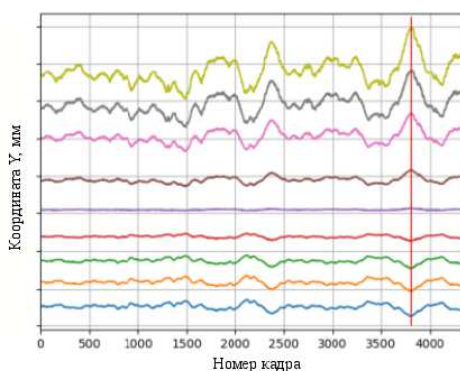


Рис. 2. Временная реализация перемещений центров сечений консоли

Литература

1. K. Madsen, H. B. Nielsen, O. Tingleff. Methods for non-linear least squares problems (2nd ed.), 2004.
2. George Terzakis, Manolis Lourakis. A consistently fast and globally optimal solution to the perspective-n-point problem. In European Conference on Computer Vision, pages 478–494. Springer International Publishing, 2020.

3. Tong Ke, Stergios Roumeliotis. An efficient algebraic solution to the perspective-three-point problem. In Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 2017 IEEE Conference on. IEEE, 2017.
4. Toby Collins, Adrien Bartoli. Infinitesimal plane-based pose estimation. International Journal of Computer Vision, 109(3):252–286, 2014.
5. Zhengyou Zhang. A flexible new technique for camera calibration. Pattern Analysis and Machine Intelligence, IEEE Transactions on, 22(11):1330–1334, 2000.
6. В.П. Кулеш, К.А. Курулюк, М.А. Федотов. Бесконтактные измерения деформации кессона крыла при прочностных испытаниях методом видеограмметрии. // Ученые записки ЦАГИ, 2017, т. XLVIII, № 8.

ВОПРОСЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПУЛЬСАЦИЙ В ВЕНТИЛЯТОРНОМ ТРАКТЕ АВИАДВИГАТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ ТЕРМОАНЕМОМЕТРА

В.А. Лебига, Д.С. Миронов, А.Ю. Пак

ИТПМ СО РАН, Новосибирск, lebiga@itam.nsc.ru

При исследованиях по созданию авиационных двигателей вычислительный эксперимент и натурный эксперимент не просто дополняют друг друга, а взаимно тесно связаны. С одной стороны, верификация расчетных методов основывается на достоверных экспериментальных данных, а с другой стороны, в результате измерений с использованием созданных аппаратуры и методик, [1-3], обнаруживаются важные экспериментальные данные, требующие принятия во внимание и учета в расчетных методах.

Явление разношумности авиадвигателей является серьезной проблемой при их серийном производстве. Причины разношумности кажутся очевидными – при достаточно жестких требованиях к геометрическим, деформации, прочностным параметрам, элементов конструкции авиадвигателей, сборке узлов, некоторые требования оказываются недостаточными и требуют ужесточения. Проблема в том, что влияющих факторов много, а идентифицировать роль каждого из них не всегда возможно. В этом случае эксперимент обнаруживает, вычислительный эксперимент исследует, измерения целенаправленно подтверждают,

Пример зависимости выходного сигнала, измеряемого датчиком термоанемометра за вентилятором, пропорционального пульсациям массового расхода потока от времени в течение одного оборота вентилятора для 12 лопаток реального двигателя приведен на Рис. 1, где по осям отложены условные единицы. На графике нанесены также величины отклонений интервала между максимумами сигнала (выделено красным цветом) и величины максимумов (зелёным) от средних значений. Неравномерности сигнала достигают значительных величин – среднеквадратичное отклонение по максимумам до ~15%, а по интервалу между максимумами до ~5%.

О генерируемых вентилятором характеристиках сигнала, помимо приведенных выше данных, содержится информация о

пульсациях потока в промежутках между лопатками. Как следует из Рис. 1, вид и форма сигнала для разных промежутков различна – в одних наблюдаются выраженная периодичность сигнала, см., например, промежутки (6-7), (9-10), в других – сигнал носит случайный характер, промежутки (2-3), (10-11). Есть несколько возможных причин такого поведения. Это изменение характера обтекания лопаток с образованием отрывных зон, различие в углах атаки лопаток, различие в расстоянии между лопатками, разные зазоры между лопаткой и корпусом гондолы и т.д.

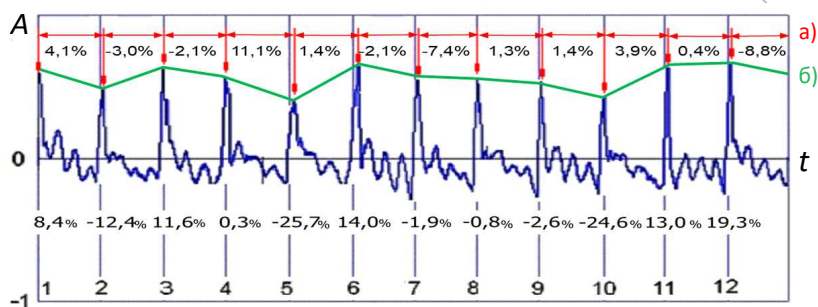


Рис. 1. Неравномерность пульсаций:

а) интервал между максимумами, б) амплитуда максимумов

Сохранение формы выходного сигнала, соответствующего пульсациям потока, при последующих оборотах вентилятора вероятно зависит не столько от перечисленных выше факторов, сколько от конструкционных технологических люфтов и формирующихся при эксплуатации двигателя. На Рис. 2 приведены данные для нескольких оборотов вентилятора для двух разных двигателей.

Для двигателя №1 изменения сигнала не столь значительны по сравнению с двигателем №2. Также следует отметить особенности формы пульсаций в межлопаточном промежутке, например, сохраняется явная периодичность в промежутках (6-7), (9-10).

Для двигателя №2 выходной сигнал термоанемометра для каждого оборота вентилятора сильно изменяется как по интервалу между лопатками и амплитуде и форме тонального сигнала, так и по поведению сигнала внутри интервала между лопатками. Наиболее вероятной причиной таких изменений является увели-

чение зазоров (технологических люфтов) в процессе эксплуатации авиадвигателя №2.

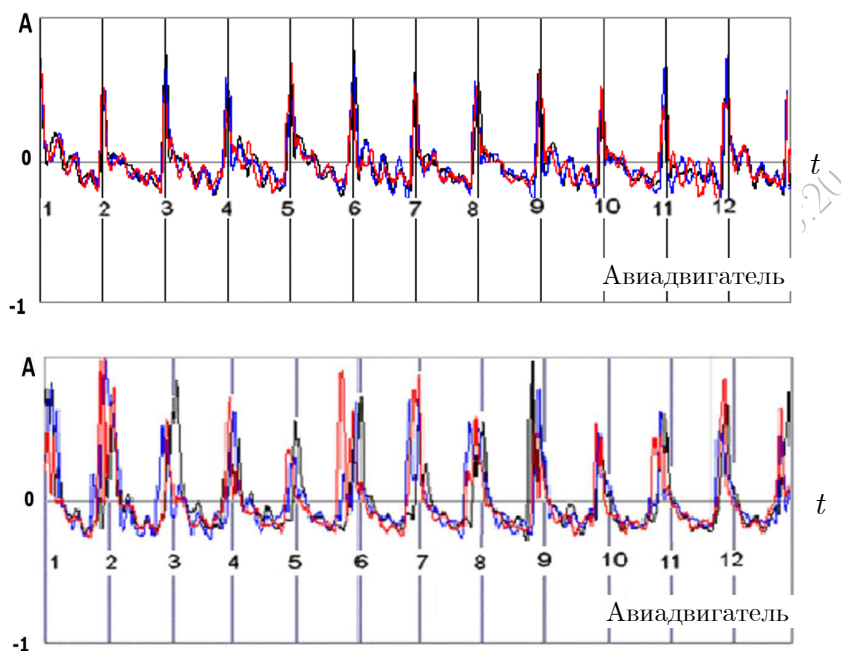


Рис. 2. Стабильность за несколько оборотов

Хотя в результате измерений получена информация о реальных пульсациях в вентиляторном тракте авиадвигателей, проблема состоит в том, что причины даже некоторых отклонений не могут быть идентифицированы из-за отсутствия синхронизированных данных об особенностях состояния элементов: деформациях лопаток и других частей в целом и отдельных деталей, изменении зазоров, погрешностям сборки вентилятора и т.д.

При расчетном моделировании возможно вносить отдельные контролируемые отклонения или их комбинации в идеальный двигатель, чтобы определять роль каждого из возможных факторов, например, разворот лопатки на фиксированный угол. Физический эксперимент практически трудно провести на реальном двигателе, так как создать контролируемые условия невозможно, исключая другие воздействия, к тому же стоимость натурных испытаний высока. Использование специально разработанных

стендов также вряд ли целесообразно, так как и в этом случае не удастся избежать многообразия влияющих факторов.

Заключение.

Полезным при изучении причин разношумности одинаковых серийных авиадвигателей может быть объединение вычислительного и физического экспериментов.

Разработаны аппаратура и методики измерения пульсаций в высокоскоростных потоках. Измерения, выполненные в авиадвигателе с помощью термоанемометрического метода, показывают его эффективность при определении характерных особенностей пульсаций потока в вентиляционном тракте. При проведении экспериментов необходимо использование имеющихся методов и приборов для определения отклонения параметров элементов конструкции от проектных, см. например, [4].

Для обработки экспериментальных данных в широком диапазоне частот важно использовать современные методы статистического анализа случайных величин (вэйвлет, ННТ и др.).

Вычислительный эксперимент позволяет селективно исследовать влияние отдельных факторов и их комбинаций на генерацию пульсаций и акустики в вентиляционном тракте авиадвигателя, [5].

Работа выполнена в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН (№ гос. регистрации: 124020900037-2).

Литература

1. В.А. Лебига, В.Н. Зиновьев, А.Ю. Пак. Применение метода диаграмм пульсаций для исследования акустических возмущений в потоках с помощью термоанемометра. СЕАА, 2012.
2. В.Н. Зиновьев, В.А. Лебига, Д.С. Миронов, А.Ю. Пак. Генерация пульсаций мелкой каверной, обтекаемой трансзвуковым потоком. СЕАА, 2014.
3. В.Н. Зиновьев, В.А. Лебига, Д.С. Миронов, А.Ю. Пак. Прохождение акустических возмущений через слой смешения до и сверхзвукового потоков. СЕАА, 2016.
4. И.Ю. Головченко, А.О. Коскин, И.Н. Молокович, В.А. Сеземин, И.И. Туркина, Н.В. Шеина. Современные средства измерения и метрологического обеспечения экспериментальных исследований, разрабатываемые в ФАУ «ЦИАМ им.

П.И. Баранова». Международная научно-техническая конференция "ICAM 2025", Москва, 1-3 декабря 2025 года. С. 535-538.

5. М.Л. Шур, М.Х. Стрелец, А.К. Травин. Применение зонного RANS-LES подхода к расчету шума вентилятора двухконтурных турбореактивных авиадвигателей. СЕАА, 2024.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ЗВУКОВОГО ПОЛЯ В САЛОНЕ ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ СФЕРИЧЕСКОГО БИМФОРМИНГА

П.А. Мошков¹, Н.В. Мязина¹, Д.Ю. Стрелец¹,
В.В. Рубановский²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, moshkov89@bk.ru

²Филиал ПАО «Яковлев» «Региональные самолеты», Москва, v_rubanovsky@sj.yakovlev.ru

В настоящее время при выполнении акустической доводки пассажирского салона и кабины экипажа на базе летного эксперимента широко используется технология сферического бимформинга [1-3]. Данная технология позволяет локализовать и ранжировать по интенсивности основные источники шума в салоне самолета и определить их относительный вклад в суммарную звуковую мощность. И на основе данной информации обосновать мероприятия по снижению уровней шума в салоне, в первую очередь, скорректировать схему размещения акустических материалов по длине фюзеляжа по критерию «масса-эффективность».

Впервые в РФ такие исследования были выполнены на самолете RRJ-95 в 2019 году [4, 5], но новые требования импортозамещения как при проектировании самолетов [6, 7] так и при использовании виброакустических измерительных систем при испытаниях актуализируют данную проблему.

Доклад посвящен проблеме применения технологии сферического бимформинга при акустической доводке гражданских самолетов.

В МАИ на основе технологии реверс-инжиниринга решетки Simcenter Solid Sphere Array была изготовлена собственная решетка. Общий вид решетки в расширенной конфигурации 78 микрофонов представлен на рис. 1. Программное обеспечение для обработки результатов измерений с применением сферической многомикрофонной решетки Simcenter Testlab было приобретено МАИ до введения зарубежных санкций и используется при выполнении исследований.

Перед применением решетки на натурных объектах была выполнена валидация сферической решетки в заглушенной каме-

ре НИИСФ РААСН. Методика и предварительные результаты валидационных испытаний также рассмотрены в рамках настоящего доклада.



Рис. 1. Общий вид сферической микрофонной решетки МАИ (расширенная конфигурация, внешний диаметр сферы 80 см, 78 микрофонов. Рабочий частотный диапазон 200-10000 Гц)

Валидация сферической микрофонной решетки – это процесс определения соответствия результатов визуализации звукового поля с применением технологии сферического бимформинга реальному звуковому полю в салоне. Валидация обеспечивает обоснование того, что сферическая решетка в заявленной области применения (частотный диапазон, динамический диапазон, пространственное разрешение и т.д.) позволяет правильно и с определенной точностью локализовать источники шума в салоне.

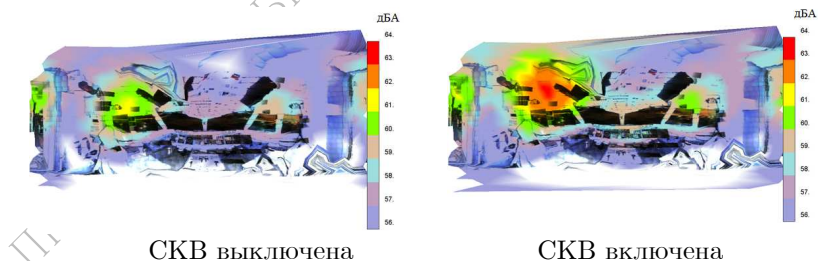


Рис. 2. Карты локализации источников шума в кабине экипажа в третьоктавной полосе частот 1000 Гц (контраст 8 дБА)

В качестве примера рассмотрим карты локализации источников шума в кабине экипажа самолета RRJ-95 [4] в третьоктавной полосе частот 1000 Гц для случаев включенной и выключенной системы кондиционирования и вентиляции воздуха (СКВ).

Шумовые карты представлены на рис. 2 с контрастом 8 дБА. При отключении СКВ на экспериментальном самолета перекрывается подача воздуха, при этом вентиляторы СКВ продолжают работать.

В данной полосе частот наблюдается наибольшее влияние отключения СКВ, что свидетельствует о доминировании (на 3 дБА) в данной полосе частот шума турбулентного потока в воздуховодах над шумом, обусловленным «ротор-статор» взаимодействием в вентиляторах СКВ.

Сферическая многомикрофонная решетка создана в МАИ в рамках реализации программы «Приоритет-2030».

Литература

1. Мошков П.А. Проблемы проектирования гражданских самолетов с учетом требований по шуму в салоне // Вестник МАИ. 2019. Т. 26. № 4. С. 28-41.
2. Мошков П.А. О разработке первого российско-китайского стандарта в области авиастроения ГОСТ Р 70066-2022 "Авиационная техника. требования к акустическому проектированию пассажирского салона и кабины экипажа самолётов" // Динамика и виброакустика. 2024. Т. 10. № 2. С. 27-34.
3. Kuznetsov K., Lavrov V., Moshkov P., Rubanovsky V. Designing of RRJ-95NEW-100 aircraft with regard to cabin noise requirements // Akustika. 2021. Vol. 41. P. 36-41.
4. Мошков П.А., Василенков Д.А., Рубановский В.В., Строганов А.И. Локализация источников шума в гермокабине самолета RRJ-95 сферической микрофонной решеткой. Часть 1. Кабина экипажа // Вестник МАИ. 2020. Т. 27. № 2. С. 37-51.
5. Мошков П.А., Василенков Д.А., Рубановский В.В., Строганов А.И. Локализация источников шума в гермокабине самолета RRJ-95 сферической микрофонной решеткой. Часть 2. Пассажирский салон // Вестник МАИ. 2020. Т. 27. № 3. С. 60-72.
6. Долотовский А.В., Бабулин А.А., Войтишина М.С. Системный подход к цифровой трансформации процессов создания авиационной техники в рамках программ импортозамещения // Вычислительный эксперимент в акустике и аэродинамике. Сборник трудов 10-й российской конференции. Москва, 2024. С. 83.

7. Долотовский А.В., Бабулин А.А., Войтишина М.С. Вызовы, возникающие в ходе импортозамещения, и пути их преодоления // Тезисы докладов XXI научно-технической конференции по аэроакустике. Москва, 2025. С. 10.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

СТС Численное моделирование нестационарной газодинамики и аэроакустики турбомашин (компрессоров, турбовентиляторов, авиационных двигателей, ...)

РАСЧЁТ ШУМОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕВОГО ВЕНТИЛЯТОРА СХЕМЫ РК+СА В ПК FLOWVISION

А.А. Аксенов¹, Э.Р. Акчурин², П.В. Вяткин², Д.В. Кутаев²,
А.В. Радостин¹, А.Е. Щеляев¹

¹ООО «ТЕСИС», г. Москва, info@flowvision.ru

²АО «АМЗ «Вентпром», г. Артёмовский, akchuriner@ventprom.com

Снижение шума вентиляторов – действующих и вновь проектируемых – является актуальной задачей практически в любой области их применения. Решение этой задачи повышает экологичность соответствующего изделия, уровень комфорта при его использовании, обеспечивает конкурентное преимущество производителю.

Зачастую, при разработке мер по снижению шума, необходимо перебрать несколько вариантов из числа возможных и выбрать оптимальный. Делать это только экспериментальным путём – затруднительно и затратно, а иногда и невозможно. Инженерные полуэмпирические методики помогают, но не всегда. Поэтому, вызывают интерес программные комплексы, позволяющие наряду с аэродинамикой моделировать акустику, реализовывать оптимизационные циклы расчётов в связке с другими программами – CAD, авторскими кодами и т.д.

В работе представлен опыт расчёта шумовых характеристик осевого вентилятора, состоящего из рабочего колеса (РК) и спрямляющего аппарата (СА), в отечественном программном комплексе FlowVision [1-3].

В ходе расчёта аэродинамики вентилятора на номинальном режиме в RANS-постановке, достигается сходимость к соответствующим значениям полного давления и мощности, после чего накапливается информация о «гидродинамическом источнике звука» в окрестности лопаточной системы. Затем, на основе этой информации моделируется распространение звуковых волн в области перед входом в вентилятор путём решения уравнения Рибнера [4, 5] (рис. 1). Шумовые характеристики вентилятора – уровни звуковой мощности (УЗМ) в избранных октавных поло-

сах – вычисляются исходя из уровней звукового давления (УЗД) на измерительной поверхности.

