

10-я российская конференция

**Вычислительный эксперимент  
в аэроакустике и аэродинамике**

16-21 сентября 2024 года  
г. Светлогорск  
Калининградская область

**Сборник трудов**

МОСКВА – 2024

УДК 533:534.2

ББК 26.233

**Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике:** 10-я российская конференция, г. Светлогорск Калининградской области, 16-21 сентября 2024 г.: Сборник трудов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2024. – 496 с.

В сборнике представлены труды 10-ой российской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике», организованной Институтом прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, в г. Светлогорске Калининградской обл. 16-21 сентября 2024 г.

Компьютерная верстка: *Дородницын Л.В., Бобков В.Г., Абалакин И.В.*

Ответственный редактор: *Козубская Т.К.*

Оформление обложки: *Грибкова М.В.*



## ОРГАНИЗАТОР



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

## при участии



МИНИСТЕРСТВО НАУКИ  
И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ



Научного центра мирового уровня «Сверхзвук»

Конференция проводится в рамках реализации  
Программы создания и развития научного центра  
мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы  
при финансовой поддержке Минобрнауки России  
(Соглашение от 25.04.2022 № 075-5-2022-330)



ИМЕНИ  
ИММАНУИЛА  
КАНТА

Балтийского федерального государственного  
университета имени Иммануила Канта,  
Калининград

## ОФИЦИАЛЬНЫЕ СПОНСОРЫ



Инжиниринговая компания ТЕСИС,  
Москва



ИНЖЕНЕРНЫЙ ЦЕНТР ЧИСЛЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Инженерный Центр Численных исследований,  
Санкт-Петербург

## ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

**Б.Н. Четверушкин**, сопредседатель, акад. РАН, научный  
руководитель института, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва

**М.В. Дёмин**, к.ф.-м.н.,  
и.о. ректора, БФУ им. Иммануила Канта, Калининград

**В.Т. Жуков**, д.ф.-м.н., координатор института  
в НЦМУ «Сверхзвук», ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва

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

**В.Ф. Копьев**, д.ф.-м.н., ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Москва

**А.Н. Кудрявцев**, д.ф.-м.н.,  
ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

**А.К. Миронов**, к.т.н., ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

**М.Х. Стрелец**, д.ф.-м.н.,  
СПбПУ имени Петра Великого, С.-Петербург

## ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

Абалакин Илья, ИПМ им. М.В. Келдыша

Александров Анатолий, ИПМ им. М.В. Келдыша

Анциферова Вера Алексеевна, ИПМ им. М.В. Келдыша

Бобков Владимир, ИПМ им. М.В. Келдыша

Борисов Виталий, ИПМ им. М.В. Келдыша

Васильев Олег, ИПМ им. М.В. Келдыша

Дородницын Людвиг, МГУ им. М.В. Ломоносова

Дубень Алексей, ИПМ им. М.В. Келдыша

Ермаков Алексей, ИПМ им. М.В. Келдыша

Жданова Наталья, ИПМ им. М.В. Келдыша

Зариева Гульмира, ИПМ им. М.В. Келдыша

Князев Олег, МГУ им. М.В. Ломоносова & ИПМ им. М.В. Келдыша

Козубская Татьяна, ИПМ им. М.В. Келдыша (председатель)

Липатов Алексей, МГТУ им. Н.Э. Баумана & ИПМ им. М.В. Келдыша

Примаков Марина, ИПМ им. М.В. Келдыша

Плаксин Глеб, ИПМ им. М.В. Келдыша

Сапожников Вячеслав, МГУ им. М.В. Ломоносова & ИПМ им. М.В. Келдыша

Савкин Дмитрий, БФУ им. Иммануила Канта

Скачко Марина, ИПМ им. М.В. Келдыша

Соколова Лариса, ИПМ им. М.В. Келдыша

Терешкина Ирина, ИПМ им. М.В. Келдыша

Филиппова Ольга, ИПМ им. М.В. Келдыша

## СОДЕРЖАНИЕ

### **Приглашённые доклады .....21**

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

Системный подход к цифровой трансформации процессов создания авиационной техники в рамках программ импортозамещения....23