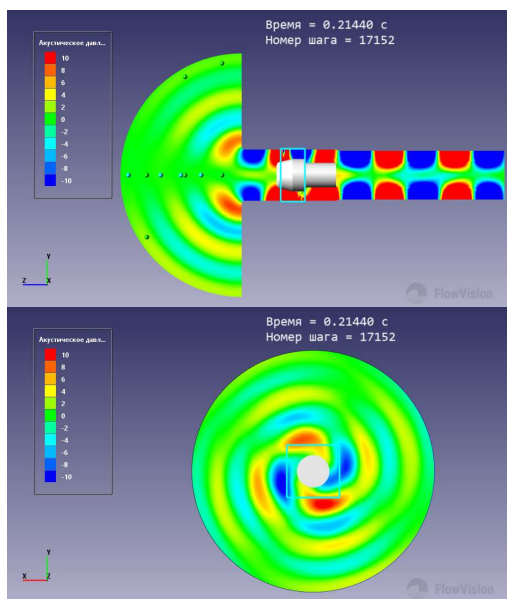


Рис. 1. Мгновенные распределения звукового давления (октава 500 Гц)

Сопоставление результатов расчёта с данными заводских испытаний показало, что все рассчитанные УЗМ совпадают с экспериментальными с относительной погрешностью, не превосходящей 1% (~ 1 дБ). Для УЗД, характеризующих не столько вентилятор, сколько звуковое поле, обусловленное свойствами испытательного пространства, среднее квадратичное расхождение расчёта и эксперимента по ряду контрольных точек составило в октавной полосе 500 Гц – 1.3 дБ, 1000 Гц – 2.4 дБ, 250 Гц – 3.4 дБ, а максимум – 3 дБ, 4.2 дБ и 5.6 дБ соответственно.

Литература

1. Аксенов А.А. FlowVision: Индустриальная вычислительная гидродинамика // Компьютерные исследования и моделирование. – 2017. – Т.9, №1. – С. 5-20.
2. Аксенов А.А., Гаврилюк В.Н., Тимушев С.Ф. Численное моделирование тонального шума вентиляторов компьютерных

устройств и систем кондиционирования // Акустический Журнал, 62 (2016), с. 442-450.

3. https://flowvision.ru/webhelp/fvru_31601/index.html?physics_acoustics.htm [дата обращения: 15.05.2026]
4. Ribner H.S. Aerodynamic sound from fluid dilatations: A theory of the sound from jets and other flows. // UTIA Report. 1962. № 86. AFOSR TN 3430
5. Maurerlehner, P., Schoder, S., Tieber, J. and others. Aeroacoustic formulations for confined flows based on incompressible flow data. // Acta Acustica. 2022. № 6. P. 45.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ВАЛИДАЦИЯ АКУСТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА FLOWVISION НА ИЗВЕСТНОМ ПРИМЕРЕ

А.А. Аксенов, Н.С. Кураносов, **А.В. Радостин**

ООО «Тесис», г. Москва, radostin@flowvision.ru

Современные производственные технологии включают в себя использование численных методов для оптимизации формы и конструкции вентиляторных установок с целью улучшения их аэродинамических и аэроакустических характеристик. В связи с этим задача о валидации и кроссверификации вычислительных кодов имеет первостепенное значение. Недавно Европейская ассоциация акустики (ЕАА) выпустила бенчмарк для осевого вентилятора низкого давления [1], в котором доступны геометрическая модель, параметры установки и экспериментальные данные по измерениям аэродинамических и акустических характеристик вентилятора.

В настоящей работе представлены результаты валидационного тестирования реализованного во ПК FlowVision физического процесса Акустика в сравнении с экспериментальными данными и результатами расчётов в других ПК, опубликованными в открытой литературе [2 - 4].

Объект измерений представляет собой осевой вентилятор с 9 лопастями и диаметром 0.495 м, частота вращения 1486 об/мин, что соответствует частоте следования лопастей (ЧСЛ) 222.9 Гц.

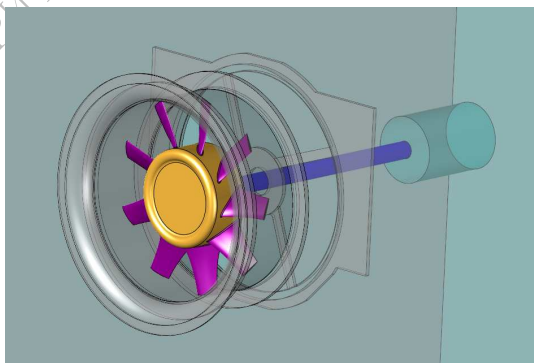


Рис. 1. Модель вентилятора

При наличии подобластей с вращением акустический расчет в ПК FlowVision производится в 2 этапа: расчет аэродинамики, в результате которого сохраняются данные для акустического источника; расчет акустики на соответствующей сетке.

Аэродинамический расчет проводился с использованием модели турбулентности Смагоринского для исследования тонального шума, который сосредоточен в низкочастотной области. Полученные данные по частотам и амплитудам пульсаций статического давления соответствуют приведенным в статье [2]. На рис. 2 представлен цветовой слой амплитуды завихренности.

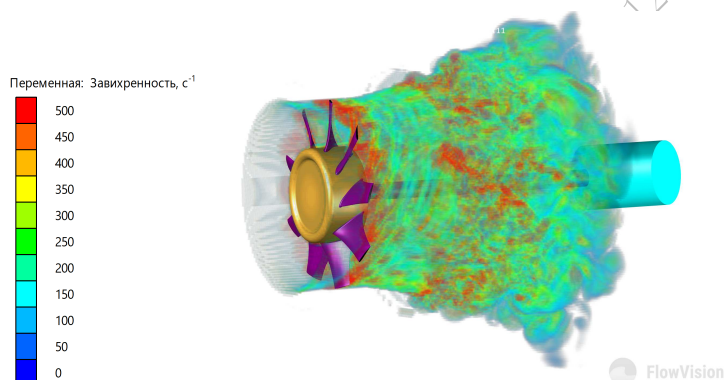


Рис. 2. Амплитуда завихренности

Акустический источник сохранялся в параллелепипеде размером 0.51 м x 0.15 м x 0.51 м, полностью охватывающим область вращения вентилятора, на сетках соответствующим размерам акустических сеток для воспроизведения первых трех гармоник ЧСЛ. Для выделения акустической составляющей из пульсаций статического давления в ПК FlowVision реализован метод Рибнера, в котором в качестве источниковой части акустического уравнения используется вторая производная по времени от статического давления. На параллелепипеде задается сетка, в каждом узле которой записываются значения статического давления в виде ряда Фурье. При акустическом расчете в ячейках, содержащих узлы сетки источника, задаются значения источника в правой части волнового уравнения.

На рис. 3 представлены результаты экспериментальных измерений (линия) и рассчитанных в ПК FlowVision (для частот, соответствующих 2-й и 3-й гармоникам ЧСЛ) значений уровня

мощности акустического сигнала. Видно, что полученные значения находятся в соответствии с экспериментальными с приемлемой точностью в пределах 3 дБ.

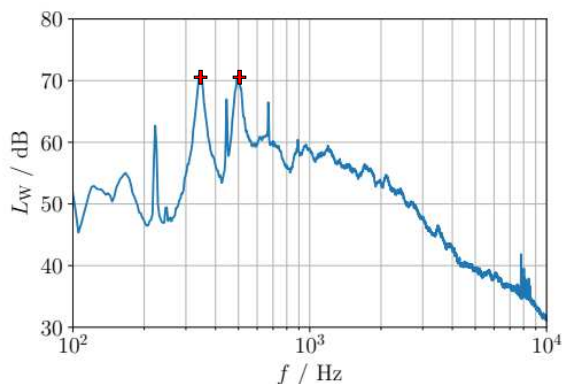


Рис. 3. Усредненное по всем датчикам в горизонтальной плоскости значение уровня акустической мощности с учетом 8 дБ. Линия – эксперимент из статьи [2], символы – расчет в ПК FlowVision

В целом, сравнение результатов расчетов в ПК FlowVision с результатами экспериментов и расчетов других исследователей показали приемлемое соответствие как аэродинамических, так и аэроакустических характеристик исследуемого вентилятора. В дальнейшем планируется исследование широкополосного шума, что потребует применения других моделей турбулентности.

Литература

1. <https://www.cfdsupport.com/axial-fan-acoustic-benchmark/>
2. Schoder S., Junger C., Kaltenbacher M., 2020. Computational aeroacoustics of the EAA benchmark case of an axial fan. *Acta Acustica*, 4 (5), p.22.
3. Felix C., Heidegger P., Lauber M., Christoph H., Wurzinger A., Fritzsche M., Schoder S., Manfred K., Becker S., 2026. An Overview of the Benchmark Case for the Aeroacoustics and Structural Acoustics of an Enclosed Centrifugal Fan. *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power*, 11(1), p.10.

4. Murali Mohan M., Jayakumar R., Mouvanal S., 2025, June. A Comparative Study of Computational Aeroacoustics Modelling of an Axial Fan Using CAA and FW-H Models in the URANS and DES Framework. In Turbo Expo (Vol. 88872, p. V011T33A008). American Society of Mechanical Engineers.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

К ВОПРОСУ О ГЕНЕРАЦИИ ТОНАЛЬНОГО ЗВУКА В ОСЕВОМ ВЕНТИЛЯТОРЕ

А.А. Аксенов, А.В. Радостин, С.Ф. Тимушев

ООО «Тесис», Москва, andrey@tesis.com.ru

На расчетном режиме работы осевого вентилятора превалирующим является тональный шум на гармониках частоты следования лопаток (ЧСЛ).

Экспериментальные измерения проведены А.К. Недашковским [1, 2] для вентилятора ВН-2 (рис. 1) диаметром 120 мм с пятью рабочими лопатками, установленного в цилиндрической трубе длиной 0.94 м.

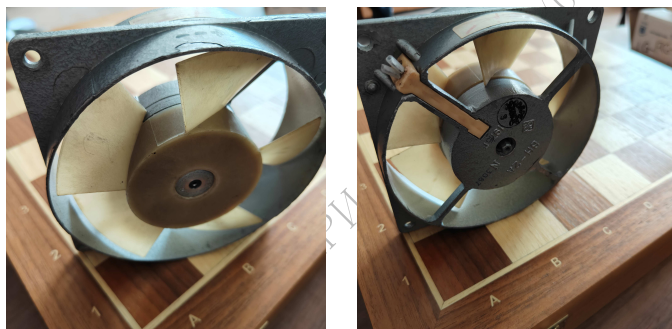


Рис. 1. Вентилятор ВН-2 (слева – вход, справа – выход)

Корпус вентилятора диаметром 128 мм установлен в трубе на скользящих опорах для изучения влияния граничных условий на пульсации давления и излучаемый шум путем изменения его положения относительно открытых концов трубы, диаметр которой равен 150 мм. На выходе корпуса вентилятора имеются 4 ребра в форме креста. Его номинальная скорость вращения составляет 2200 об/мин при мощности 22 Вт. При номинальной частоте вращения вентилятор обеспечивает объемный расход 118 м³/ч. В данном тесте представлены данные о пульсациях давления, соответствующие положению вентилятора в середине трубы и скорости вращения 2670 об/мин. В этом случае по результатам расчета Средняя меридиональная скорость составляет 2.9 м/с, что соответствует объемному расходу 183 м³/ч.

Для указанной скорости вращения ротора частота первой гармоники ЧСЛ равна 220 Гц и существенно превышает частоту резонанса продольной моды колебаний в трубе (168 Гц). Частота отсечки для первой тангенциальной моды в трубе примерно составляет свыше 1300 Гц, превышает первые три гармоники ЧСЛ, которые распространяются в трубе в форме продольных колебаний.

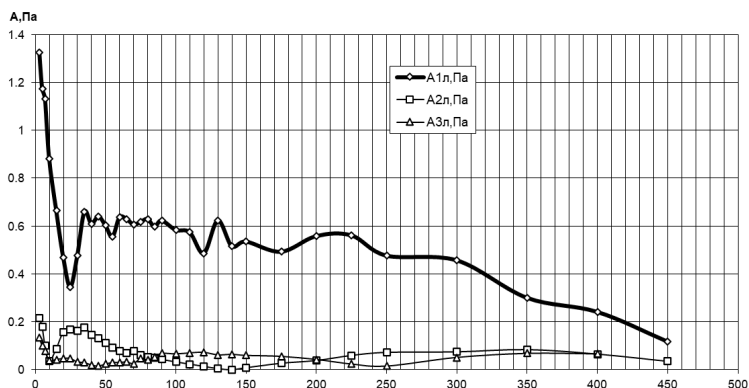


Рис. 2. Зависимость амплитуд первых трёх гармоник ЧСЛ от расстояния до ротора на радиусе 73 мм

На Рис. 2 представлены зависимости амплитуд первых трех гармоник ЧСЛ. Положение микрофона изменялось дискретно с шагом 5 – 50 мм. Сигнал записывался порциями по 3 секунды с частотой дискретизации 10000 Гц и обрабатывался порциями по 0.6 секунды без перекрытия. Число точек спектра взято равным 4096, проводилось сглаживание спектра окном Хеннинга. Разрешение по частоте при этом составляло 2.441 Гц. В качестве выходных значений использованы средние по пяти участкам записи сигнала амплитуды первой гармоники частоты следования лопаток.

Численное моделирование нестационарного турбулентного потока, пульсаций давления и звуковых волн, излучаемых на частоте следования лопаток, проведено методом Кроу-Артамонова [3, 4] и методом Рибнера [5]. Данные методы отличаются математической формулировкой источника колебаний в неоднородном волновом уравнении и искомой функцией.

Оба этих уравнения можно получить из уравнения для акустического потенциала. Уравнение Кроу-Артамонова записывается относительно пульсаций энтальпии, которая включает в себе псевдозвуковые пульсации и акустические колебания давления [1, 2]. Более подробное описание метода можно найти в [6]. На радиусе 73 мм (Рис.2) выявлено неравномерное изменение амплитуды вблизи входных кромок лопаток, которое обусловлено влиянием концевых импедансных условий. Эта зависимость хорошо согласуется с расчетными результатами.

Уравнение Рибнера записывается только относительно акустических колебаний давления.

Анализ осложняется тем, что зона измерений в трубе фактически находится в ближнем поле, поэтому импеданс излучения на открытом конце трубы имеет значительную реактивную составляющую. Акустические колебания отражаются в обратном от вентилятора направлении и влияют на интерференционную картину поля давления внутри трубы.

Расчеты методом Кроу-Артамонова проведены с учетом комплексных акустических импедансов на открытых концах трубы.

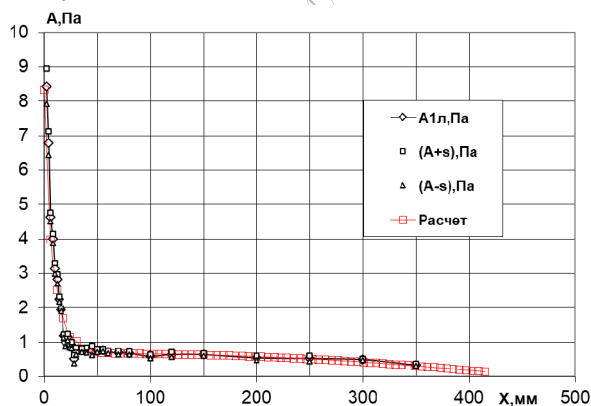


Рис. 3. Зависимость амплитуды первой гармоники ЧСЛ от расстояния до ротора на радиусе 60 мм

Исследовано влияние реактивной части импеданса на результирующую амплитуду пульсаций давления внутри трубы. Выявлено резкое, снижение амплитуды пульсаций давления при увеличении расстояния от кромок рабочих лопаток, в пределах

радиуса вентилятора за счет снижения вихревой моды (псевдозвук).

Это видно на рис. 3, где показаны зависимости амплитуды первой гармоники ЧСЛ, погрешности ее измерения и расчетные данные.

На данном этапе, при решении методом Рибнера, введение комплексных импедансных граничных условий еще не завершено, поэтому корректно сопоставить результаты невозможно. Предварительно можно отметить, что величина амплитуды пульсаций давления первой гармоники ЧСЛ на расстоянии диаметра трубы от входных кромок лопаток вентилятора (150 мм) составляет примерно 0.05 Па.

Литература

1. С.Ф. Тимушев, А.К. Недашковский Расчетное и экспериментальное исследование пульсаций давления и шума в осевом вентиляторе. XIX сессия РАО, 24–28 сентября 2007, Нижний Новгород.
2. Аксенов А.А., Тимушев Сергей Федорович, Мошков П.А., Клименко Д.В. Анализ генерации звука в воздуховоде осевым вентилятором с применением методов Кроу-Артамонова и Рибнера. IV Всероссийская акустическая конференция, совмещенная с XXXVIII сессией Российского научно-технического акустического общества. 22–26 июня 2026 года, Нижний Новгород.
3. S.C. Crow Aerodynamic Sound Emission as a Singular Perturbation Problem. Studies in Applied Mathematics, 1970, vol. XLIX, No.1.
4. К.И. Артамонов Термогидро-акустическая устойчивость. М.: Машиностроение, 1982. – 261 С.
5. H.S. Ribner, The Generation of Sound by Turbulent Jets, Advances in Applied Mechanics, 1964, Volume 8, pp. 103-182.
6. Sergey Timushev, Andrey Aksenov and Jiawen Li Acoustic-Vortex Decomposition Method for CFD-CAA Study of Blade Machine Noise. In book: Vortex Dynamics -Theoretical, Experimental and Numerical Approaches, August 2024, DOI: 10.5772/intechopen.1006111.

УТОЧНЕНИЕ РАСЧЁТНОЙ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ МАЛОРАСХОДНОЙ СТУПЕНИ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА ПРИ НИЗКИХ УСЛОВНЫХ ЧИСЛАХ МАХА

А.М. Ахметзянов, Д.Е. Якимов, **Н.Г. Хасанов**

АО «НИИ турбокомпрессор им В.Б. Шнеппа», Казань,

Nariman.Khasanov@niitk.ru

АО «НИИ турбокомпрессор им В.Б. Шнеппа» выполняет сотни газодинамических проектов в год. При необходимости вести проектирование на заранее известный и гарантированный заказчику уровень эффективности и производительности, применяется пересчёт модельных экспериментальных газодинамических характеристик ступеней центробежного компрессора на фактические условия эксплуатации. В основе метода лежит теория газодинамического подобия и ряд безразмерных характеристик ступеней компрессора, отличающихся по коэффициенту расхода, так как в процессе сжатия объемные расходы убывают.

Успешное применение проверенного и хорошо известного в индустрии лицензионного ряда натолкнулось на повышение требований к эффективности и производительности, отраженное в стандартах предприятий для заказа новой техники. С 2020 года в АО «НИИ турбокомпрессор им В.Б. Шнеппа» ведется разработка нового ряда модельных ступеней, где достигнуты экспериментальные показатели по коэффициенту расхода: $\varphi_0=0.18$ до $\varphi_0=0.01$, и полнотропного КПД: $\eta_{\text{пол}}=87\%$ для среднерасходного диапазона и $\eta_{\text{пол}}=84\%$ для высокорасходного. Ряд отличает повышенное втулочное отношение – утолщенный вал для повышенной динамической стабильности.

Проектирование низкорасходного диапазона потребовало верификации расчётной модели на существующих экспериментальных данных, так как ступени в данном диапазоне имеют повышенные потери – на трение из-за узких каналов, на паразитные перетечки рабочего тела из-за малых массовых расходов. За основу принята экспериментальная характеристика малорасходных ступеней старого ряда, применяемая исходно для проектирования

корпусов высокого давления компрессора синтез-газа. Ступени ряда испытаны при давлении выше атмосферного. На рис. 1 приведено сравнение CFD и экспериментальной характеристики при двух условных числах Маха (оборотах ротора), RANS-постановка, модель турбулентности k- ϵ , $y^+ = 2-5$, ≈ 1.5 млн. ячеек на лопаточную решетку, $p_{\text{вх}} = 2.5$ атм.