*Дубень А.П.*

Суперкомпьютерное моделирование турбулентных течений в задачах турбомашиностроения: результаты работ по проекту РНФ № 21-71-10100..... 24

*Кажсан А.В.*

Российский демонстратор комплекса технологий СГС – на пути к решению научных проблем для гражданских сверхзвуковых полетов..... 29

*Карабасов С.А.*

Низкоразмерные модели и подходы к идентификации источников шума в задачах аэроакустики ..... 36

*Копьев В.Ф.*

Разработка и валидация математических моделей и вычислительных алгоритмов в аэроакустике (проект РНФ – лаборатории №21-71-30016)..... 37

*Малеханов А.И.*

Некоторые нерешенные проблемы подводной акустики: вечно актуальные и совсем новые ..... 46

*Кушу Т.В., Цепов Д.С.*

Применение инструментов вычислительной гидродинамики при разработке легковых автомобилей ..... 52

*Шур М.Л., Стрелец М.Х., Травин А.К.*

Применение зонного RANS-LES подхода к расчету шума вентилятора двухконтурных турбореактивных авиадвигателей ..... 55

### **Спонсорские доклады .....61**

*Аксенов А.А.*

FLOWVISION: инструмент моделирования задач промышленности (о CFD - кузнице, житнице и здравнице)..... 63

## Доклады по теме Т1.

**Эффективные численные методы вычислительной газовой динамики и аэроакустики, включая эффективные параллельные реализации для суперкомпьютерных вычислений .....67**

*Бабич Е.В., Колесник Е.В.*

Численные схемы повышенной точности в приложении к двумерным задачам взаимодействия ударно-волновых и вихревых структур ..... 69

*Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Кузьмин В.С., Чернышёв И.Л.*

Решение обратной задачи для профиля по суммарным аэродинамическим характеристикам ..... 74

*Васильев О.В., Жданова Н.С.*

Подходы к численному моделированию турбулентного пограничного слоя на основе аналитических и дифференциальных пристеночных функций..... 75

*Васильев О.В., Жданова Н.С., Клюев Н.А.*

Численное решение задач турбулентного обтекания с применением методов пристеночных функций ..... 78

*Васильев О.В., Жданова Н.С., Клюев Н.А.*

Обобщение метода пенализированных пристеночных функций для задач с градиентом давления ..... 80

*Голубев В.И., Петров И.Б.*

Численное исследование волновых явлений в неоднородных деформируемых средах ..... 82

*Григорьев С.К., Захаров Д.А., Корнилина М.А., Кузьменко И.Д., Яковлевский М.В.*

Параллельные алгоритмы на основе динамически локально адаптивных расчетных сеток ..... 84

*Елизарова Т.Г., Епихин А.С., Кирюшина М.А.*

Численное моделирование и генерация вихрей в круговом зазоре между коаксиальными цилиндрами с помощью КГИДД уравнений в рамках открытого пакета OPENFOAM ..... 86

<i>Жуков В.Т., Краснов М.М., Новикова Н.Д., Феодоритова О.Б.</i> О методе расчета обтекания тел с учетом сопряженного теплообмена .....	89
<i>Зайцев Н.А.</i> Построение прозрачных граничных условий на выходной границе для задач аэроакустики и трансзвукового обтекания в случае неоднородного основного потока .....	90
<i>Казанцев А.В.</i> Методы подавления карбункул-неустойчивости, основанные на различных способах решения задачи Римана.....	92
<i>Коньшин И.Н., Липавский М.В., Толстых А.И.</i> Схема с мультиоператорными аппроксимациями 24-го порядка: численные решения уравнений Навье-Стокса, описывающие ламинарно-турбулентный переход и турбулентный режим течения в дозвуковых струях .....	96
<i>Меньшов И.С., Немцев М.Ю.</i> О регуляризации и численном решении двухфазной модели течения газодисперсной среды .....	98
<i>Родионов А.В.</i> О природе ударно-волновой неустойчивости в численных решениях, полученных методами типа Годунова .....	100
<b>Доклады по теме Т2.</b>	
<b>Передовые вихреразрешающие подходы к моделированию турбулентных течений и генерируемых ими акустических полей.....</b>	<b>103</b>
<i>Аксенов А.А., Клименко Д.В., Радостин А.В., Тимушев С.Ф.</i> Верификация акустико-вихревой модели на задаче генерации шума при обтекании цилиндра турбулентным потоком .....	105
<i>Александров А.В., Дородницын Л.В.</i> Методика моделирования отраженных акустических волн при взаимодействии турбулентного следа с выпуклым профилем .....	108
<i>Балабанов Р.А., Будникова А.О., Трошин А.И., Усов Л.А.</i> Гибридный RANS/LES-метод HSM на основе уравнений для переноса напряжений Рейнольдса.....	110