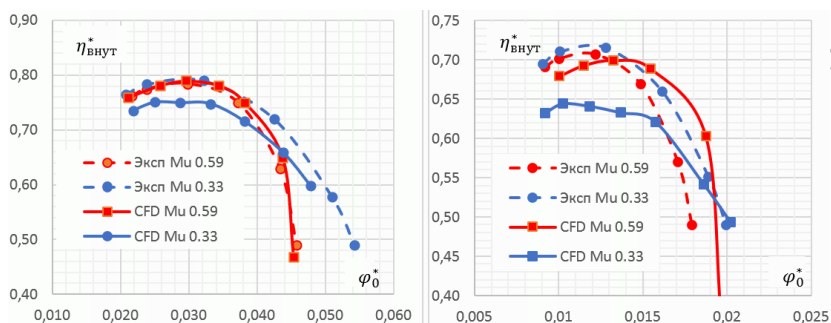


Рис. 1. Сравнение расчётной и экспериментальной эффективности для ступени №1 с $\varphi_0 = 0.32$ и ступени №2 с $\varphi_0 = 0.15$

Наблюдается рассогласование расчётной и экспериментальной характеристик при условном числе Маха $M_U = 0.33$. Первое очевидное, и часто описываемое в литературе предположение – увеличение влияния перетечки через лабиринтное уплотнение на перефирии рабочего колеса при малых массовых расходах (соответствует малым Mu) – не подтвердилось. Предположено, что при понижении числа оборотов (Mu) в два раза, гидравлически-гладкий расчёт уходит дальше от режима автомодельности по числу Рейнольдса Re . Согласно ISO-5389 и диаграмме Никурадзе, коэффициент потерь зависит не только от числа Ренольдса, но и от шероховатости стенки.

Введение начальной турбулизации потока и применение transition-sst модели турбулентности положительного эффекта не дало. В выступлении приводится найденная эффективная шероховатость стенки, позволяющая согласовать расчётные и экспериментальные данные для всего малорасходного диапазона, а так же результаты исследования автомодельности по числу Рейнольдса.

Таким образом, предположительно, влияние числа Рейнольдса может проявиться не только через термодинамические свойства газа и условия входа в ступень, но и при изменении частоты вращения в рамках одной ступени при гидравлически гладких расчётах. Влияние проявляется через состояние пограничного слоя у стенки.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

3D ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РЕШАТЕЛЬ ДЛЯ ТУРБОМАШИН TRD.SOLVER

Д.В. Ворошнин, Р.А. Загитов, **О.В. Маракуева**,

С.Д. Сальников, Н.В. Шуваев

ООО «ИЦЧИссл», Санкт-Петербург, *d.voroshnin@rescent.ru*

Сегодня CFD моделирование является одним из основных инструментов для получения численных характеристик турбомашин различного назначения в процессе проектирования и модернизации. Основными критериями при выборе ПО являются точность моделирования, скорость получения решения, удобство использования. В докладе приводятся результаты разработки 3D CFD решателя TRD.Solver, являющегося частью отечественного ПО Turbo.Research&Design.

3D газодинамический решатель TRD.Solver основывается на научно-исследовательском коде NOISEtte [1, 2], который включает в себя численные методики решения систем уравнений Эйлера и Навье–Стокса для сжимаемого газа на неструктурированных гибридных сетках. Для расчета турбулентных течений предусмотрены современные методы моделирования турбулентности: RANS, LES, DES, IDDES. Для пространственной дискретизации применяется вершинно-центрированный конечно-объемный численный метод повышенной точности, основанный на использовании оригинальной EBR (Edge-Based Reconstruction) схемы [3]. Интегрирование по времени проводится явными и неявными схемами. Двухуровневое распараллеливание MPI+OpenMP и инфраструктура для работы с большими неструктурированными сетками дает возможность задействовать для одного расчета несколько десятков тысяч процессорных ядер и использовать сетки с числом элементов более миллиарда.

В рамках развития TRD.Solver для инженерного использования внедрен основной инструментарий, необходимый при оценке газодинамической эффективности турбомашин: граничные условия для решения внутренних задач, в том числе возможность задания массового расхода в отборах и источниках в процентном соотношении от входного, поверхность смещения для сопряжения стационарных и вращающихся областей [4], продолжается разра-

ботка нелинейного гармонического метода NLH [5, 6] для моделирования нестационарных эффектов и др. Проведен комплекс работ по ускорению счета, в том числе реализован многосеточный метод с полной аппроксимацией FAS Multigrid [7, 8] на CPU и GPU, что позволило сократить время расчета до уровня коммерческих кодов. Для удобства применения разработан графический пользовательский интерфейс, обеспечена автоматизация настройки расчетного проекта при импорте сеточной модели в форматах TRD.Mesher и Numeca AutoGrid5: автоматическое задание граничных условий на сеточных поверхностях, вращения доменов и пр. Реализована возможность мониторинга сходимости локальных и интегральных величин в рамках GUI.

В процессе разработки ПО решено большое количество задач различного класса: плоские решетки, осевые, радиальные турбомашинны.

Литература

1. Абалакин И.В., Бахвалов П. А., Горобец А.В., Дубень А.П., Козубская Т.К. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики // Вычислительные методы и программирование, т.13 (2012), С. 110-125.
2. Gorobets A.V. Parallel algorithm of the NOISETte code for CFD and CAA simulations // Lobachevskii Journal of Mathematics, 2018, 39(4) pp 524–532.
3. Bakhvalov P.A., Abalakin I.V., Kozubskaya T.K. Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes // Int. J. Numer. Methods Fluids, 2016, 81(6) pp 331–356.
4. Duben, A., Gorobets, A., Soukov, S., Marakueva, O., Shuvaev, N., Zagitov, R. (2022). Supercomputer Simulations of Turbomachinery Problems with Higher Accuracy on Unstructured Meshes. In: Voevodin, V., Sobolev, S., Yakobovskiy, M., Shagaliev, R. (eds) Supercomputing. RuSCDays 2022. Lecture Notes in Computer Science, vol 13708. Springer, Cham.
5. Duben, A.P., Zagitov, R.A. and Shuvaev, N.V.: Nonlinear harmonics method for supercomputer simulations of fluid dynamics in turbomachines with higher accuracy on unstructured meshes. Lobachevskii J. Math., 8, (2024), 10.1134/S1995080220080077.

6. Duben, A., Zagitov, R., Shuvaev, N., Marakueva, O. (2025). Towards an Adaptation of the Nonlinear Harmonics Method Realized in an Unstructured Flow Solver for Simulation of Turbomachinery Problems on Supercomputers. In: Voevodin, V., Antonov, A., Nikitenko, D. (eds) Supercomputing. RuSCDays 2024. Lecture Notes in Computer Science, vol 15406. Springer, Cham.
7. A. V. Gorobets. An Approach to the Implementation of the Multigrid Method with Full Approximation for CFD Problems // Computational Mathematics and Mathematical Physics, 2023, Vol. 63, No. 11, pp. 2150–216.
8. Gorobets, A.V., Soukov, S.A. & Magomedov, A.R. Heterogeneous Parallel Implementation of a Multigrid Method with Full Approximation in the Noisette Code. Math. Models Comput. Simul. 16, 609–619 (2024).

ИНИЦИАЛИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕЧЕНИЯ В МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ ТУРБОМАШИНАХ В ПК TURBOR&D

Д.В. Ворошнин, Р.А. Загитов, О.В. Маракуева,

С.Д. Сальников, Н.В. Шуваев

ООО «ИЦ ЧИССЛ», Санкт-Петербург, contact@rescent.ru

При численном моделировании течений в турбомашинах выбору начальных условий обычно уделяется крайне мало внимания и инициализация выполняется средствами CFD-решателя. С учётом того, что, как правило, используются CFD-решатели общего назначения, начальное распределение параметров может быть достаточно далеко от проектных значений, что может приводить к «развалу» решения при запуске расчётов и повышению времени их выполнения. Данная проблема особенно актуальна при моделировании течений в многоступенчатых турбомашинах.

Многоступенчатая турбомашинa представляет собой последовательность венцов – статоров и роторов. Решение задачи инициализации разделено на две составляющие: а) нахождение интегральных параметров на всех межвенечных интерфейсах и б) нахождение распределений газодинамических полей в узлах расчетной сетки в каждом из венцов по отдельности.

При определении параметров на межвенечных интерфейсах рассматривается квази-одномерное течение совершенного газа. При инициализации течения принята гипотеза об отсутствии потерь полного давления в венцах. В качестве дополнительного параметра у пользователя запрашивается значение полного давления на выходе, что существенно облегчает расчёты.

Течение внутри венца рассматривается как течение сжимаемого невязкого газа, описываемое уравнениями Эйлера, что позволяет получить физически корректное распределение параметров в каждом венце.

Граничными условиями на поверхности лопаток и обводов проточной части являются условия непротекания. На входном и выходном сечении задаются параметры, получаемые в ходе решения квази-одномерной задачи течения совершенного газа.

ПРИМЕНЕНИЕ 3D РЕШАТЕЛЯ TRD.SOLVER ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ГАЗОДИНАМИКИ ТУРБОМАШИН

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

ООО «ИЦЧИссл», Санкт-Петербург, d.voroshnin@rescent.ru

В докладе приводятся результаты применения отечественного 3D CFD решателя TRD.Solver для моделирования течения в турбомашинах, рассмотрены задачи различного класса: плоские компрессорные и турбинные решетки, одноступенчатые и многоступенчатые турбомшины, осевые и радиальные конфигурации.

Одним из примеров использования является моделирование течения в трёхступенчатом осевом компрессоре низкого давления (КНД) авиационного двигателя на различных частотах вращения. Течение в КНД характеризуется сверхзвуковым уровнем числа Маха в относительном движении: на периферии первой рабочей лопатки оно достигает значения 1.6. Выполнена оценка влияния числа Рейнольдса при полете на больших высотах, показана необходимость учета ламинарно-турбулентного перехода.

Также приводятся результаты численной оценки работы ступени турбины со степенью расширения 4.2 на нерасчетном режиме, моделирование 16-ступенчатого осевого компрессора и др.

Сравнение с результатами коммерческих кодов показывает эффективность решателя TRD.Solver с точки зрения точности моделирования и скорости получения решения.

Литература

1. Duben, A., Gorobets, A., Soukov, S., Marakueva, O., Shuvaev, N., Zagitov, R. (2022). Supercomputer Simulations of Turbomachinery Problems with Higher Accuracy on Unstructured Meshes. In: Voevodin, V., Sobolev, S., Yakobovskiy, M., Shagaliev, R. (eds) Supercomputing. RuSCDays 2022. Lecture Notes in Computer Science, vol 13708. Springer, Cham.
2. Duben, A., Zagitov, R., Shuvaev, N., Marakueva, O. (2025). Towards an Adaptation of the Nonlinear Harmonics Method Realized in an Unstructured Flow Solver for Simulation of Turbomachinery Problems on Supercomputers. In: Voevodin, V., An-

- tonov, A., Nikitenko, D. (eds) Supercomputing. RuSCDays 2024. Lecture Notes in Computer Science, vol 15406. Springer, Cham.
3. Japikse D., Marscher W.D., Furst R.B. Centrifugal Pumps Design and Performance, Wilder, VT, 1997.
 4. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров Текст. / Н. Кампсти. - М.: Мир, перевод под ред. Ф. Ш. Гельмедова, 2000.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ПОВЫШЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗА СЧЕТ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕРНИЗАЦИИ ТУРБОМАШИН ПРИ МИНИМАЛЬНОМ ЧИСЛЕ ИЗМЕНЯЕМЫХ ДЕТАЛЕЙ

Е.С. Горячкин, В.М. Зубанов, А.Е. Якимов, Е.Д. Гатауллина

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, porov@ssau.ru

Объектом исследования являлся газотурбинный двигатель промышленного применения. Целью работы был поиск возможностей повышения его параметров за счет газодинамической модернизации турбомашин. В качестве условия рассматривалось минимальное число изменяемых деталей для минимизации стоимости модернизации [1].

В рамках работы было выполнено термодинамическое моделирование базового двигателя и термодинамическое моделирование с варьированием значения пропускной способности первого соплового аппарата свободной турбины (CA1 СТ). На основании выполненных исследований определена оптимальная пропускная способность CA1 СТ и выполнено его газодинамическое перепроектирование. На следующем этапе работы оценена теоретическая возможность увеличения КПД турбомашин и выполнен расчет термодинамической модели с учетом возможного прироста КПД как отдельных изменяемых турбомашин, так и со всеми изменениями вместе. На основании этих исследования сформированы направления газодинамической модернизации турбомашин. Далее разработаны проекты газодинамической модернизации и выполнена оценка их влияния на параметры двигателя.

В результате работы сформированы возможные пакеты модернизации двигателя и выполнена их оценка исходя из возможного прироста эффективности двигателя и числа изменяемых деталей.

Исследование выполнено за счет средств государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, шифр проекта FSSS-2026-0005

Литература

1. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. 1204 с.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДИКИ СКВОЗНОГО ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ДОВОДКЕ КОМПРЕССОРОВ И ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.А. Давыдов, И.С. Добровольский, К.Р. Пятунин

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

Одной из приоритетных задач отечественного двигателестроения является разработка газотурбинных двигателей/ Газотурбинные двигатели имеют широкое применение, могут использоваться в качестве силовой установки в летательных аппаратах, эксплуатируются в качестве источника энергии в наземных генераторных установках и т.д.

Требуется инструмент, который позволит создать в кратчайшие сроки линейку газотурбинных двигателей, удовлетворяющих стратегическим потребностям.

Современная методология проектирования газотурбинных двигателей предполагает использование численного моделирования рабочего процесса в узлах на всех этапах разработки [1]. В настоящее время совершенствуются технологии создания цифровых двойников, которые также основываются на численном моделировании. Моделирование рабочего процесса отдельных узлов газотурбинных двигателей уже интегрировано в методологию проектирования [2].

При этом такие задачи проектирования, как расчет пневматической схемы двигателя, осевых усилий, действующих на ротор, определение параметров потоков во внутренних полостях, общие задачи термодинамического анализа решаются на основании одномерных методик, применение которых требует обязательного уточнения по результатам испытаний, а также работы многочисленного коллектива специалистов, что приводит к увеличению стоимости разработки [3].

Одномерные методики не учитывают или учитывают с помощью вводимых (не всегда корректно) поправочных коэффициентов неравномерность и распределение параметров потока по радиусу, потери в каналах, остаточную закрутку и так далее.

Полностью исключить использование одномерных расчетных моделей различного уровня при проектировании ГТД в настоящее время не представляется возможным, но для некоторых двигателей различного назначения может быть реализовано сквозное численное моделирование рабочего процесса. Этому способствуют следующие факторы.

1. Отсутствие системы охлаждения турбины (размерность конечно-элементной модели двигателя сопоставима с расчетной моделью задачи сопряженного теплообмена лопатки соплового аппарата турбины ТРДД с развитой системой охлаждения).

2. Небольшие размеры проточной части и простота реализации интерфейсов (имеется только два вращающихся домена: рабочее колесо компрессора и рабочее колесо турбины).

3. Небольшие объемы внутренних полостей (практически отсутствуют междисковые полости, незначительное количество лабиринтных уплотнений).

Указанные особенности таких двигателей позволяют применять сквозное моделирование рабочего процесса в качестве инструмента для их проектирования, причем без использования значительных вычислительных и кадровых ресурсов в приемлемые сроки.

Была разработана методология проектирования двигателей с использованием этого инструмента и проведена валидация на объектах различной тяги по проведенным испытаниям изготовленных двигателей.

Методика сквозного численного моделирования рабочего процесса требует в качестве исходных данных (помимо сеточных моделей узлов) только параметры атмосферы и расход и параметры распыла топлива (все остальные параметры, в том числе обороты ротора получаются в процессе расчета).

Были решены следующие задачи:

1. Определены параметры рабочего тела во всех сечениях проточной части при учете совместной работы отдельных узлов двигателя.

2. Определены параметры воздуха во внутренних полостях двигателя – в системе охлаждения и наддува опор.

3. Определена осевая сила ротора и зависимость крутящего момента от оборотов ротора (в том числе на режимах запуска – без горения топлива в камере сгорания).

4. Определены характеристики элементов двигателя без применения итерационного процесса доводки, основанного на последовательном расчете термодинамики, уточнении характеристик узлов и многократного повторения этого процесса вплоть до надлежащего совпадения.

5. Определение параметров в местах установки препараций для валидации расчетной модели по результатам испытаний двигателя.

6. Разработан практический обучающий курс для студентов и магистров по разработке цифрового двойника газотурбинного двигателя с использованием технологии сквозного моделирования.

Представленная методология позволила объединить ранее разрозненные направления моделирования элементов конструкции газотурбинного двигателя, таких как компрессор, камера сгорания, турбина, входное и выходное устройство, а также внутренние полости.

Наиболее существенным достижением стало определение точек совместной работы на характеристиках узлов. Так на рисунке 1 показано сравнение ЛРР, полученных при классической термодинамической увязке двигателя и при сквозном моделировании.

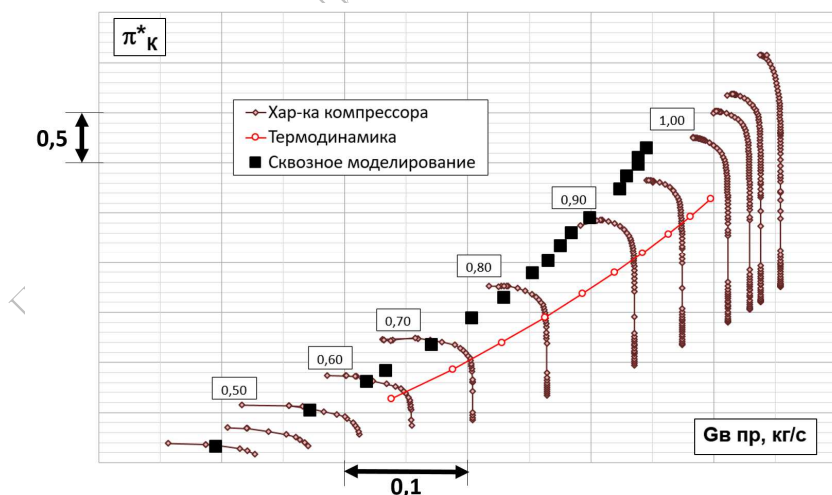


Рис. 1. Сравнение результатов термодинамического анализа, сквозного моделирования и данных с испытаний

Отличия в линиях объясняются тем, что в термодинамическую модель были заложены заниженные потери в камере сгорания и выходном устройстве, а также завышенная пропускная способность турбины, полученные в изолированных расчетах узлов. В результате при проведении испытаний двигатель не выдал требуемую тягу, что и было предсказано сквозным моделированием.

После разработки мероприятия по снижению потерь в камере сгорания, выходном устройстве и модернизации турбины – в сквозной модели узлы были заменены на новые. Проведенное моделирование сразу позволило получить все параметры двигателя в расчетной точке и показало правильность принятых решений без осуществления полного цикла расчета узлов и термодинамической увязки новых данных.

Таким образом, сквозное моделирование является одним из инструментов проверки правильности вносимых в двигатель изменений (раскрытие площади горла соплового аппарата, критического сечения сопла и других), а также оценки влияния отклонений деталей от допуска вместо пересчета узлов и занесения их характеристик в термодинамическую модель.

Полученные результаты показали высокую эффективность использования сквозного моделирования рабочего процесса при проектировании малоразмерных газотурбинных двигателей. По результатам выполненных исследований даются рекомендации по этапам проведения сквозного моделирования, по повышению стабильности расчета и сокращению времени моделирования.

Эти рекомендации позволяют применять сквозное моделирование при проектировании, делая его сравнительно быстрым и точным способом доводки компрессоров, турбин и двигателя в целом.

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. Ворошнин Д. В., Егоров И. Н., Михеев М. Г., Федечкин К. С. Опыт использования CFD методов (программный комплекс

NUMECA FINE\Turbo) для разработки сложных технических систем.