*Бажнэ С., Трошин А.И.*

Влияние вторичных токов при моделировании псевдоскачка в рамках вихреразрешающего подхода..... 114

*Будникова А.О.*

Изучение структуры течения в асимметричном диффузоре с помощью гибридных RANS/LES-методов разных классов..... 118

*Гузев М.Ф., Долуденко А.Н., Посудневская А.О., Фортлова С.В.*

Метод рангового распределения для анализа вихревых течений колмогоровского типа ..... 122

*Дубень А.П., Сапожников В.А.*

Повышение технологичности объемного генератора синтетической турбулентности..... 126

*Матюшенко А.А., Гарбарук А.В., Гусева Е.К., Менгер Ф.Р., Стабников А.С.*

Разработка WMLES модели для расчета течений с ламинарно-турбулентным переходом ..... 128

### **Доклады по теме ТЗ.**

**Численное моделирование прикладных задач аэроакустики и нестационарной турбулентной аэродинамики, включая процессы генерации, распространения и снижения шума..... 133**

### **Доклады по теме 3.1. Струи..... 135**

*Абдрашитов Р.Г., Попов О.Ю., Иванушкин Е.А., Андреев М.И.*

Разработка мероприятий по снижению внешнего нестационарного нагружения рабочих лопаток сопла самолёта ..... 137

*Беляев И.В., Бычков О.П., Копьев В.Ф., Миронюк И.Ю., Фараносов Г.А., Чернышев С.А.*

Экспериментальное исследование и анализ численного моделирования шума нагретых дозвуковых и сверхзвуковых струй..... 141

*Бут И.И., Епихин А.С.*

Моделирование истечения двухкомпонентных газовых струй с применением квазигазодинамических уравнений ..... 144

*Гурбатов С.Н., Демин И.Ю.*

Численный анализ распространения интенсивных акустических шумов на стадии взаимодействия развитых разрывов..... 147

<i>Дугин Д.И., Матяш Е.С., Савельев А.А.</i>	
Аэродинамическое проектирование узла подвески двигателя под крылом магистрального самолёта с учётом взаимодействия планера и реактивной струи.....	149
<i>Жигалкин А.С., Любимов Д.А.</i>	
Повышение эффективности RANS/ILES(I) метода на дозвуковых скоростях воздуха .....	151
<i>Запругаев В.И., Кудрявцев А.Н., Хотяновский Д.В.</i>	
Численное моделирование круглой недорасширенной струи.....	156
<i>Зуйкова В.Г., Маслов В.П., Миронов А.К., Мышенков Е.В.</i>	
Особенности излучения звука струей за соплом с односторонним расширением потока .....	161
<i>Карабасов С.А.</i>	
О нелинейной динамике турбулентных струй и ее связи с эффективными источниками звука акустической аналогии .....	164
<i>Крашенинников С.Ю.</i>	
О свойствах процессов смешения и шумообразования в турбулентных струях .....	165
<i>Кудрявцев А.Н., Хотяновский Д.В., Шеринев А.А.</i>	
Численное моделирование развития возмущений и перехода к турбулентности в расчетных струях.....	170
<b>Доклады по теме Т3.2.</b>	
<b>Планер самолёта и аэродинамический шум.....</b>	<b>175</b>
<i>Аксенов А.А., Бабулин А.А., Березко М.Э., Бывальцев П.М., Кураносов Н.С., Шевяков В.И.</i>	
Расчет водности в местах размещения датчиков на внешней поверхности носовой части фюзеляжа воздушного судна.....	177
<i>Аксенов А.А., Бабулин А.А., Богатырев В.В., Жлуктов С.В., Сорокин К.Э., Шевяков В.И.</i>	
Моделирование крупнокапельного обледенения в программном комплексе FLOWVISION.....	181
<i>Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Перченков Е.С., Савин П.В., Слитинская А.Ю., Чернышёв И.Л.</i>	
Расчетно-экспериментальные исследования по улучшению аэродинамических характеристик механизации крыла регионального самолета .....	186

<i>Борисов В.Е., Луцкий А.Е., Хангасаева Я.В.</i>	
Численное исследование донного течения при сверхзвуковом обтекании модели летательного аппарата.....	188
<i>Босняков И.С., Виноградов О.Н., Волков А.В., Клюев Н.А.</i>	
Расчёты обтекания крыла, установленного на пластине .....	190
<i>Брагин Н.Н., Заварзина Е.А., Крутов А.А., Пигусов Е.А.</i>	
Аэродинамические особенности компоновок магистральных самолетов с различным уровнем акустического воздействия.....	191
<i>Быковская Е.Д., Лаврищева Л.С., Староверов Н.Н., Трубицын И.И.</i>	
Технология трехмерной параметрической оптимизации внешних обводов мотогондолы авиационного двухконтурного турбореактивного двигателя с использованием FLYPOINT PARAMETRICA и LS-TECH FRAMEWORK .....	193
<i>Войтишина М.С., Шевяков В.И., Денисов С.Л., Остриков Н.Н.</i>	
Практическая реализация оптимизационных процедур по снижению шума на местности для самолёта транспортной категории на взлётно-посадочных режимах.....	197
<i>Волков А.В., Ибрагимов У.Г., Карась О.В.</i>	
Метод оптимизации формы крыла сверхзвукового гражданского самолета с целью снижения величины звукового удара .....	200
<i>Волков А.И., Крутов А.А., Кузин С.А., Пигусов Е.А.</i>	
Особенности обтекания механизированного крыла в схеме «среднеплан» .....	205
<i>Горбовской В.С., Кажан А.В., Лаврухин Г.Н., Лысенков А.В., Матяш И.С., Савельев А.А., Шенкин А.В.</i>	
Расчетное исследование аэродинамических характеристик плоского сопла с системой шумоглушения для перспективного сверхзвукового пассажирского самолета.....	207
<i>Денисов С.Л., Остриков Н.Н.</i>	
Приложение метода конечных элементов к проблеме исследования эффективности экранирования авиационных некомпактных источников шума .....	211



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

Численное моделирование и анализ акустического поля, создаваемого крылом прототипа сверхзвукового пассажирского самолета на режиме посадки..... 216

*Козубская Т.К., Плаксин Г.М., Софронов И.Л.*

Идентификация акустического источника, формируемого прямым крылом самолета на режиме посадки, с помощью численного бимформинга ..... 218

*Краснова А.П., Лаптева Л.А., Новиков Я.А., Тищенко Д.Ю.*

Исследование эмпирико-аналитических методов определения аэродинамических характеристик несущих поверхностей путём сравнения с результатами вычислительного эксперимента при малых углах атаки..... 221

*Шелобанов Л.Д., Михайлов Д.С., Тищенко Д.Ю., Лаптева Л.А.*

Сравнение методов вычислительной аэрогидродинамики для расчета аэродинамических характеристик дозвуковых профилей крыла в двумерной постановке ..... 225

*Шорстов В.А.*

Расчет генерации, распространения и излучения шума в системе сверхзвуковой воздухозаборник - ротор первой ступени вентилятора на режиме взлета..... 230