3. Лещенко, И. А., Буров, М. Н. Всережимная математическая модель для расчета параметров и характеристик ТРДД коммерческого самолета // Климовские чтения — 2024: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сб. ст. науч.-техн. конф. — Санкт-Петербург, 2024. — С. 111-120.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

АЛГОРИТМ РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОГО АНАЛИЗА И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ СТУПЕНЕЙ С ОСЕРАДИАЛЬНЫМИ РАБОЧИМИ КОЛЕСАМИ

А.М. Данилишин, А.Н. Любимов, В.В. Неверов,

Р.А. Штаничев

ООО НПФ "ЭНТЕХМАШ", г. Санкт-Петербург,

liubimov@entechmach.com

Алгоритм комплексно сочетает в себе подходы проверенные методики проектирования [1] и современные подходы повышения эффективности проточной части [2] при газодинамическом расчете ступеней центробежных компрессоров, поставляемых ООО НПФ "ЭНТЕХМАШ". Такая комплексность решения обеспечивает решение технических проблем и выполнение требований технического задания.

Сперва по техническому заданию производится задание исходных данных для газодинамического 1D-расчета компрессора с целью определения предварительных геометрических параметров проточной части. Характерные величины предварительно подбираются по базе данных модельных ступеней, математическим моделям, обобщенным газодинамическим характеристикам геометрически неподобных ступеней и рекомендациям для проектирования. Обычно для получения геометрических параметров базового прототипа используются простые математические модели потерь и напора, разработанные на обобщении большого статистического материала теоретических и экспериментальных данных. Ввиду ограниченности/отсутствия экспериментальных данных проточных частей с осерадиальными рабочими колесами газодинамические соотношения базового прототипа могут быть выбраны некорректно. Поэтому выполняется первичная оптимизация проточной части с помощью параметрической и квазитрёхмерной моделей 2D.

После определения базового прототипа выполняется оптимизация формы проточной части с применением современных методов расчета вязкого пространственного течения газа в проточной части компрессора, основанных на численном решении уравнений

Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу. Расчет реализован в коммерческом программном продукте Numeca FINE/Turbo [3]. Алгоритм позволяет в сжатые сроки производить газодинамический расчет высокоэффективных проточных частей ступеней центробежных компрессоров с достижением приемлемой точности, исключая или минимизирующий экспериментальную доводку.

Литература

1. Ден Г.Н. Механика потока в центробежных компрессорах. Л.: Машиностроение, 1973, 272 с.
2. Данилишин А.М., Кожухов Ю.В., Симонов А.М. Комплексный метод автоматизированного проектирования двухзвенных ступеней с осерадиальным рабочим колесом центробежных компрессоров // Вестник Международной академии холода. 2020. № 1. С. 3-11.
3. Неверов В.В., Чеглаков И.В., Любимов А.Н. Проектирование центробежных компрессорных машин с использованием методов вычислительной газодинамики // Компрессорная техника и пневматика. – 2018. – № 4. – С. 24-28.

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕПЛОНАПРЯЖЕННОГО КВД ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД

Я.М. Дружинин, П.Г. Кожемяко, В.И. Милешин,
С.В. Панков

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ymdrzhinin@ciam.ru

Разработка высокоэффективного теплонапряженного компрессора высокого давления двигателя с умеренной степенью двухконтурности для гражданских воздушных судов с длительным временем полёта на повышенной крейсерской скорости является комплексной задачей, включающей в себя достижение требуемых газодинамических характеристик (G , π^*_{κ} , $\eta^*_{\text{ад}}$) при минимальной массе, обеспечение устойчивой работы в широком диапазоне параметров потока на входе, а также обеспечение прочности и ресурса наиболее нагруженных элементов конструкции, таких как рабочие лопатки и диски замыкающих ступеней. Длительный полёт с высокой крейсерской скоростью (по сравнению с массово эксплуатируемыми гражданскими ЛА), помимо достижения целевых аэродинамических характеристик, накладывает дополнительные ограничения на облик проточной части компрессора: окружная скорость на периферии диска замыкающей ступени не должна превосходить уровень, обеспечивающий запас прочности и необходимый ресурс при экстремально высокой (более 600°C) температуре газа на выходе из компрессора.

В работе рассматривается умеренно нагруженный 8-ступенчатый компрессор высокого давления с относительным диаметром втулки на входе в первую ступень $d_{\text{отн}}=0,57$ и приведенной окружной скоростью на периферии $U_{\text{R1_tip}}=379$ м/с на режиме $n_{\text{пр}}=100\%$. Проектная степень повышения полного давления компрессора составляет $\pi^*_{\kappa}=11,3$. Для достижения высокого уровня запасов ГДУ $\Delta K_y > 20\%$ во всём диапазоне режимов работы применяется регулирование входного направляющего аппарата, а также направляющих аппаратов первых двух ступеней.

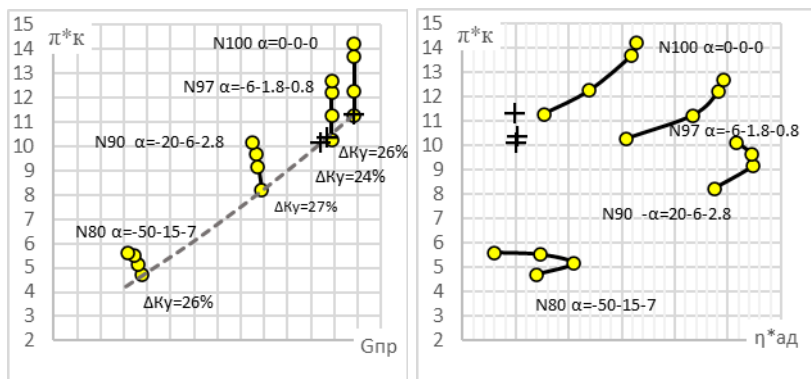


Рис. 1. Интегральные характеристики КВД

Выполнен расчёт интегральных характеристик КВД в широком диапазоне частот вращения ротора в программном пакете NUMECA Fine/Turbo [1], подобрано регулирование (рис. 1). Анализ полученных интегральных характеристик для различных частот вращения показал, что для всех рассмотренных режимов достигается высокий уровень $\Delta K_y \approx 20\%$. Наиболее высокие уровни адиабатического КПД достигаются в диапазоне $n_{\text{пр}} = 90\%-97\%$ по частоте вращения. Получены поля течения в проточной части (рис. 2).

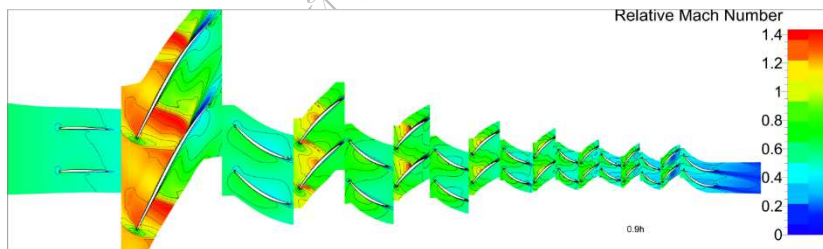


Рис. 2. Поле течения в КВД, расчёт NUMECA

Выполнен поверочный расчёт течения в КВД на проектном режиме в программном комплексе, основанном на численной схеме решения системы уравнений Рейнольдса по методу Годунова-Колгана, разработанном в ЦИАМ [2]. На рисунках 3, 4 представлено поле течения в меридиональном сечении, а также на поверхности от лопатки к лопатке

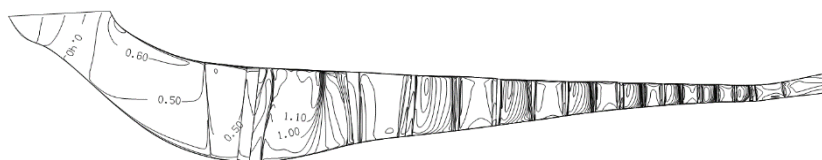


Рис. 3. Поле течения в КВД, расчёт в ПО ЦИАМ

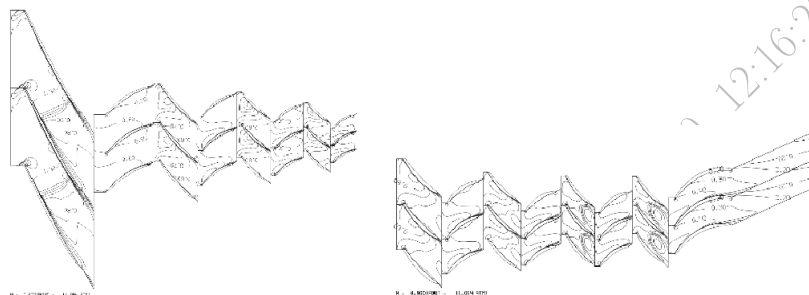


Рис. 4. Поле течения в КВД, расчёт в ПО ЦИАМ

Литература

1. Hirsch Ch., 1990, "Numerical Computation of Internal and External Flows, Volume 2", John Wiley & Sons
2. Численное решение многомерных задач газовой динамики / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов, А.Н. Крайко, Г.П. Прокопов, М.: Наука, 1976. 400 с

НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА TRD.MESHER ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ РАСЧЁТНЫХ СЕТОК В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТУРБОМАШИН

Р.А. Загитов, С.Д. Сальников, Н.В. Шуваев

ООО «ИЦ ЧИссл», Санкт-Петербург, r.zagitov@rescent.ru

При моделировании течений жидкости и газа наиболее трудозатратным для пользователя является процесс построения расчётной сетки. Для построения расчётной сетки необходимо подготовить геометрическую модель, выбрать блочную топологию (при использовании многоблочной структурированной сетки), задать параметры плотности сетки, необходимые для описания пограничных слоёв и других особенностей.

Программный комплекс TurboR&D.Mesher предназначен для автоматического построения многоблочных структурированных расчётных сеток в межлопаточных каналах турбомашин с учётом конструктивных особенностей.

Геометрически конструктивные особенности могут быть заданы исходными примитивами, например образующими поверхностей вращения для осесимметричных особенностей проточной части, или параметрически, например величина радиального зазора между лопаткой и корпусом. В дальнейшем геометрическая модель автоматически дорабатывается средствами TurboR&D.Mesher.

Задача определения блочной топологии для трёхмерной расчётной области межлопаточного канала с притрактовыми полостями распадается на две двумерные задачи.

1) Построение постоянной по высоте межлопаточного канала блочной топологии с произвольным числом лопаток и учётом изменения геометрии лопаток по высоте.

2) Построение блочной топологии для произвольных осесимметричных притрактовых полостей, при этом используется алгоритм, основанный на использовании срединной оси [1, 2].

Помимо этого, реализованы типовые сеточные шаблоны для стандартных элементов конструктивного оформления турбомашин: радиальные зазоры, в том числе частичные, галтели, подре-

занные кромки лопаток, двухконтурная постановка, носовой обтекатель, бандажные полки и отборы из проточной части.

Для оптимизации расчётной сетки используется вариационный метод, который обладает существенными преимуществами: во-первых, в рамках единого подхода определяются координаты внутренних и граничных узлов; во-вторых, благодаря барьерному свойству выбранного функционала гарантируется невырожденность сетки [3]; в-третьих, за счёт комбинирования функционалов форм и размеров ячеек удаётся обеспечить высокое качество расчётной сетки. К недостаткам данного подхода можно отнести большее время построения расчётной сетки и относительную сложность реализации, тем не менее с учётом требований к высокому уровню автоматизации и стабильности работы указанные недостатки можно считать менее существенными. Методика описана в [4], описание используемых функционалов можно найти в [3, 5].

Для автоматизации построения расчётной сетки поддерживаются макросы на языке JavaScript, запуск и управление программой из командной строки. Реализован экспорт в наиболее распространённый сеточный формат, CGNS (CFD General Notation System), есть возможность сохранения сетки разной плотности в соответствии с кратностью числа ячеек, использованной при генерации сетки.

ПК TRD.Mesher в настоящее время используется на предприятиях АО «Объединённая двигателестроительная корпорация», включён в реестр российского программного обеспечения (запись в реестре №13237 от 11.04.2022), получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021666027.

Литература

1. Fogg, H. J. Enhanced medial-axis-based block-structured meshing in 2-D / H.J. Fogg, C.G. Armstrong, T.T. Robinson // Computer-Aided Design. – 2015. – v.72, №5/6. – p.87-101. – DOI 10.1016/j.cad.2015.07.001.
2. Sun, L. Quadrilateral multi-block decomposition via auxiliary subdivision / L. Sun, C.G. Armstrong. T.T. Robinson, D. Papadimitrakis // Journal of Computational Design and

Engineering. – 2021. – v.8, № 3. – p.871-893. – DOI 10.1093/jcde/qwab020.

3. Азаренок, Б. Н. Вариационный метод построения гексаэдральных сеток с управляющей метрикой / Б.Н. Азаренок // Математическое моделирование. – 2008. – Т. 20, № 9. – С. 1-23.
4. Загитов, Р. А. Автоматическое построение блочноструктурированных расчётных сеток для турбомашин в программном комплексе TurboR&D.Mesher / Р. А. Загитов, С. Д. Сальников, Н. В. Шуваев // Математическое моделирование. – 2023. – Т. 35, № 10. – С. 53-68. – DOI 10.20948/mm-2023-10-04.
5. Farrashkhalvat, M. J.P. Miles. Basic Structured Grid generation with an introduction to unstructured grid generation / M. Farrashkhalvat, J.P. Miles // Butterworth Heinmann. – 2003. – 251 p. – DOI 10.1016/B978-0-7506-5058-8.X5000-X.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МОДЕЛИ ИНТЕРФЕЙСА РОТОР-СТАТОР ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРИ 3D-CFD РАСЧЕТЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

Б.В. Кароник, К.Н. Кикоть, К.С. Федечкин

*ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО “ОДК-УМПО”, Москва,
fedeconst@mail.ru*

В настоящее время при проектировании многоступенчатых осевых компрессоров и расчете их характеристик широкое распространение получило использование 3D-CFD модели течения в них [1, 2]. При создании такой модели компрессора одним из важных физических и математических допущений является описание взаимодействия вращающихся и не вращающихся элементов компрессора, ротора и статора. Ротор-статор взаимодействие по своей физической природе это нестационарный, периодический процесс, который для решения практических инженерных задач в 3D-CFD модели компрессора описывается как стационарное течение. Таким образом корректное математическое описание модели интерфейса ротор-статор взаимодействия при создании 3D-CFD модели многоступенчатого осевого компрессора является актуальной задачей для исследователя. В рамках данной работы проведено параметрическое исследование влияния различных факторов на данный вид взаимодействия на примере ряда многоступенчатых компрессоров, используемых в авиационных газотурбинных двигателях. Рассмотрены некоторые особенности построения расчетных сеток и модели передачи информации о течении через интерфейс ротор-статор. Проведена оценка влияния данных факторов на результат расчета характеристики компрессора в широком диапазоне частот вращения, выполнено сопоставление расчетных характеристик с экспериментальными данными.

Литература

1. Федечкин К.С., Кароник Б.В. Расчетные исследования ступени осевого компрессора в широком диапазоне частот вращения. Насосы. Турбины. Системы. №1(38). 2021 С. 47-55.
2. Кузьмин М.В., Егоров И.Н., Кретинин Г.В., Федечкин К.С. Аэродинамические особенности характеристик компрессора с раздельным истечением потоков. Авиационные двигатели №3 (24), 2024 г. С. 3-10.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ОСОБЕННОСТИ ВАЛИДАЦИИ 3D-CFD МОДЕЛИ НИЗКОНАГРУЖЕННОГО КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

К.Н. Кикоть, К.С. Федечкин

ОКБ им. А. Люльки, Москва, kikut_kn@okb.umpo.ru

Двигатель для современного самолёта должен обладать высокими параметрами на различных режимах полёта. Обеспечить данное требование возможно за счёт грамотного аэродинамического проектирования элементов двигателя, в частности компрессора.

Неотъемлемой частью современных подходов к проектированию являются методы вычислительной гидрогазодинамики (3D-CFD). Данные методы позволяют рассчитать газодинамические параметры компрессора и поле характеристик на различных этапах его проектирования. Однако, поскольку течение в компрессоре является достаточно сложным за счёт одновременного наличия областей дозвукового и сверхзвукового течений, необходима тщательная валидация расчётных моделей [1, 2].

В данной работе проводится валидация 3D-CFD модели четырёхступенчатого компрессора низкого давления авиационного турбореактивного двигателя. Рассматривается влияние настройки вычислительной модели на следующих этапах её создания: формирование геометрической модели компрессора, построение расчетной сетки, настройка расчетного модуля модели.

Проведённые параметрические исследования позволяют выделить два класса вычислительных моделей – «простые» модели со значительным упрощением геометрии, однопараметрическими моделями турбулентности, и «сложные» с максимально подробной геометрией, многопараметрическими моделями турбулентности, в нестационарной постановке. Первый класс моделей обладает преимуществом во времени расчёта и позволяет быстро получить приблизительные характеристики. Данные модели могут применяться при параметрических и оптимизационных исследованиях. Второй класс моделей учитывает наибольшее число влияющих факторов и позволяет рассчитать характеристики, наибо-

лее приближённые к экспериментальным данным. Однако подготовка и использование таких моделей занимает значительное время. По этой причине «сложные» 3D-CFD модели следует использовать для получения характеристик, применяемых в итоговой термодинамической модели двигателя на заключительных этапах проектирования.

Литература

1. Федечкин, К. С. Расчетные исследования ступени осевого компрессора в широком диапазоне частот вращения / К. С. Федечкин, Б. В. Кароник // Насосы. Турбины. Системы. – 2021. – № 1(38). – С. 47-55.
2. Абдельвахид, М. Б. Расчет влияния радиального зазора на характеристики ступени осевого компрессора / М. Б. Абдельвахид, Р. М. Федоров, К. С. Федечкин // Насосы. Турбины. Системы. – 2013. – № 1(6). – С. 44-53.

ОБ ЭВОЛЮЦИИ МОДАЛЬНОГО СОСТАВА АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ КАНАЛЕ С РАЗРЫВОМ ИМПЕДАНСА В URANS РАСЧЕТЕ ВО ВРЕМЕННОЙ ОБЛАСТИ

В. Е. Макаров, В.А. Шорстов

ЦИАМ им. П.И.Баранова, Москва, vashorstov@ciam.ru

Для цилиндрического канала с однородным потоком и фиксированным импедансом на внешней границе цилиндра решение задачи о распространении достаточно малых, гармонических по времени возмущений может быть получено в частотной области аналитически в виде линейной комбинации функций, именуемых модами. Для каждой моды оно представляется произведением с гармоническим множителем по углу, множителем на основе функций Бесселя по радиусу и экспоненциальным множителем по оси. Последний однозначно вычисляется по параметрам потока, целочисленным индексам моды и импедансу внешней границы [1]. При практическом применении звукопоглощающих конструкций (ЗПК) неизбежно возникают границы между ними и жесткой стенкой. В рамках аналитического решения для суперпозиции мод это приводит к перестроению системы базисных функций по радиусу и разрыву акустического поля в малой окрестности осевой координаты границы разрыва импеданса.

В настоящей работе задача о распространении акустических мод в цилиндрическом канале с потоком и разрывом импеданса стенки рассматривается в URANS постановке во временной области при помощи программы [2] совместно с импедансным граничным условием во временной области [3]. Такая постановка позволяет учесть нелинейные эффекты и трехмерный характер течения в практически значимых каналах при умеренных затратах вычислительных ресурсов. Цель текущей работы в сопоставлении изменения амплитуд акустических мод полученных при обработке URANS решения с изменениями амплитуд предписанными осевыми волновыми числами для уточнения представлений о работе импедансного граничного условия реализованного в программе [2].

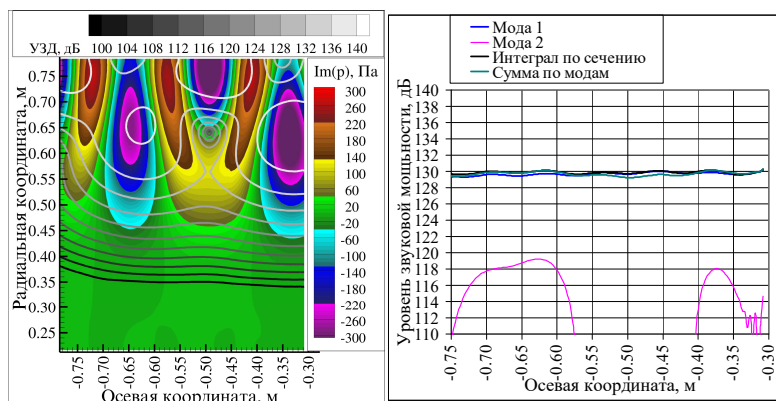


Рис. 1. Поле мнимой части образа Фурье и изолинии уровня звукового давления (УЗД) в плоскости симметрии слева и уровни акустической мощности (УЗМ) по длине канала справа для расчета с жесткой стенкой при числе Маха в канале 0.583

Расчетная область представляет собой кольцевой канал с внешним радиусом 0.784 м и втулкой 0.225 м. Втулка используется для исключения вырождения сетки на оси канала. Во всех расчетах текущей работы уровень акустического давления вблизи втулки более чем на 50 дБ ниже, чем на периферии, что сводит ее влияние к минимуму и позволяет использовать формулы для цилиндрического канала [1]. По осевой координате канал состоит из рабочей части и области демпфирования возмущений с длинами около полуметра. На конце канала соответствующем вытеканию осредненного потока задаются возмущения в виде суперпозиции нескольких радиальных мод с окружным волновым числом 15 и 30. Моды являются результатом разложения акустического поля перед вентилятором с 15 лопатками из работы [4] вращающегося с угловой составляющей скорости 394 м/с и осевыми числами Маха в канале 0.583 и 0.607. Исходная амплитуда мод была уменьшена в 10 раз или на 20 дБ для уменьшения эффектов нелинейности. Несмотря на то, что решается нестационарная задача, по постановке, все поле периодически с периодом равным 2π деленным на количество лопаток РК, угловая координата однозначно связана со временем. Это дает возможность выполнить модальный анализ по мгновенному полю параметров для каждого сеточного сечения канала. Все результаты представленные ниже полу-

чены обработкой мгновенного поля течения после расчета длиной в 4 полных оборота от установленного начального осесимметричного поля. Такого временного интервала было достаточно чтобы представленные параметры слабо зависели от времени расчета. На рис. 1 представлены результаты расчета на частоте следования лопаток ротора (ЧСЛ окружное волновое число 15).

По структуре поля акустического давления заметно как минимум 2 моды с разными осевыми длинами волн при этом уровень звуковой мощности полностью определяется первой радиальной модой из-за близости второй моды к частоте отсечки. УЗМ слабо меняется по длине канала как это и должно быть в случае жесткой стенки.

Для режимов с числами Маха 0.583 и 0.607 выбирался свой оптимальный импеданс [1], формирующий сдвоенную моду на ЧСЛ из двух младших радиальных мод. Траектории изменения осевых волновых чисел (k_x) на ЧСЛ при изменении величины обратной импедансу от нуля до оптимальных значений проиллюстрированы на рис. 2. Мнимые части сдвоенных мод соответствуют уровням их затухания 69.9 дБ/м и 62.5 дБ/м для рассмотренных чисел Маха среднего потока.

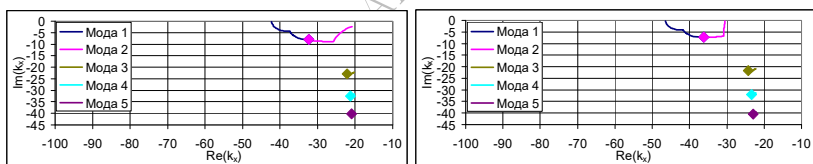


Рис. 2. Траектории изменения k_x на ЧСЛ при изменении величины обратной импедансу от нуля до оптимальных значений для потока с числом Маха 0.583 импеданс 3.67-1.82i слева, для потока с числом Маха 0.607 импеданс 4.42-1.96i справа

Рисунки 3 и 4 аналогичны 1, но на них представлены результаты расчета с импедансным граничным условием.

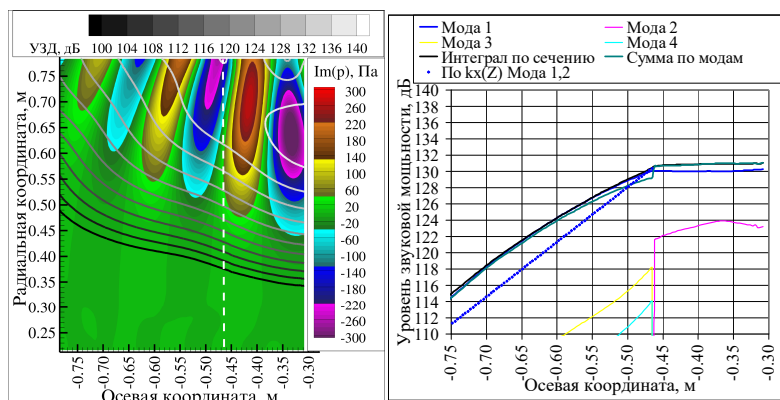


Рис. 3. Параметры аналогичны рисунку 1, белый пунктир положение разрыва импеданса, число Маха в канале 0.584

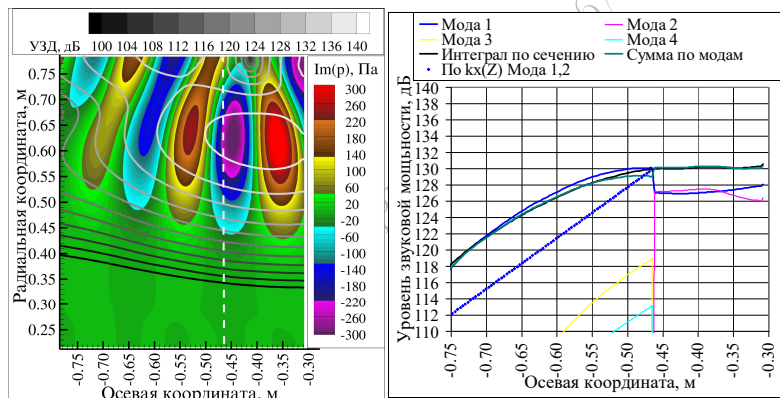


Рис. 4. Параметры аналогичны рисунку 1, белый пунктир положение разрыва импеданса, число Маха в канале 0.607

Оба представленных расчета продемонстрировали слабое изменение УЗМ в области жесткой стенки и предписанный осевыми волновыми числами темп затухания УЗМ на удалении около 1.5 осевых длин волн сдвоенной моды (синие точки рисунки 3, 4). При этом около границы разрыва импеданса присутствует область с гораздо более медленным затуханием чем предписывают волновые числа. Темп изменения параметров в ней показал высокую чувствительность к параметрам задачи, в том числе к сдвигу фаз между радиальными модами в канале с жесткой стенкой.

Литература

1. А.Г. Мунин, В.М. Кузнецов, Е.А. Леонтьев Аэродинамические источники шума - Москва: Машиностроение, 1981.
2. В. А. Шорстов Программа для ЭВМ «Трекер вихрей и волн» («ВиВ Трекер»), свидетельство № 2022661092, 15.06.2022.
3. Dragna, D., Pineau, P., Blanc-Benon, P. A generalized recursive convolution method for time-domain propagation in porous media, J. Acoust. Soc. Am., Vol. 138, No. 2, 2015, pp. 1030–1042.
4. Шорстов, В. А. Расчет генерации, распространения и излучения шума в системе «сверхзвуковой воздухозаборник - ротор первой ступени вентилятора» на режиме взлета / В. А. Шорстов // Математическое моделирование. – 2025. – Т. 37, № 5. – С. 77-95. – DOI 10.20948/mm-2025-05-05. – EDN VJJFMC.

СКВОЗНОЙ РАСЧЕТ ТОНАЛЬНОГО ШУМА МОДЕЛЬНОГО ВЕНТИЛЯТОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГАРМОНИЧЕСКИХ МЕТОДОВ

В.И. Милешин, **А.А. Россихин**

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

Основными источниками тонального шума современных авиационных двигателей являются лопаточные машины – вентилятор, компрессор низкого давления, турбина низкого давления. Поэтому при проектировании перспективных авиационных двигателей важно иметь эффективные и достаточно точные и, по возможности, обеспечивающие высокую скорость расчета при ограниченных вычислительных ресурсах методы оценки шума лопаточных машин.

Одним из возможных подходов к увеличению скорости расчета тонального шума лопаточных машин является переход от методов расчета во временной области к методам расчета в частотной области. Гармонические методы, в рамках которых нестационарное поле течения ищется в виде заданного набора полей гармоник, доказали свою эффективность в применении к расчетам тонального шума вентиляторов, где они позволяют сократить расчетную область до одного межлопаточного канала на каждый венец [1]. Также в ряде работ было показано, что гармонические методы позволяют провести приближенный расчет тонального шума и для многоступенчатой турбомшины с приемлемой точностью и вычислительными затратами [2].

В процессе моделирования тонального шума турбомашин необходимо моделировать как взаимодействие венцов, так и процесс распространения возмущений, генерируемых при взаимодействии венцов, через проточный тракт турбомшины наружу. Обычно, с целью экономии ресурсов, используется гибридный подход к расчету, в рамках которого сначала производится расчет ротор-статор взаимодействия, а затем на основе результатов этого расчета – расчет распространения [3].

Следует отметить, что задача расчета распространения возмущений по тракту двигателя является не менее, если не более

требовательной к вычислительным ресурсам, чем расчет взаимодействия между венцами. Однако, в том случае если канал воздухозаборника или сопла является осесимметричным (что характерно для воздухозаборников и сопел стендовых установок), гармонические методы позволяют существенно ускорить расчет распространения шума. В этом случае решение может быть разложено на частотно-азимутальные гармоники (гармонические функции времени и азимутального угла), и расчет может быть проведен для каждой такой гармоники на двухмерной расчетной области, соответствующей меридиональному сечению исходной трехмерной геометрии [4]. Такой подход в некоторых источниках называется квазидвумерным. В случае, если решение может быть описано с помощью небольшого числа частотно-азимутальных составляющих, редукция трехмерной задачи к набору двухмерных может привести к ускорению акустических расчетов. Даже если в сопле установлены стойки и пилон, квазидвумерный подход позволяет, по крайней мере, получить приближенную оценку уровней шума в дальнем поле в задней полусфере.

Один из вариантов гибридного подхода к расчету тонального шума лопаточных машин, в котором для расчета взаимодействия между венцами используется метода расчета в частотной области, а для расчета распространения возмущений - квазидвумерный подход, был представлен в работе [4]. Он показал высокую эффективность при расчете акустических характеристик вентиляторов [5] и подпорных ступеней [2].

Тем не менее, использование такого подхода неизбежно вносит дополнительные ошибки в результаты расчета. Часть ошибок связана с тем, как разделение расчетных областей влияет на результаты расчетов средних полей течения. Граничные условия для среднего поля течения на входе и выходе из расчетной области для лопаточной машины могут не до конца воспроизводить характеристики поля течения на выходе из воздухозаборника и входе в сопло и наоборот. Ошибки в вычислении среднего поля течения в свою очередь приводят к ошибкам в вычислении акустического излучения рассматриваемого объекта.

Другая часть ошибок связана с тем, как разделение расчетной области на три части влияет непосредственно на акустические возмущения. Выделение отдельных расчетных областей – для лопаточной машины для воздухозаборника и для сопла, рас-

четы в которых проводятся по отдельности, не позволяет учесть их акустическое взаимодействие. В рамках гибридного подхода неявно подразумевает, что отражения от входа в воздухозаборника и выхода из сопла малы, что справедливо далеко не для всех мод.

Чтобы исследовать влияние таких ошибок на результаты акустических расчетов, в данной работе представлен сквозной прямой расчет тонального шума модельного вентилятора со сверхнизкой окружной скоростью [6] в передней и задней полусферах на режиме «взлет». Вентилятор рассматривается в компоновке, в которой он испытывался на стенде ЦИАМ.

Расчет был выполнен с использованием численного метода, разработанного в ЦИАМ [4]. Метод расчёта базируется на решении линейных или нелинейных уравнений Эйлера для возмущений поверх вязкого стационарного среднего поля течения в системе отсчета вращающихся венцов. На первом этапе вычислений, с использованием полных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса и интерфейсов между венцами типа “mixing plain”, проводится расчет среднего стационарного поля течения внутри турбомшины. На втором этапе вычислений производится нестационарный расчет распространения возмущений. При его проведении для пространственной дискретизации используется метод конечных объемов. Для аппроксимации потоков используется DRP (Dispersion Relation Preserving) схема четвертого порядка. Для выполнения шага по времени в данной работе использовалась схема Рунге-Кутты типа HALE-RK (High-accuracy large-step explicit Runge-Kutta) четвертого порядка. Дополнительные подробности можно найти в [4,5].

Расчет среднего поля течения проводился для расчетной области, включающей в себя воздухозаборник, вентилятор с рабочим колесом и спрямляющим аппаратом и сопло (рис. 1). Между воздухозаборником и рабочим колесом, рабочим колесом и спрямляющим аппаратом и спрямляющим аппаратом и соплом расположены интерфейсы типа “mixing plain”.

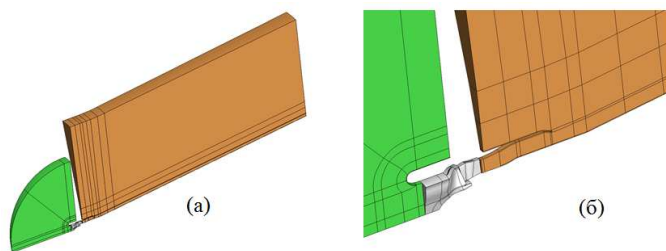


Рис. 1 Схема расчетной области:
а) общий вид; б) увеличенный фрагмент

Расчет тонального шума проводится для той же самой расчетной области. При этом для расчета в частях расчетной области, связанных с воздухозаборником и соплом, используется квазидвумерный метод расчета, а для расчета взаимодействия между рабочим колесом и спрямляющим аппаратом используется 3D метод расчета в частотной области. Для обеспечения связи между различными частями расчетной области используются специальные интерфейсы, на которых на каждой итерации производится передача через границу параметров полного поля течения для заранее заданного набора азимутальных мод. Для тех возмущений, которые не передаются через границу, ставятся неотражающие характеристические граничные условия.

Также проведен расчет тонального шума рассматриваемого вентилятора с использованием гибридного подхода в постановке, использовавшейся в работах [2, 4, 5]. Произведено сравнение результатов расчетов. Проведено исследование причин различий между результатами расчетов, выполненных в разных постановках.

Литература

1. Verdon, Joseph M.: Linearized Unsteady Aerodynamic Analysis of the Acoustic Response to Wake/Blade-Row Interaction. NASA/CR—2001-210713, 2001.
2. Rossikhin A.A., Pankov S.V., Mileshein 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.

3. Polacsek C., Barrier R., 2007, "Aeroacoustic computations of a counter-rotating fan", Proceedings of 14th International Congress on Sound and Vibration (ICSV14), Cairns, Australia, July 9-12, 2007.
4. Nyukhtikov M.A., Rossikhin A.A., Sgadlev V.V., Brailko I.A. – Numerical Method for Turbo-Machinery Tonal Noise Generation and Radiation Simulation Using CAA Approach, GT2008-51182, ASME Turbo Expo 2008, Berlin, Germany June 9-13, 2008.
5. Rossikhin A.A, Khaletskiy Y.D., Mileschin V.I. - Evaluation of The Tone Noise of a Fan on The Basis of The 3D Computation of Rotor-Stator Interaction, TsAGI Science Journal, 47 (2): 185–205 (2016).
6. Pankov S.V., Mileschin V.I., Orekhov I.K., Fateev V.A., Development of Direct-Driven And Geared Fan Stages With Reduced Tip Speeds, GT2017-64585, ASME Turbo Expo 2017, 2017.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОХЛАЖДАЕМОЙ ТУРБИНЫ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Г.М. Попов, С.А. Мельников, Е.С. Горячкин, А.И. Щербань

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, popov@ssau.ru

Процесс проектирования охлаждаемой турбины включает несколько этапов, на каждом из которых используются численные модели разных дисциплин разного уровня детализации [1, 2]. При переходе на следующий этап проектирования рассматриваемая область поиска сужается, а проектирование выполняется с использованием более точных компьютерных моделей и тяжелых. В работы выделены модели в зависимости от этапа проектирования и обобщен опыт их применения.

1. Начальное многодисциплинарное проектирование с использованием одномерных моделей (рис. 1).

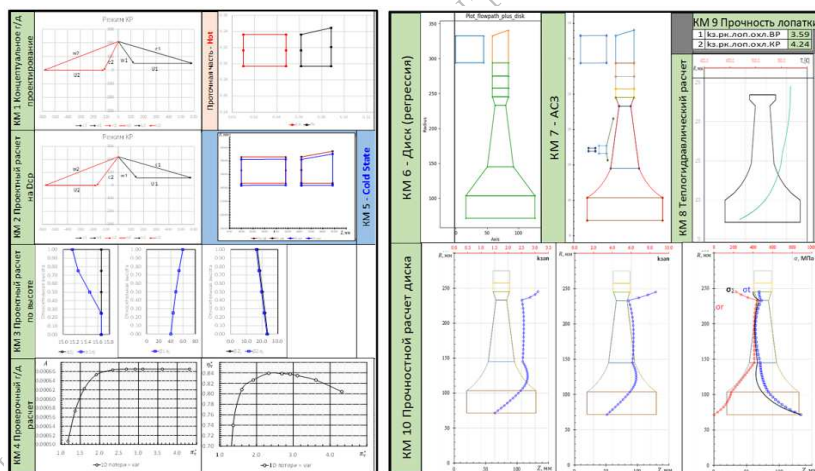


Рис. 1. Визуализация начального этапа
многодисциплинарного проектирования

Начальное проектирование включает проектные расчеты турбины и ее элементов (формирование геометрии) и проверочные расчеты турбины и ее элементов (анализ параметров и оптимизация с варьированием сформированной геометрии) с использованием 1D моделей.

2. Многодисциплинарное проектирование с использованием одномерных двухмерных и трехмерных моделей, их взаимной комбинаций и уточнением. На рисунке 2 показан пример многоуровневой газодинамической модели.

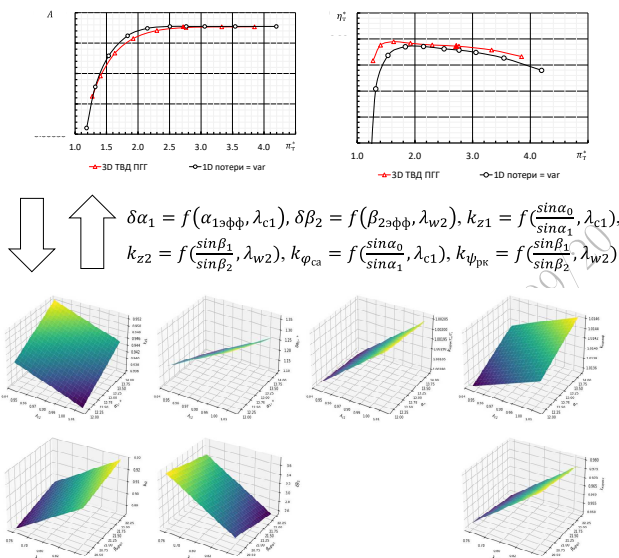


Рис. 2. Многоуровневая газодинамическая модель

На данном этапе проектирования выполняется газодинамическая оптимизация с использованием трехмерных моделей. Для соплового аппарата выполняется гидравлический расчет с целью проверки достаточной пропускной способности транзитного дефлектора. Для рабочей лопатки выполняется прочностной расчет с использованием трехмерной модели в упрощенной постановке. Также выполняется теплогидравлический и термомеханический расчет диска. При выявлении недостижения параметром прочности или пропускной способности лопаточных венцов для обеспечения требуемой пропускной способности выполняется повторное перепроектирование с уточнение распределений максимальной толщины лопаточных венцов.