### **Доклады по теме Т3.3.**

**Вертолёты и самолётные винты ..... 235**

*Абалакин И.В., Бобков В.Г., Липатов А.В., Козубская Т.К.*

Моделирование шарнирного несущего винта вертолётa ..... 237

*Балашов Л.А., Бендерский Л.А., Жигалкин А.С., Кошман Д.Д., Любимов Д.А., Рагулин И.А., Серпинский О.С.*

Применение ПМ ЛАЗУРИТ для расчета аэродинамических характеристик воздушного винта на режиме висения..... 240

*Бобков В.Г., Липатов А.В.*

Кинематическая модель движения лопасти шарнирного несущего винта вертолётa ..... 244

*Варюхин А.Н., Власов А.В., Овдиенко М.А.*

Численное моделирование аэродинамических характеристик винта летательного аппарата..... 246

<i>Горбань В.П., Зиновьев Д.П., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М.</i> Подход к расчёту аэродинамических характеристик несущего винта преобразуемого летательного аппарата .....	249
<i>Горбань В.П., Дружинин О.В., Косушкин К.Г., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М.</i> Выбор параметров и оценка летно-технических характеристик скоростных винтокрылых летательных аппаратов различных схем .....	251
<i>Дектерев А.А., Дектерев Ар.А., Дектерев Д.А., Сентябов А.В.</i> Численное моделирование аэродинамики циклического движителя в режиме полета .....	253
<i>Клименко Д.В., Радостин А.В., Тимушев С.Ф., Февральский А.В., Щеглов Д.К.</i> Численное моделирование тонального шума квадрокоптера в про- граммном комплексе FLOWVISION .....	258
<i>Мясников М.И., Шомов А.И.</i> Методика расчета аэродинамических и аэроакустических харак- теристик несущего винта при автоматизированном проектировании .....	261
<i>Чэнь Болунь, Мошков П.А., Тимушев С.Ф.</i> Численное исследование аэроакустического взаимодействия ком- поновки воздушного винта. Валидация методики расчета .....	264
<b>Доклады по теме Т3.5.</b>	
<b>Резонаторы и звукопоглощающие конструкции .....</b>	<b>269</b>
<i>Зайцев Д.К., Колесник Е.В., Смирнов Е.М.</i> Опыт численного моделирования акустического резонанса в коль- цевой полости с осевым транзитным потоком .....	271
<i>Канев Н.Г.</i> Звукопоглощающие конструкции с тангенциальным импедансом .....	276
<i>Кузнецов А.А., Пальчиковский В.В., Храмцов И.В.</i> Определение скорости колебаний в горле резонатора Гельмгольца с помощью численного моделирования .....	280
<i>Остриков Н.Н., Яковец М.А.</i> О робастном методе учета влияния разрывов импеданса стенок на распространение звука в каналах с потоком .....	281

*Синер А.А., Зидыганов В.Г.*

Разработка методики расчета акустических характеристик звукопоглощающих конструкций ..... 285

*Стабников А.С., Вьюшкина И.А., Никулин Д.А., Травин А.К., Глазунова Е.В., Деулин А.А.*

Расчет аэроакустического резонанса при обтекании шарового резонатора низкоскоростным турбулентным потоком сжимаемого газа с помощью гибридного RANS-LES подхода ..... 288

### **Доклады по теме 3.6.**

**Ламинарно-турбулентный переход ..... 293**

*Афанасьев Л.В., Лысенко В.И., Смородский Б.В., Яцких А.А.*

Развитие возмущений в ламинарном сверхзвуковом пограничном слое на пластине с продольными углублениями ..... 295

*Беляев К.В., Гарбарук А.В., Голубков В.Д., Стрелец М.Х.*

Исследование влияния градиента давления на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое с нерегулярностями поверхности при помощи глобального анализа устойчивости ..... 299

*Гарбарук А.В., Матюшенко А.А., Стабников А.С.*

Полуэмпирические модели ламинарно-турбулентного перехода ..... 304

*Егоров И.В., Имохин И.М.*

Развитие возмущений от непрерывно работающего генератора в сверхзвуковом пограничном слое с благоприятным градиентом давления ..... 309

*Егоров И.В., Имохин И.М.*

Взаимодействие турбулентных пятен в сверхзвуковом пограничном слое на параболическом профиле ..... 311

*Пальчеховская Н.В.*

Исследование нелинейной стадии ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое под воздействием акустических возмущений ..... 314

*Савельев А.А., Штин Р.А.*

Учёт влияния градиента давления при моделировании ламинарно-турбулентного перехода в рамках подхода RANS ..... 318

*Устинов М.В.*

Численное моделирование генерации волн Толлмина-Шлихтинга турбулентностью потока..... 321

**Доклады по теме Т3.7. Другие задачи .....325**

*Алексеев М.В., Иванов А.В., Муслаев А.В., Павлов А.Н., Стрельцов В.Ю.*

Моделирование процессов обледенения и пожаротушения в программном комплексе CADFLO ..... 327

*Аникеева М.А., Дядькин А.А.*

Динамические воздействия на отделяемый головной блок пилотируемого корабля в случае возникновения аварийных ситуаций на начальном участке полета ..... 328

*Бахнэ С., Корунев А.О., Усов Л.А.*

Моделирование прохождения п-волны через случайно-неоднородную среду в двумерной постановке с помощью уравнений типов ХЗ и HOWARD ..... 330

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

Исследование применимости методики расчёта аэродинамических характеристик бикалиберных фюзеляжей к расчёту фюзеляжа, выполненного по схеме «несущий конус»..... 334

*Жигалкин А.С., Любимов Д.А.*

Исследование RANS/ILES(I) методом влияния турбулентности набегающего потока на течение в дозвуковом воздухозаборнике ..... 338

*Исаев С.А., Никущенко Д.В., Душин Н.С., Сероштанов В.В., Чулюнин А.Ю., Клюс А.А., Ослюк Е.А., Никущенко Е.А.*

Моделирование смерчевой интенсификации отрывных течений и теплообмена в наклонных уединенных и пакетных канавках на стенке канала и пластине в цифровых двойниках стендов НИИ механики МГУ, КазНЦ РАН и СПбПУ ..... 343

*Колесник Е.В., Бабич Е.В., Смирнов Е.М.*

Численное исследование автоколебаний при сверхзвуковом обтекании цилиндрического тела, ограниченного с торцов параллельными пластинами ..... 347

<i>Майзель А.Б., Пялов К.Н., Слуцкий Р.В.</i>	
Исследование шумоизлучения, обусловленного обтеканием тела жидкой средой.....	351
<i>Разматов Р.И.</i>	
Исследования шума автотранспортного средства при взаимодействии с набегающим потоком .....	355
<i>Сухоруков А.Л., Чернышев И.А.</i>	
Сопоставительный анализ расчетных и экспериментальных методов определения нестационарных гидродинамических воздействий на движитель судна .....	360
<b>Доклады по теме Т5. Методы постпроцессинга, обработка и визуализация данных физических и численных экспериментов в аэроакустике и аэродинамике.....</b>	<b>365</b>
<i>Борисов В.Е. , Константиновская Т.В. , Луцкий А.Е.</i>	
Идентификация вихревых структур в задачах сверхзвукового обтекания летательных аппаратов .....	367
<i>Босняков И.С., Фирсов Ю.В.</i>	
Анализ данных, подчиняющихся нелинейному закону, современными методами обработки.....	370
<i>Дубень А.П., Князев О.И., Сапожников В.А.</i>	
Методика определения сходимости газодинамических расчетов на основе статистического анализа.....	374
<i>Карауланов А.А., Корыстин В.В., Степанюк А.Е., Стрельцов Е.В., Талызин В.А., Харченко Н.А.</i>	
Комплексная платформа виртуального моделирования КПВМ «ЕГОРЫЧ».....	376
<i>Кусюмов А.Н., Кусюмов С.А.</i>	
Об оценке нестационарных характеристик поля скоростей течения около поверхности 3D цилиндра.....	378
<i>Лебига В.А.</i>	
Особенности акустики в рабочих частях аэродинамических труб больших скоростей .....	381