3. Трехмерное сопряженное многодисциплинарное проектирование для обеспечения теплового и прочностного состояния.

Основной задачей, решаемой на данном этапе, является проектирование и расчётная доводка систем охлаждения сопловых

аппаратов и рабочих лопаток турбин. Обобщённый алгоритм представлен на рисунке 3.

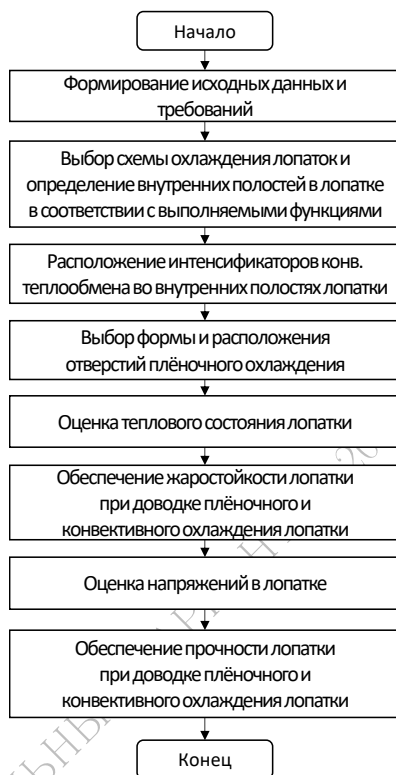


Рис. 3. Алгоритм проектирования и расчётной доводки охлаждаемых лопаток турбин

Для выполнения этапов алгоритма по формированию геометрии систем охлаждения сформированы рекомендации на основе опыта конструкций охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбин современных двигателей.

При выполнении расчётной доводки теплового состояния сопловых аппаратов используются упрощённые адиабатическое модели. Выполнение расчётной доводки теплового состояния рабочих лопаток разделено на два этапа: доводка системы охлаждения пера и периферии лопатки и доводка втулочной полки и замка. Это связано с постепенным усложнением используемой термомеханической модели для оценки запасов прочности.

4. Итоговая проверка целевых параметров, закладываемых при проектировании турбины, с использованием комплексной компьютерной модели (рис. 4).

Комплексная компьютерная модель турбины имеет минимальное число допущений. Она используется для финальной проверки выполнения требований. По результатам моделирования комплексной модели определяются коррекции, необходимые для учёта в моделях более низкого уровня.

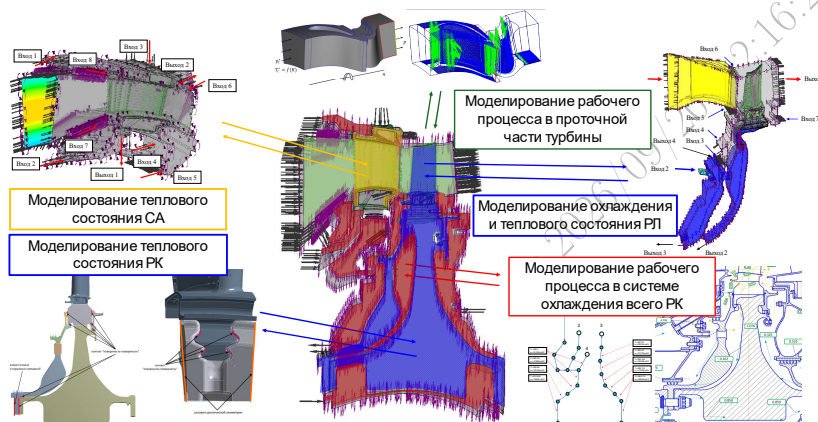


Рис. 4. Соответствие составляющих рабочего процесса, описываемых комплексной моделью используемым на этапе разработки охлаждаемой турбины уровня трёхмерного многодисциплинарного проектирования моделям

Таким образом на основе обобщения опыта выделено несколько этапов проектирования, различающихся применяемыми компьютерными моделями, временем получения результата и степенью риска в зависимости от целей проектирования и стадии проекта.

Исследование выполнено за счет средств государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, шифр проекта FSSS-2024-0015.

Литература

1. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. 1204 с.

2. Венедиктов В.Д., Крупа В.Г., Руденко С.В. и др. Опыт разработки высокоперепадной одноступенчатой турбины высокого давления для турбореактивного двухконтурного двигателя // Высокотемпературные газовые турбины. труды ЦИАМ № 1342 — 2010. — С. 57-64.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА

И.В. Спирин¹, А.А. Тармаев², К.С. Федечкин¹

¹ «ОКБ им. А. Леошки» филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва,

okb@okb.umpo.ru

² Московский авиационный институт, Москва, *mai@mai.ru*

Современная тенденция развития авиации предполагает переход к длительному полету летательных аппаратов на высотах более 11 км, что требует работы газотурбинных двигателей в области низких чисел Рейнольдса [1]. Обзор публикаций показывает, что для изолированных решеток и ступеней физика течения в таких условиях исследована подробно [2]. Но для многоступенчатых современных осевых компрессоров систематические данные практически отсутствуют. Дефицит результатов не позволяет выявить общие закономерности влияния числа Рейнольдса на эффективность компрессоров с различной аэродинамической нагруженностью [3]. А экспериментальные исследования на высотных стендах характеризуются высокой стоимостью и имеют ограничения по количеству измеряемых параметров [4].

Целью работы является разработка и валидация расчетной 3D-CFD модели компрессорной решетки и ступени в условиях переменного числа Рейнольдса, а также получение характеристик компрессора низкого давления и анализ изменения параметров при различных высотах полета.

В ходе работы выполнены 3D-CFD расчеты решеток, ступеней и компрессоров в программных комплексах Ansys CFX и Numeca. Валидация расчетной модели проведена на экспериментальных данных для решетки профилей серии C4 [5] и изолированной роторной ступени, составленной из профилей NACA 65 [6]; в рамках валидации исследовано влияние выбора модели турбулентности и расчетной сетки при варьировании углов атаки. С целью анализа особенностей течения при снижении числа Рейнольдса дополнительно выполнено численное исследование решеток, образованных профилями современных компрессоров. С применением валидируемой модели рассчитаны характеристики

КНД двигателя четвертого поколения в широком диапазоне приведенных частот вращения и высот полета.

На основе сопоставления расчетных и экспериментальных данных сформулированы следующие выводы:

1) Расчетные характеристики решеток и изолированной ступени демонстрируют удовлетворительное соответствие эксперименту, что подтверждает корректность выбора моделей турбулентности и граничных условий;

2) Результаты 3D-CFD расчета параметров КНД качественно согласуются с данными, полученными в ТБК ЦИАМ. В зависимости от приведенной частоты вращения и условий работы КПД компрессора и расход воздуха снижаются до 5%;

3) При определении параметров ГТД для высот свыше 11 км необходимо учитывать изменение характеристик осевых компрессоров, обусловленное влиянием низких чисел Рейнольдса.

Литература

1. Cheng H., Wang M., Zhou C., Zhao S., Lu X., Zhu J. Influence of Surface Roughness on a Highly Loaded Axial Compressor Stage Performance at Low Reynolds Number // International Journal of Aerospace Engineering. 2021. Vol. 2021. Article ID 1208492. 18 p.
2. Zhang X., Cao C. Effects of Reynolds Number on the Efficiency of Highly-loaded Multi-stage Axial Compressors // Aerospace Shanghai (Chinese & English). 2025. Vol. 42. No. 3. P. 16–25, 41.
3. Rhoden H.G. Effects of Reynolds Number on the Flow of Air through a Cascade of Compressor Blades / H.G. Rhoden // Reports and Memoranda of the Aeronautical Research Council. London: Her Majesty's Stationery Office, 1956. No. 2919. 36 p.
4. Ржавин Ю.А., Емин О.Н., Карасев В.Н. Лопаточные машины двигателей летательных аппаратов. Теория и расчет: учебное пособие / Под ред. Ю.А. Ржавина. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. 700 с.
5. Rhoden H.G. Effects of Reynolds Number on the Flow of Air through a Cascade of Compressor Blades / H.G. Rhoden // Reports and Memoranda of the Aeronautical Research Council.

London: Her Majesty's Stationery Office, 1956. No. 2919. 36 p.

6. Schulze W.M., Erwin J.R., Ashby G.C., Jr. NACA 65-series compressor rotor performance with varying annulus-area ratio, solidity, blade angle, and Reynolds number and comparison with cascade results. – Washington: National Advisory Committee for Aeronautics, 1953. – 42 p. (NACA RM No. L52L17, February 19, 1953).

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ПРОФИЛИРОВАНИЕ ЛОПАТОК ДИАГОНАЛЬНЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ

А.С. Фурашов

ФАУ «ЦАГИ», Жуковский, *a.furashov@tsagi.ru*

Осевые (рис. 1 а) и центробежные вентиляторы (рис. 1 б), основное направление течения в которых радиальное либо осевое, могут быть представлены как предельные случаи диагональных вентиляторов (рис. 1 в). Также к случаю диагонального вентилятора можно отнести вентилятор с меридиональным ускорением потока (рис. 1 г), который объединяет признаки диагональной и осевой машины.

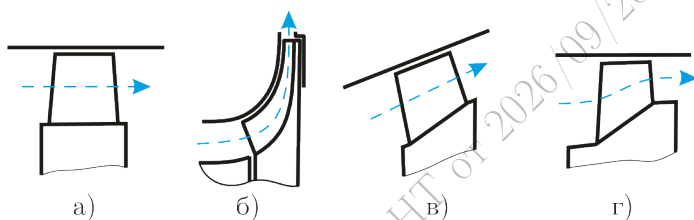


Рис. 1. Типы вентиляторов

В настоящее время для моделирования течения вязкого воздуха в вентиляторах применяются сеточные методы решения уравнений Навье—Стокса. Существенным ограничением применения этих методов в предварительном проектировании является их требовательность к вычислительным ресурсам.

Это особенно сказывается на оптимизационных задачах, так как время, затраченное на вычисления, пропорционально числу градиентов каждого параметра. Поэтому на этапе предварительного проектирования используют квазитрёхмерные модели, которые включают ряд упрощений, таких как раздельный анализ течения в меридиональном сечении и в сечениях по высоте лопатки.

Моделирование невязкого течения в меридиональной плоскости не представляет особой сложности, тогда как течение в кольцевом слое тока переменной толщины, с учётом изменения радиуса, осложнено инерционными силами и, как следствие, вихревым характером течения в относительном движении, что ограничивает использование характеристик плоских решёток [1].

Для решения задачи о профилировании лопаток вентилятора с меридиональным ускорением потока была использована математическая модель течения по осесимметричным поверхностям тока в

слое переменной толщины [2,3]. Модель основана на квазиконформном отображении и методе дискретных вихрей. Задача сводится к системе линейных уравнений с относительно небольшим (около 150) количеством неизвестных. Преимуществом является линейная зависимость решений, что позволяет определить характеристики течения при различных режимах работы решётки без повторного решения системы уравнений.

Было проведено профилирование с помощью квазитрёхмерной модели (Q3D), экспериментальное исследование течения и численное с решением уравнений Навье—Стокса осреднённых по Рейнольдсу (RANS) методом контрольных объёмов. Сравнение характеристик (зависимость коэффициента теоретического напора $\bar{H}_T$, коэффициента напора $\bar{H}$ и коэффициента полезного действия η от производительности φ), полученных различными методами, приведено на рис. 2.

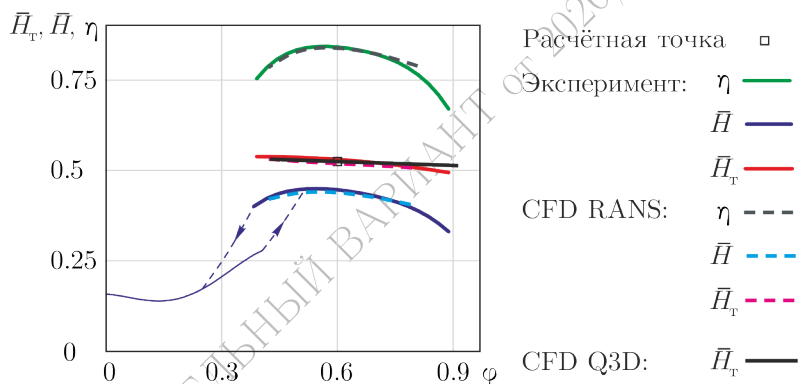


Рис. 2. Расчётные и экспериментальная характеристики

На рис. 3 приведено сравнение коэффициентов теоретического напора по высоте лопатки $\bar{H}_T(\bar{h})$ для трёх режимов работы: номинального ($\varphi = 0.6$); при увеличенной производительности ($\varphi = 0.8$); при пониженной производительности ($\varphi = 0.4$), вблизи срывного режима работы.

Математическая модель Q3D обеспечила соответствие $\bar{H}_T$ экспериментальным данным с отклонением 0.9% на расчётном режиме и менее 2.1% на нерасчётных. Основные ошибки моделирования находятся в периферийных областях лопатки и связаны с влиянием вязкости и радиального зазора, которое в данном подходе не учитывается. Несмотря на это, распределение параметров потока по высоте проточной части качественно верное и позволяет предсказывать изменения $\bar{H}_T$ на различных режимах работы.

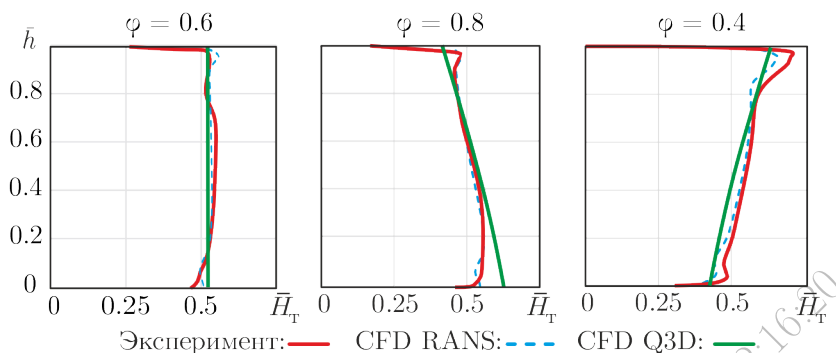


Рис. 3. Распределение $\bar{H}_T$ по высоте лопатки $\bar{h}$

При RANS-моделировании погрешность определения КПД η составила менее 1% при производительности φ от 0.4 до 0.7; коэффициента теоретического напора $\bar{H}_T$ не более 2.1%. По высоте проточной части распределение коэффициента теоретического давления $\bar{H}_T(\bar{h})$ удовлетворительно соответствует экспериментальному.

Квазитрёхмерный метод позволяет профилировать лопатки различных видов венцов: рабочие колёса и аппараты осевых вентиляторов с цилиндрической проточной частью, с меридиональным ускорением потока, диагональные вентиляторы, центробежные колёса и аппараты в S-образных каналах.

Литература

1. Жуковский М.И. Аэродинамический расчёт потока в осевых турбомашинах, Л.: Машиностроение, 1967, 287 с.
2. Фурашов А.С., Арбеков А.Н., Васенина П.М., и др. Математическое моделирование течения в рабочем колесе вентилятора с меридиональным ускорением, Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение», 2022, No. 4, С. 138–153, DOI: 10.18698/0236-3941-2022-4-138-153.
3. Арбеков А.Н., Митрофович В.В., Сапунов О.А., и др. Особенности решёток профилей с меридиональным ускорением потока, Учёные записки ЦАГИ, 2025, Т. 56, No. 5, С. 27–45.

ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ГРЕБНЕЙ НА СПИНКЕ ПЕРА ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ВТОРИЧНЫХ ПОТЕРЬ

М.Г. Черкасова

АО «Силовые машины», Санкт-Петербург, *cherkasova_mg@powerm-m.ru*

В криволинейных каналах решеток турбомашин давление в потоке вдоль корыта больше, чем вдоль спинки. Вблизи ограничивающих поверхностей, в пределах пограничного слоя скорости существенно меньше, чем в ядре потока, и центробежные силы инерции уже не способны уравновесить градиент давления в канале. Под действием перепада давлений начинается перетекание частичек газа по обводам проточной части от корыта к спинке. Эти частички, скапливаясь в районе выходной кромки, образуют вихревые структуры, диссипация которых приводит к росту вторичных потерь.

На текущий момент существует ряд способов снижения вторичных потерь – тангенсальный наклон лопаток, саблевидный профиль, меридиональное поджатие проточной части, перераспределение угла поворота потока по радиусу, несимметричные концевые стенки, гребни на спинке пера лопатки и др. Самым простым способом с точки зрения профилирования является добавление гребней на спинку пера лопатки (рис. 1), так как остальные способы требуют сложного профилирования всего тела лопатки.

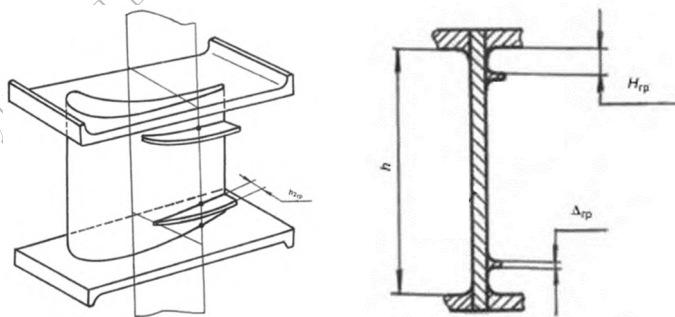


Рис. 1. Аэродинамические гребни на спинке пера лопатки

Такие гребни крайне эффективны для высоконагруженных рабочих лопаток высотой около 100 мм и ниже.

Например, для рабочей лопатки (РЛ) первой ступени турбины газотурбинного двигателя мощностью 65 МВт добавление гребней при сохранении профиля пера дает прирост в КПД ступени 5%.

Из рис. 2 по линиям тока на спинке РЛ наглядно виден эффект от гребней. Вихри теряют свою интенсивность за счет чего снижаются вторичные потери. КПД ступени для профиля без гребней составляет 88.8%, с верхним гребнем – 91.5%, с верхним и нижним гребнями – 94.2%.

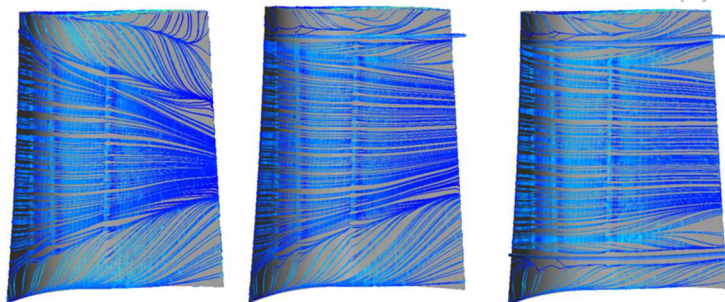


Рис. 2. Линии тока на спинке РЛ: левый профиль без гребней, средний с верхним гребнем, правый с верхним и нижним

Тем не менее, гребни на спинке пера не распространены в существующих осевых турбинах авиационного и стационарного типа. Будут рассмотрены с расчетной точки зрения особенности обеспечения работоспособности лопаток с гребнями на спинке пера лопатки, такие как оценка теплового и прочностного состояния, для заключения о целесообразности применения гребней для снижения вторичных потерь.

Литература

1. Ле Тиен Зыонг, Разработка и исследование конструктивных способов повышения КПД в концевых участках рабочих лопаток ТВД авиационных ГТД/ Тиен Зыонг Ле, В.Г. Нестеренко // Международный научно-исследовательский журнал. — 2018. — №1 (67). — DOI: 10.23670/IRJ.2018.67.095.
2. Месбах Мохсен. Разработка и численное исследование методов снижения концевых потерь энергии в сопловой решетке осевой

турбины: автореф. дис. ... канд. тех. наук: 2.4.7 / Месбах Мохсен. – Москва, 2025. – 20 с.