<b>Доклады специальной тематической сессии. Численное моделирование газодинамики и аэроакустики турбомашин.....</b>	<b>385</b>
<i>Ахметзянов А.М. , Дубинин Е.В., Хасанов Н.Г.</i>	
Оптимизация потока в диффузоре для ступени с низкой реактивностью .....	387
<i>Ворошин Д.В., Маракуева О.В., Муравейко А.С., Хасанов Н.Г., Дубинин Е.В.</i>	
Влияние числа Рейнольдса на характеристики центробежного компрессора .....	391
<i>Ворошин Д.В., Маракуева О.В., Муравейко А.С.</i>	
Моделирование течения в КНД авиационного двигателя с использованием TRD.SOLVER.....	393
<i>Ворошин Д.В., Муравейко А.С.</i>	
Разработка перспективного КВД двигателя малой степени двухконтурности .....	395
<i>Горячкин Е.С., Попов Г.М., Батулин О.В., Гатаулина Е.Д.</i>	
Аэродинамическое проектирование двухступенчатого компрессора низкого давления 01. перспективного ГТД с использованием одномерных и трехмерных численных моделей .....	397
<i>Давыдов А.А., Добровольский И.С., Пятунин К.Р.</i>	
Численное моделирование компрессоров авиационных газотурбинных двигателей с учетом напряженно-деформированного состояния рабочих лопаток .....	400
<i>Дружинин Я.М., Милешин В.И., Россигин А.А.</i>	
Расчётное исследование аэродинамических и акустических характеристик двухступенчатого вентилятора двигателя перспективного СПС .....	403
<i>Дубинин Е.В., Ворошин Д.В., Маракуева О.В., Муравейко А.С., Хасанов Н.Г.</i>	
Оптимизация ступени центробежного компрессора .....	405
<i>Загвоздкин Р.И.</i>	
Валидация численного моделирования напорной характеристики сверхзвукового рабочего колеса центробежного компрессора ...	409

<i>Загитов Р.А., Маракуева О.В., Сальников С.Д., Шуваев Н.В.</i> Методика расчёта начальных параметров течения в многоступенчатых турбомашинах в программном комплексе TURBOR&D .....	413
<i>Загитов Р.А., Сальников С.Д., Шуваев Н.В.</i> Программный комплекс TURBOR&D.MESHER для автоматического построения расчётных сеток в межлопаточных каналах турбомашин .....	415
<i>Зубанов В.М., Попов Г.М., Мельников С.А., Горячкин Е.С.</i> Влияние нестационарных процессов в привтулочных полостях двухступенчатой турбины на её тепловое состояние.....	418
<i>Зубанов В.М., Попов Г.М., Мельников С.А., Щербань А.И.</i> Расчётное исследование клокнинг-эффекта на энергетическую эффективность трёхступенчатой турбины .....	423
<i>Крупнов Д.И., Черкасова М.Г.</i> Проблема расчета пленочного охлаждения средствами вычислительной аэродинамики .....	428
<i>Лазман А.Г., Любимов А.Н., Чеглаков И.В.</i> Расчёт входной камеры совместно с рабочим колесом центробежного компрессора для закачки попутного нефтяного газа в пласт с учётом нестационарности методом нелинейных гармоник NLH .....	432
<i>Лободин Р.В., Мариняк А.И., Пеганов А.Ю.</i> Выбор параметров групп ступеней одновального осецентробежного компрессора с использованием диаграммы Кордье.....	434
<i>Макаров В.Е., Дегтярев В.В., Синер А.А., Шорстов В.А.</i> Сравнительный расчетный анализ распространения акустических возмущений вентиляторной ступени через входные устройства различного назначения .....	439
<i>Мартынов А.А.</i> Математическое моделирование течения в радиально-осевой турбине.....	442
<i>Милешин В.И., Россихин А.А.</i> Исследование различных подходов к расчету тонального шума лопаточных машин.....	444