3. Ершов С.В., Яковлев В.А., Деревянко А.И. Верификация алгебраической модели ламинарно-турбулентного перехода при расчете трехмерного течения в турбинной решетке. Вісник двигунобудування (2), 2016, с. 128-138.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА СОПЛОВЫХ АППАРАТОВ МИКРОТУРБИН

А.И. Щербань, В.Н. Матвеев, В.М. Зубанов, И.М. Ильин

Самарский университет им. Королева, Самара, korneeva.ai@ssau.ru

При расчете характеристик микротурбин методами численного моделирования из-за малых размеров высот лопаточного венца (отношением высоты лопатки h к хорде $b - h/b = 0.05...0.5$) необходимо учитывать значительное возрастание относительной толщины пограничного слоя, а также смыкание вторичных вихрей [1]. Стандартные численные модели не отслеживают указанные эффекты. Как следствие, гидравлические потери в лопаточных венцах существенно занижаются.

Одно из возможных решений — усовершенствование численной модели за счёт учёта нестационарности, теплообмена между потоком и стенками канала, а также изменения конфигурации сеточной модели. В данной работе предложен более быстрый подход — корректировка результатов численного моделирования рабочих процессов сопловых аппаратов микротурбин с помощью коэффициентов идентификации.

В качестве базового соплового аппарата был выбран сопловой аппарат, экспериментальные характеристики которого в диапазоне $M_{Is}=1.04...1.82$ были получены с помощью установки для статических продувок [2].

Численная модель рабочего процесса СА была создана с использованием разработанных ранее рекомендаций по формированию оптимизационных численных моделей рабочего процесса лопаточных венцов осевых микротурбин [3].

Проверка на адекватность результатов численного моделирования экспериментальным данным с помощью критерия Фишера показала, что для зависимости $\varphi=f(M_{Is})$ полученное значение критерия Фишера F превышает его критическое табличное значение $F_{кр}$ при доверительной вероятности 95% и такие модели нельзя признать адекватными.

Уточнение характеристик СА, полученных с помощью численных моделей потока, проводилось путём их идентификации посредством соответствующих коэффициентов. Полученные ко-

эффиценты идентификации представляют собой регрессионные зависимости от изоэнтропического числа Маха и относительной высоты сопловых лопаток.

Использование идентифицирующих коэффициентов позволило получить характеристики сопловых аппаратов, адекватные экспериментальным данным в соответствии с критерием Фишера.

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2024-0015, «Изучение закономерностей рабочих процессов нагнетательных машин на базе сопряженных математических моделей»).

Литература

1. Богомолов Е.Н., Вятков В.В., Ремизов А.Е. Газодинамика лопаточных венцов и переходных каналов турбин современных ГТД. Москва: РАН. 2012. 168 с.
2. Щербань А.И., Зубанов В.М., Матвеев В.Н., Батурин О.В., Бинь Нгуен Тхань. Экспериментальное исследование влияния высоты лопаток на газодинамические характеристики соплового аппарата центростремительной микротурбины // Вестник УГАТУ. 2025. №3 (109). С. 85 – 95.
3. Щербань А.И., Матвеев В.Н., Зубанов В.М., Ильин И.М. Разработка рекомендаций по формированию численных моделей рабочего процесса лопаточных венцов осевых микротурбин // Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям "ICAM 2025". — 2025. — Т. 1. — С. 305-308.

ВВ Воркшоп по валидации и верификации вычислительных кодов

ТЕСТОВАЯ ЗАДАЧА ПО ОЦЕНКЕ ТОЧНОСТИ ЧИСЛЕННОГО РАСЧЕТА ПРОФИЛЕЙ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА СТУПЕНЧАТОМ КЛИНЕ ПЛОСКОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

С.М. Босняков

ЦАГИ, Жуковский, *bosnyakov@tsagi.ru*

Представлены экспериментальные данные, которые можно использовать для тестирования программных продуктов, предназначенных для исследования обтекания плоских сверхзвуковых воздухозаборников (ВЗ). Приведены примеры пробных расчетов.

Плоские ВЗ с боковыми щеками различной конфигурации широко применяются на практике. Поверхностями торможения в таких ВЗ являются многоступенчатые клинья ограниченной ширины. Торможение потока осуществляется в системах косых скачков уплотнения, образующихся в местах излома контура клина. На некоторых режимах скачки уплотнения отклоняются на большие углы и выходят за пределы боковых щек. При этом возникает сложное пространственное течение, которое сопровождается перетеканием газа в поперечном по отношению к вектору скорости набегающего потока направлении («боковое вытекание»). Перетекание возникает и в тех случаях, когда боковые щеки ВЗ частично или полностью срезаны.

Пограничный слой, наряду с «боковым вытеканием», оказывает существенное влияние на характеристики сверхзвуковых ВЗ. В настоящее время широко применяются различные программы расчета, разработанные на основе уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS). Цель данной работы состоит в подготовке тестового примера для оценки точности результатов, получаемых с применением таких программ.

Особое внимание уделено качеству экспериментальных данных. Они соответствуют критериям точности. При подготовке данной работы выполнено несколько серий испытаний с полной разборкой и последующей сборкой модели. Экспериментальное оборудование тщательно настраивалось и проходило полный цикл тарировок.

В работе исследована тестовая модель типичного плоского воздухозаборника, имеющего трехступенчатый клин торможения и обечайку (см. рис. 1). Измерение профиля полного давления в пограничном слое проводилось с помощью внутреннего координатного устройства, встроенного в полость сменного вкладыша модели. Микронасадок располагался вблизи входа в канал воздухозаборника в плоскости симметрии модели. Управление перемещением насадка и регистрация его положения осуществлялись с помощью специального пульта, снабженного счетчиками импульсов прямого и обратного хода. Особое внимание обращалось на подготовку к испытаниям расположенной перед микронасадком рабочей поверхности клина. Тщательно выравнивалась кромка, шпаклевался и зачищался стык со сменным вкладышем. Чистота обработки поверхности клина перед началом испытаний соответствовала $\nabla 7$.

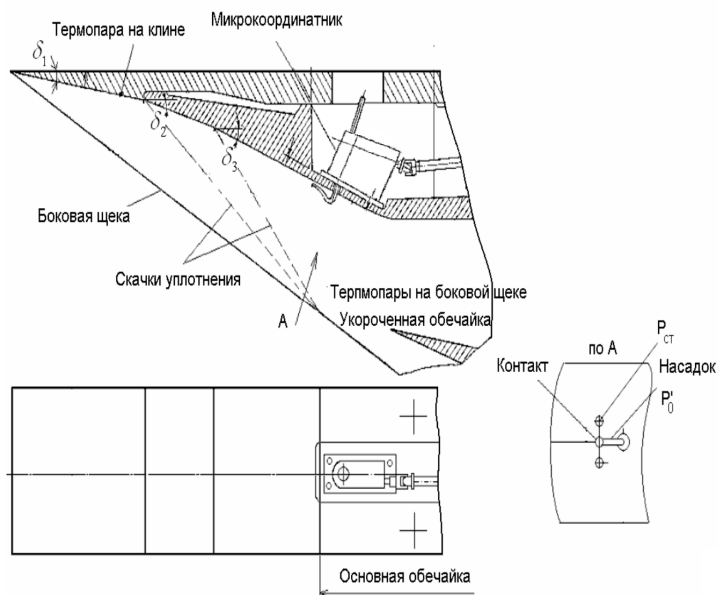


Рис. 1. Чертеж экспериментальной модели. (Рис. 3 из работы [1])

АДТ обеспечивала испытания в широком диапазоне чисел M . Число Рейнольдса варьировалось путем изменения полного давления в форкамере при фиксированном числе Маха. В процессе эксперимента осуществлялся контроль стабилизации давления

в трассах. В рабочей части АДТ модель устанавливается на стойке, которая крепится к механизму изменения углов атаки и скольжения. Число Рейнольдса вычислялось по «эффективной» длине трехступенчатого клина и параметрам потока на его третьей ступени. Было показано, что предварительный прогрев модели происходит за время порядка двух минут. При этом показания термопар, размещенных в разных местах модели, хорошо соответствуют друг другу (в пределах одного градуса).

«Снятие профиля» осуществлялось после установления всех температур. На получение одного профиля уходило порядка 10 минут. По результатам измерений строился профиль относительной скорости поперек пограничного слоя.

Проведена специальная серия экспериментов по определению положения ламинарно-турбулентного (ЛТП) перехода. Для этого использован метод каолиновых покрытий. Граница перехода определялась по изменению цвета каолиновой глины. Фактически измерялась длина участка клина, имеющая определенный цветовой тон. Фиксировались две границы: 1) начала перехода; 2) конец перехода. За границу перехода принималась вторая граница. С использованием указанной длины и параметров потока за первым скачком уплотнения определялись критические числа Рейнольдса перехода.

Для оценки полноты полученных экспериментальных данных выполнено два тестовых расчета с применением двух различных программ: 1) программа «EWT-ЦАГИ» [2] на основе явного метода Годунова-Колгана-Родионова; 2) программа «COBRA-ЦИАМ» [3] с применением неявной численной схемы конечного объема. В обоих случаях использовались различные модели турбулентности. Результаты показали, что экспериментальные данные обладают необходимой полнотой для проведения всеобъемлющего тестирования.

Литература

1. Босняков С.М., Ремеев Н.Х. Расчетное и экспериментальное исследования интегральных параметров пограничного слоя на ступенчатых клиньях плоских сверхзвуковых вихрезаборников. «Труды ЦАГИ», выпуск 2098, 1981.

2. Практические аспекты решения задач внешней аэродинамики двигателей летательных аппаратов в рамках осредненных по времени уравнений Навье-Стокса. Сборник статей «Труды ЦАГИ», выпуск 2671, 2007.
3. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010613209 «Программный комплекс COBRA v2.5». Правообладатель ФГУП "ЦИАМ имени П.И. Баранова". Авторы: Браилко И.А., Макаров В.Е., Федорченко Ю.П., Шорстов В.А. Зарегистрировано 14.05.2010.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

ТЕСТОВАЯ ЗАДАЧА ПО ОЦЕНКЕ ТОЧНОСТИ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕССИММЕТРИЧНОГО СОПЛА ПРИ ИСТЕЧЕНИИ СТРУИ НА РАСЧЕТНЫХ И НЕРАСЧЕТНЫХ РЕЖИМАХ

С.М. Босняков, Р.Р. Мачин, Е.В. Стрельцов, В.А. Талызин

Центральный аэрогидродинамический институт

имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, bosnyakov@tsagi.ru

В докладе представлены данные экспериментальных исследований характеристик осесимметричного сопла при истечении струи в спутный поток (рис. 1). Полученные данные позволили сформировать тестовую задачу для оценки точности численного определения характеристик такого сопла.

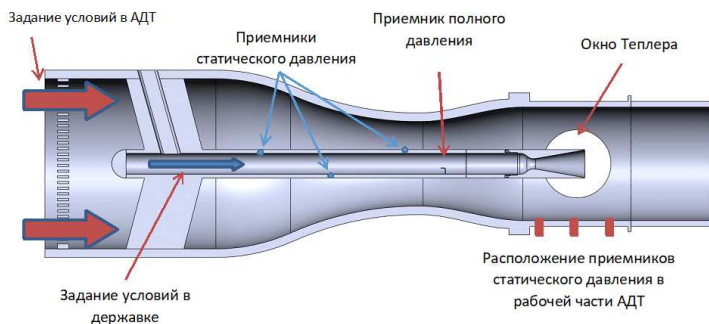


Рис. 1. Схема стенда для получения тестовых результатов

В ходе исследований в аэродинамической проведенны испытания в широком диапазоне чисел Маха. Определенные выводы при оценке качества численного решения позволяют сделать изображения, полученные различными методами визуализации потока. Например, в ходе эксперимента четко фиксировались положения отрывных зон и скачков уплотнения. Наряду с этим, при помощи термопар контролировалась степень и равномерность прогрева модели.

В докладе представлены данные по систематическим и случайным погрешностям эксперимента. При формировании тестовой задачи учтены особенности методики обработки первичных экспериментальных результатов [1, 2]. Для удобства тестирования расчетных программ на данной тестовой задаче построены принципиальные схемы течения с описанием всех исследованных явлений. Пред-

ставлен расчетный пример, который демонстрирует достаточность набора экспериментальных данных для выполнения полного цикла тестовых расчетов.

Литература

1. Лаврухин Г. Н., Иванькин М. А., Талызин В. А. Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. 3. Внешнее сопротивление и потери эффективной тяги сопел. М.: Физматлит, 2017. 1141 с.
2. Пирумов У. Г., Росляков Г. С. Газовая динамика сопел. М.: Наука, 1990. 368 с.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:10:20

ТЕСТОВЫЙ СЛУЧАЙ – НЕСТАЦИОНАРНОЕ ОБТЕКАНИЕ ОСТРОГО КОНУСА В ТРАНСЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

С.А. Глазков, А.Р. Горбушин, А.Д. Епихин, А.Е. Козик,
Е.А. Крапивина, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко

*Центральный Аэрогидродинамический институт, Жуковский,
anton.gorbushin@tsagi.ru*

Экспериментальные исследования канонических тел в аэродинамических трубах проводятся для верификации расчетных методов и изучения характеристик пограничного слоя на их поверхности. В трансзвуковой аэродинамической трубе (АДТ) ЦАГИ Т-128 проведены экспериментальные исследования канонического тела – конуса с углом раствора 10° и длиной 0.96 м (Рис. 1) [1] при $M = 0.2 - 0.7$ и $Re = (4-13) \cdot 10^6$.

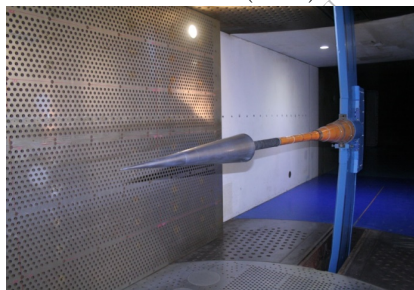


Рис. 1. Фотография конуса в рабочей части трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128

Одновременно измерялись нестационарные аэродинамические нагрузки с помощью внутримодельных шестикомпонентных тензометрических весов, динамическое поведение конуса и тензометрических весов с помощью трехосевых акселерометров Dytran 3333A2, нестационарное угловое положение конуса с помощью маятникового компенсационного акселерометра, нестационарное давление датчиками Kulite XCS-062-5D на поверхности конуса, на стенке рабочей части, давление заторможенного газа и статическое давление приемниками типа Пито-Прандтля, температура поверхности конуса с помощью тепловизора и пульсации параметров потока на поверхности конуса с помощью термоанемометра постоянного напряжения

(ТПН) с пленочным датчиком. Один приемник Пито-Прандтля устанавливался в форкамере, а второй – на верхней стенке рабочей части. Схема расположения датчиков на конусе показана на Рис. 2.

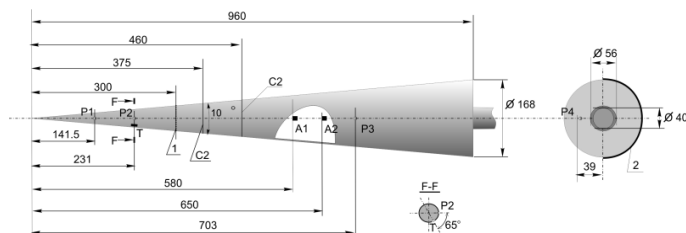


Рис. 2. Схема конуса с расположением датчиков (размеры в мм). P₁, P₂, P₃, P₄, – датчики давления Kulite;

A₁, A₂ – акселерометры Dytran; T – пленочный датчик термоанемометра; 1 – турбулизатор; 2 – теплоизолирующее покрытие; C2 – стыки элементов конуса

В процессе эксперимента изменялось число Маха (Рис. 3) за счет регулирования частоты вращения компрессора трубы. При фиксированных значениях частоты вращения компрессора измерения проводились при $M=0.2$; 0.35; 0.5; 0.7. При числе Маха $M=0.7$ в интервале с 290 по 380 с непрерывно изменялся угол атаки модели: $\alpha=0 \rightarrow 10^\circ \rightarrow 0$. В конце эксперимента увеличена степень перфорации с $f=6\%$ до $f=18\%$ ($t \approx 320 - 380$ с). Все параметры непрерывно записывались измерительной системой Siemens SCL2E20 LMS SCADAS Lab с частотой дискретизации 204.8 кГц/канал.

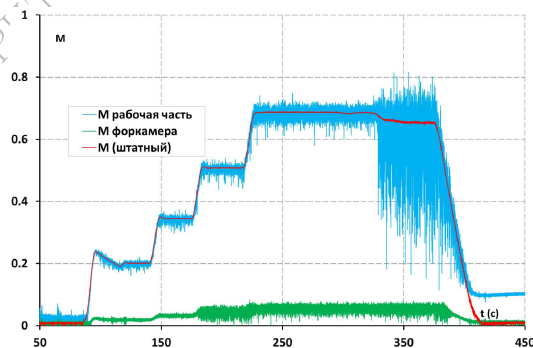


Рис. 3. Зависимость числа Маха в форкамере и рабочей части от времени

К показаниям приемника Пито-Прандтля вводилась поправка [2] на резонатор Гельмгольца, образованный полостью между приемным отверстием и датчиком. Спектры статического давления на боковой (датчики M1, M2, M3) и донной (M4) поверхностях конуса приведены на Рис. 4 при $M=0.68$ и $f=6\%$. В отрывной зоне (датчик M4) наблюдается повышенный уровень пульсаций в диапазоне частот до 500 Гц.

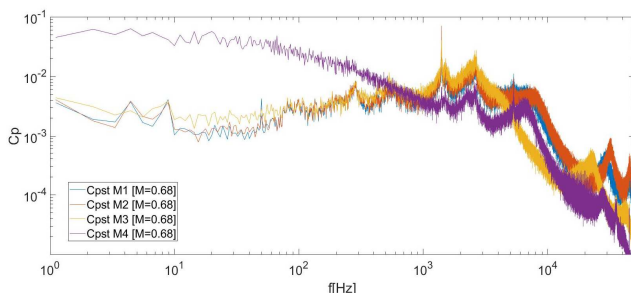


Рис. 3. Спектр статического давления на поверхности конуса

При движении модели по углу атаки возбуждались первый ($f=8.8$ Гц) и второй ($f=54.3$ Гц) тона колебаний поддерживающего устройства и собственная частота ($f=153.3$ Гц) продольной компоненты тензометрических весов. Нестационарные аэродинамические характеристики определялись по показаниям весов и акселерометров с помощью методов [3] и [4] (Рис. 4). Нестационарный угол атаки конуса определялся по измерениям маятникового акселерометра и Dyrhan методом, разработанным в работе [5]. Применение этих методов уменьшило СКО нестационарной силы сопротивления примерно на 24%.

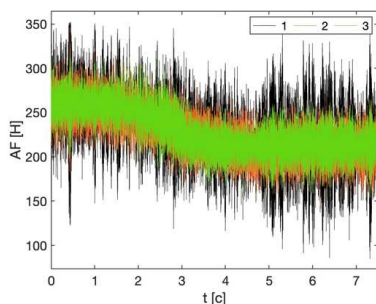


Рис. 4. Продольная сила. 1 – показания весов, 2 – обработка по методу [3], 3 – обработка по методу [4]

По показаниям датчика термоанемометра определены ламинарное, переходное и турбулентное состояния пограничного слоя на конусе (Рис. 6) в месте расположения датчика при различных числах Маха набегающего потока.

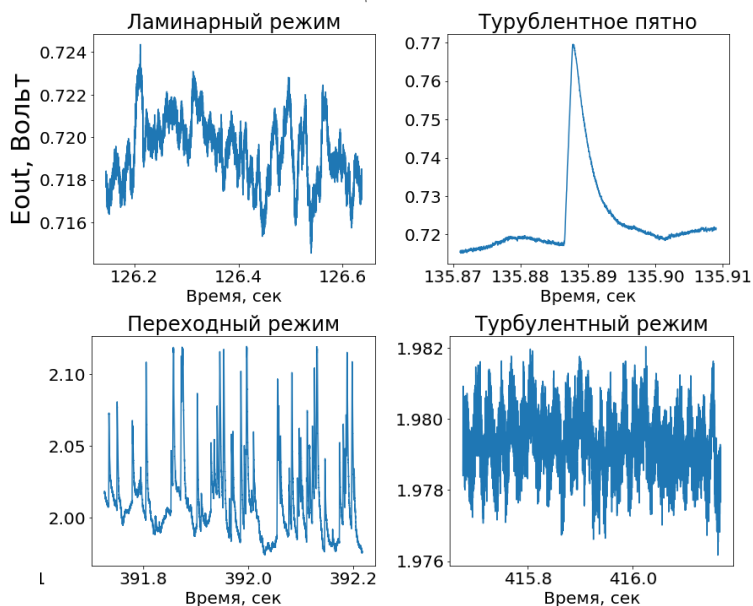


Рис.6. Осциллограммы выходного напряжения термоанемометра при ламинарном ($M=0.2$), переходном ($M=0.34$) и турбулентном ($M=0.51$) состоянии пограничного слоя

С помощью тепловизора визуализировалось положение ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП). С этой целью на металлическую модель был нанесен слой лака ЭП-730 толщиной 60-80 мкм. Лак уменьшал теплопроводность модели и способствовал, таким образом, более резкому изменению температуры в области ЛТП. Кроме того, излучательная способность лака значительно выше металла и близка к единице, что уменьшает отражение от модели покрашенной лаком излучения стенок АДТ и облегчает интерпретацию результатов. Полученные результаты свидетельствуют об очень раннем и растянутом ЛТП при трансзвуковых скоростях.

Исследование выполнено при поддержке Российского научного фонда, грант № 23-19-00041.

Литература

1. Gorbushin A., Glazkov S., Gribkova M. et al.: Investigation of a Sharp 10° Cone in a Ludwig Tube. Flow Turbulence Combust (2025).
2. Gorbushin A., Anokhina E., Stolyarov E. Unsteady pressure measurement in the presence of a cavity between the sensor and the flow. Sensors and Actuators A: Physical, 349, 114095, 2023.
3. Gorbushin A.R., Kozik A.E., Anokhina E.N. Non-stationary load measurement using six-component strain-gauge balances. Measurement, 114176, 2024.
4. Горбушин А.Р., Козик А.Е. Способ определения нестационарной силы и устройство для его реализации. Патент № 2859956, 13.04.2026, Бюл. № 11.
5. Gorbushin A., Kozik A., Novel method for measuring non-stationary pitch and roll angles with a pendulous accelerometer in the presence of vibrations, Measurement, Volume 223, 2023, 113724.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ВАЛИДАЦИОННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

В.Е. Мошаров

ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский М.О., vladimir.mosharov@tsagi.ru

По мере развития вычислительных методов аэродинамики все большее значение приобретает их экспериментальная валидация. Для валидации проблематично использовать результаты измерения интегральных характеристик (сил и моментов сил) моделей ЛА, что является основной целью эксперимента в аэродинамических трубах. Необходимы панорамные измерения физических величин на поверхности модели в потоке: давления, напряжения трения, предельных линий тока и температуры. Речь идет о таких методах, как люминесцентные преобразователи давления (ЛПД) и температуры (ЛПТ) [1, 2], термоиндикаторы плавления [3], панорамная пирометрия [4], термография [5], интерферометрия пленки масла [6], жидкие кристаллы [7], метод поверхностной визуализации течений по изображениям частиц (густое масло) [8]. Для валидации расчета полей течения очень привлекательным выглядит метод анемометрии по изображению частиц (АИЧ), больше известный в англоязычной аббревиатуре как PIV (Particle Image Velocimetry) [9]. Метод АИЧ измеряет вектор скорости рассеивающих частиц, имеющих в потоке (аэрохолодильная труба) или вводимых туда специально. Метод АИЧ безукоризнен для течений воды. В воздушных потоках рассеивающие частицы много тяжелее воздуха и не отслеживают линии тока в завихренных течениях.

Панорамные методы гарантируют от потери деталей течения, в тоже время они обладают меньшей точностью по сравнению с дискретными датчиками, особенно когда речь идет о измерении давления. Сочетание точечных и панорамных методов желательно.

Методы визуализации и полевые измерения, используемые в аэродинамическом эксперименте, требуют строгой математической интерпретации. Необходимо понимать, что визуализируется и измеряется применяемым методом.

Метод «густого масла», позволяющий определить предельные линии тока, очень перспективен для валидации расчетов.

В методе «густого масла» на модель наносится вязкая жидкость с низким поверхностным натяжением, которая не стекает с модели за пуск, а лишь сдвигается. Движение масла по поверхности определяется силой трения τ и градиентом давления dp/dx , которым можно пренебречь при уменьшении толщины масла. Для измерения движения масла в него добавляются контрастные (люминесцентные) частицы. Скорость движения частицы с маслом зависит от места ее нахождения y в слое масла (см. рис 1):

$$\vec{V} = \vec{\tau} \frac{y}{\mu} \left(1 - \frac{dp}{dx} \cdot \frac{y}{2\tau} \right) \quad 0 \leq y \leq h$$

На исследуемом режиме с помощью матричной камеры регистрируются два (как минимум) изображения частиц через промежутки времени ΔT , достаточный для смещения масла.

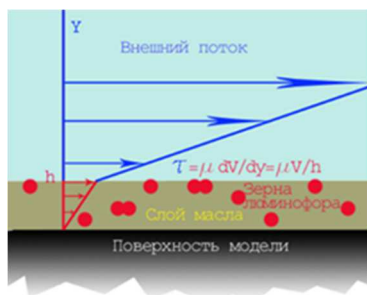


Рис.1. Схема течения масла

Полученные изображения обрабатываются методами корреляционного анализа, аналогично тому, как это делается в методе PIV. Анализируется перемещение не отдельных частиц, а некоторого ансамбля. Для этого сходные изображения разбиваются на части («окна опроса»). В окне опроса (например, 32x32 пикселя) должно быть достаточно частиц, чтобы обеспечить его уникальность. Для каждого окна опроса находится вектор $\vec{L}$ его смещения между кадрами причем путем аппроксимации корреляционного максимума двумерной параболой точность нахождения вектора смещения достигает 0.1 пикселя. На модель также наносятся маркеры, которые используются для измерения сдвига (деформации) модели между кадрами, например из-за вибрации. Этот сдвиг вычитается из смещения масла, чтобы получить смещение масла относительно поверхности модели.

Касательно к векторам смещения масла можно провести предельные линии тока. Важно, что положение линии тока не зависит от модуля вектора смещения масла, т.е. не зависит, в частности, от толщины слоя масла h . Модуль смещения зависит, как раз не только от величины трения, но и от глубины нахождения люминесцентных частиц в слое масла y .

$$\vec{L} = \frac{\vec{\tau}y}{\mu} \Delta T \quad 0 \leq y \leq h.$$

Масло наносится на поверхность модели пульверизатором и толщина слоя не контролируется, кроме того, под действием потока толщина слоя масла может изменяться. Но при этом ламинарно-турбулентный переход хорошо визуализируется, благодаря существенному увеличению трения при переходе.

Используя маркеры на поверхности модели, изображение предельных линий тока может быть трансформировано на трехмерную поверхность модели. Это необходимо для корректного сравнения результатов с расчетами.

На рис. 2 приведен пример сравнения визуализации методом густого масла и численного моделирования. Цвет на экспериментальных изображениях соответствует модулю смещения масла, т.е. пропорционален трению. Характерные особенности течения на крыле – положение скачка, возвратные токи, диффузорный отрыв в корневой части крыла – идентичны, при этом положения и размеры указанных особенностей близки.

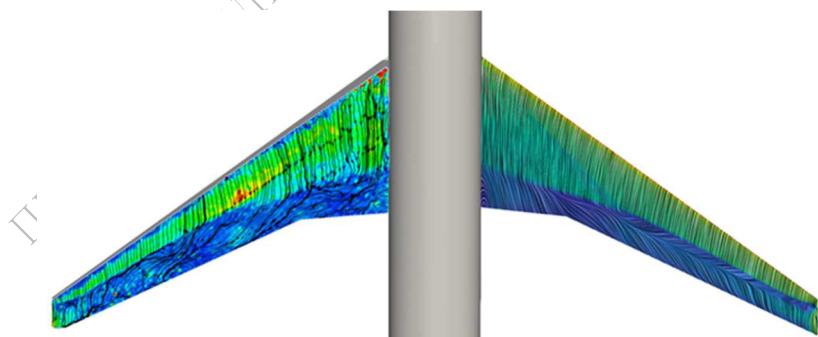


Рис. 2. Визуализация предельных линий тока и коэффициента трения. Слева – метод многократного масла, справа – численное моделирование

Метод густого масла может использоваться для исследования различных течений, от дозвуковых до гиперзвуковых за исключением случаев, когда температура поверхности модели очень низкая (криогенные трубы) или очень высокая (гиперзвуковые трубы продолжительного действия). Это ограничение определяется существованием используемого масла в виде жидкости. Также проблематично использовать метод в задачах, где наряду с аэродинамическими силами на масло могут действовать другие, соизмеримые по величине силы. Например, инерционные (течение на винтах) или гравитационные (при низких скоростях на вертикальных поверхностях моделей).

При валидации расчетов особую роль приобретает исследование набегающего потока в АДТ. Здесь много проблем:

- Отсутствуют оперативные данные по полям скорости набегающего потока даже в дозвуковых АДТ. Поле скорости может зависеть от параметров модели, в первую очередь от ее подъемной силы.
- Отсутствуют или очень скудны данные по пульсации потока во всех АДТ.
- До сих пор не решена задача измерения температуры торможения потока в гиперзвуковых трубах с подогревом воздуха.
- Для валидации расчетов гиперзвуковых течений реального газа необходимы методы спектроскопии и, в первую очередь, метод когерентной антистоксовой Рамоновской спектроскопии (КАРС).

Литература

1. Мошаров В.Е., Орлов А.А., Радченко В.Н. Технология люминесцентных преобразователей давления и температуры в экспериментальной аэродинамике. Датчики и системы, 2004, № 3, с. 19-21.
2. Liu T., Sullivan J., Asai K., Klein C., Egami Y. Pressure and temperature sensitive paint. (second edition) - Springer, 2021, 552 p.
3. Ардашева М.М., Ильина С.А., Лодыгин НА., Майкапар Г.И., Первушин Г.Е., Толмачева К.Ф. Применение плавящихся термоиндикаторов для измерения тепловых потоков к моделям в аэродинамических трубах, Ученые записки ЦАГИ, т. III, 1972, № 1, с. 77-82.

4. Мошаров В.Е., Радченко В.Н., Сенюев И.В. Пирометрия использованием ПЗС камер, Приборы и техника эксперимента, 2013, № 4, с. 132.
5. Мошаров В.Е., Радченко В.Н., Сенюев С.В., Судаков В.Г. Опыт применения тепловизионной техники для визуализации ламинарно-турбулентного перехода, Труды ЦАГИ, 2024, № 2824, с. 97-108.
6. Naughton J.W., Brown J.L. Surface interferometric skin-friction technique, AIAA J. v. 7, 1996, No. 1, p. 17–20.
7. Мошаров В.Е., Радченко В.Н., Сенюев И.В., Ципилев Н.С. Применение жидких кристаллов в аэродинамическом эксперименте для визуализации поверхностного трения, Ученые записки ЦАГИ, Том LII, 2021, № 5, с. 42-61.
8. Мошаров В.Е., Радченко В.Н. Новый метод визуализации течений на поверхности аэродинамических моделей, Датчики и системы, 2010, № 5, с. 48-53.
9. Bilsky A.V., Gobysov O.A., Markovich D.M. Evolution and recent trends of particle image velocimetry for an aerodynamic experiment (review). Thermophysics and Aeromechanics, v. 27, No. 1, 2020.

Авторский указатель

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20

И.В. Абалакин	188, 193, 195	Е.Д. Гатауллина	342
Е.И. Адиллов	274	Т.А. Гимон	160
Р.В. Акиншин	148	Е.А. Гладышева	173
А.А. Аксёнов	44, 268, 274, 322, 325, 329	С.А. Глазков	394
		В.Д. Голубков	229
		В.С. Горбовской	163
		А.Р. Горбушин	394
М.В. Акунец	82, 86	А.В. Горобец	53
Э.Р. Акчурун	322	В.А. Горяйнов	134
С.А. Алексеев	173	Е.С. Горячкин	342, 371
В.А. Анимица	197	И.А. Гудков	168
Б.Л. Артамонов	203	М.А. Гузев	233
С.Н. Астапенков	188	А.А. Давыдов	344
А.М. Ахметзянов	333	А.М. Данилишин	349
Е.В. Бабич	67, 215	С.Л. Денисов	148
А.А. Бабулин	21, 173	Ю.Н. Дерюгин	277
Р.А. Балабанов	220	А.А. Добров	277
Т.Ю. Балабина	277	И.С. Добровольский	344
Д.В. Барышева	307	А.Р. Долгер	259
С. Бахнэ	150	А.В. Долотовский	21, 173
В.В. Башкатов	148, 264	Я.М. Дружинин	351
И.Г. Башкиров	155	А.П. Дубень	53, 96, 99
И.В. Беляев	174	Г.Е. Думнов	49
Л.А. Бендерский	128	С.Л. Евдокимов	206
В.Г. Бобков	53, 188, 193	И.В. Егоров	236
В.В. Богатырев	268	Т.Г. Елизарова	299
И.С. Босняков	54	А.Д. Епихин	394
С.М. Босняков	388, 392	А.Д. Ермаков	233
А.О. Будникова	90	В.В. Ершов	262
А.И. Быков	263	А.В. Ефимов	130
О.П. Бычков	27, 130	Н.С. Жданова	53, 93, 102
О.В. Васильев	78, 93, 102	М.Н. Жестков	274
В.В. Власенко	220	С.В. Жлуктов	268
М.С. Войтишина	21, 173	К.К. Забелло	55
А.В. Волков	155	Р.А. Загитов	336, 339, 354
А.И. Волков	157		
Д.В. Ворошнин	336, 339, 340	М.Ю. Зайцев	174
		Д.А. Запорожец	155
М.Д. Вылегжанин	195	В.М. Зубанов	342, 385
П.В. Вяткин	322	П. Истефанов	203
Р.Р. Гайсин	53	У.Г. Ибрагимов	155
А.В. Гарбарук	19, 55, 82, 86, 106, 229		

В.А. Ивчин	188, 200, 203, 206	В.А. Лебига	312
И.М. Ильин	385	М.А. Легчанов	277
В.А. Исаков	59	А.В. Липатов	188
С.Т. Калугин	236, 240, 243	М.П. Лобачев	224
Н.Г. Канев	259	В.В. Ломакин	274
Б.В. Кароник	357	А.Е. Луцкий	39
Г.Н. Качалин	277	А.В. Лысенков	143
А.В. Кашковский	135, 139	А.Н. Любимов	349
К.Н. Кикоть	357, 359	О.И. Макаров	296
Н.В. Ким	307	В.Е. Макаров	361
Н.А. Ключев	54, 102, 104	Ф.А. Максимов	284
К.С. Князева	279	О.В. Маракуева	336, 339, 340
П.Г. Кожемяко	351	О.Ю. Матасова	263
А.Е. Козик	394	В.Н. Матвеев	385
А.Л. Козлов	22	А.А. Матюшенко	86
Т.К. Козубская	59, 188	А.А. Матюшенко	106
Е.В. Колесник	67, 215	Д.С. Матяш	143
А.И. Комкин	263	И.С. Матяш	143
В.Ф. Копьев	27, 130, 174	Р.Р. Мачин	392
В.А. Копьев	130	А.Л. Медведский	197
В.Н. Коржнев	22	С.А. Мельников	371
А.О. Корунов	150, 163	Ф.Р. Менгер	106
К.Г. Косушкин	197	И.С. Меньшов	302
А.Я. Котвицкий	130	М.А. Меняйлов	155
Е.А. Крапивина	394	В.И. Милешин	22, 351, 366
М.М. Краснов	61	Р.М. Миргазов	197
С.Ю. Крашенинников	128	М.А. Миронов	263, 305
Б.С. Крицкий	197	Д.С. Миронов	312
А.Н. Кудрявцев	135, 139	И.М. Митрофанов	181
Е.А. Кудряшов	277	Д.С. Михайлов	176, 186
А.А. Кузнецов	262	П.А. Мищенко	160
Н.С. Кураносов	325	М.А. Мовсисян	67, 215
М.К. Куркова	176, 186	И.А. Моралев	130
О.Ю. Кустов	262	Р. Мореира	106
Д.В. Кутаев	322	Г.С. Мостипан	54, 72
М.Е. Ладонкина	64	В.Е. Мошаров	394, 399
Г.Г. Лазарева	281	П.А. Мошков	317
А.Ю. Лаптев	296	А.С. Муравейко	340
Л.А. Лаптева	168, 176, 181, 186	Н.В. Мязина	317
		М.И. Мясников	211

В.В. Неверов	349	Д.Ю. Стрелец	317
Г.С. Новаковский	49	Е.В. Стрельцов	392
М.Ю. Новокрепленных	307	К.И. Сыпало	197
А.Е. Новолодский	203	В.А. Талызин	392
А.Ю. Ноздрачев	143	А.А. Тармаев	376
Н.Н. Остриков	148, 264	С.В. Терещенко	155
А.А. Павленко	155	С.Ф. Тимушев	329
А.Н. Павлов	286	Д.Ю. Тищенко	168, 176, 181, 186
А.Ю. Пак	312	Г.В. Толоко	236, 240, 243
Н.В. Пальчечковская	246	А.К. Травин	19, 111, 115, 224
С.В. Панков	351	А.И. Трошин	119, 122, 143, 220
И.В. Панкратов	174	Л.А. Усов	122, 150
Г.Н. Паскевич	155	М.В. Устинов	253
О.А. Пашков	200	Г.А. Фараносов	27, 130
Е.А. Пигусов	157	А.В. Февральских	268
Г.М. Плаксин	59	К.С. Федечкин	357, 376
П.А. Пономарева	284	К.С. Федечкин	359
И.В. Попов	76	С.В. Фортова	233, 249
Г.М. Попов	371	А.С. Фурашов	379
А.О. Посудневская	249	Ю.Д. Халецкий	22
К.Р. Пятунин	344	Н.Г. Хасанов	333
А.В. Радостин	274, 322, 325, 329	Д.В. Хотяновский	135
В.Н. Радченко	394	И.В. Храмцов	262
Р.И. Рахматов	291	А.Е. Хробостов	277
А.В. Рипа	213	Д.С. Цепов	274
О.А. Rogozin	78	Ф. Цзо	229
А.А. Россихин	366	М.Г. Черкасова	382
В.В. Рубановский	317	С.А. Чернышев	27
О.В. Руденко	35	Б.Н. Четверушкин	39
М.Л. Сазонова	274	А.В. Шанин	279, 296
С.Д. Сальников	336, 339, 354	В.И. Шевяков	21
В.А. Сапожников	53, 96, 99	А.А. Шершнёв	135, 139
М.С. Сергеев	307	Е.В. Шильников	39
И.А. Солнцев	130	И.А. Широков	299
К.Э. Сорокин	268	М.В. Шлычков	78
И.В. Спирин	376	А.И. Шомов	211
А.С. Стабников	19, 111	В.А. Шорстов	361
М.Х. Стрелец	19, 86, 111, 115, 224, 229	Р.А. Штаничев	349

Н.В. Шуваев	336, 339, 354
М.Л. Шур	19, 111, 115, 224
А.Е. Щеляев	322
А.И. Щербань	371, 385
Д.Е. Якимов	333
А.Е. Якимов	342

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ от 2026/09/20 12:16:20