<i>Милешин В.И., Дружинин Я.М., Росситин А.А.</i>	
Расчетное исследование тонального шума модельного вентилятора с использованием гармонических методов .....	447
<i>Попов Г.М., Горячкин Е.С., Щербань А.И., Батурин О.В.</i>	
Разработка подходов к сквозному проектированию охлаждаемых турбин высокого давления газотурбинных двигателей с использованием технологии цифровых двойников .....	449
<i>Третьякович Е.Д.</i>	
Исследование влияния окружной газодинамической неравномерности на дисбаланс рабочего колеса осевого компрессора высокого давления.....	452
<i>Хазов Д.Е., Коробанова Н.А., Балдина Е.А.</i>	
Определение теплового состояния колеса центробежного компрессора вспомогательной силовой установки .....	455
<b>Доклады практического семинара по валидации и верификации вычислительных кодов (воркшоп) .....</b>	<b>459</b>
<i>Аксенов А.А., Жлуктов С.В., Якунов М.А.</i>	
Расчет теплового потока на пластине в области скачка уплотнения в программном комплексе FLOWVISION .....	461
<i>Афанасьев Д.А., Бажнэ С., Власенко В.В.</i>	
Моделирование теплообмена в области отрывного течения из под скачка уплотнения на плоской острой пластине с установленным на ней вертикальным клином с использованием расчетного модуля ZFLARE .....	464
<i>Бабулин А.А., Березко М.Э., Шевяков В.И.</i>	
Численное решение валидационной задачи «отрывное течение из-под скачка уплотнения» .....	468
<i>Боровой В.Я., Мошаров В.Е., Радченко В.Н.</i>	
Труба Людвига – лучший инструмент для валидации аэротермодинамического расчета гиперзвуковых течений .....	469
<i>Босняков С.М., Енгулатова М.Ф., Михайлов С.В.</i>	
Тепловой поток в области отрывного течения из-под скачка уплотнения на плоской острой пластине с установленным на ней вертикальным клином (EWT-ZOOM-FV) .....	473



<i>Босняков С.М., Матяш С.В., Трошин А.И.</i>	
Тепловой поток в области отрывного течения из-под скачка уплотнения на плоской острой пластине с установленным на ней вертикальным клином.....	476
<i>Думнов Г.Е., Иванов А.В., Чуприков А.Ю.</i>	
Моделирование взаимодействия косого скачка уплотнения с пограничным слоем на плоской пластине при $M=5$ .....	480
<i>Жучков Р.Н., Козелков А.С., Корчажский Д.А.</i>	
Результаты решения задачи моделирования отрывного течения из-под скачка уплотнения в ПП ЛОГОС.....	481
<i>Стрельцов Е.В., Талызин В.А., Харченко Н.А.</i>	
Численное решение валидационной задачи определения турбулентного теплообмена на поверхности пластины с вертикальным клином в высокоскоростном потоке.....	484
<i>Федорченко Ю.П.</i>	
Тепловой поток в области отрывного течения из-под скачка уплотнения на плоской острой пластине с установленным на ней вертикальным клином.....	489
<b>Авторский индекс .....</b>	<b>493</b>



---

## **ПРИГЛАШЁННЫЕ ДОКЛАДЫ**



## **СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД К ЦИФРОВОЙ ТРАНСФОРМАЦИИ ПРОЦЕССОВ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ В РАМКАХ ПРОГРАММ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ**

**А.В. Долотовский, А.А. Бабулин, М.С. Войтишина**  
*Филиал ПАО «Яковлев» – Региональные самолёты, Москва*  
*A\_Dolotovsky@sj.yakovlev.ru, aa\_babulin@sj.yakovlev.ru,*  
*m\_voytishina@sj.yakovlev.ru*

Изменение внешнеполитической ситуации оказало существенное влияние на степень локализации производства сложных изделий авиационной техники. Создание новых и модернизация существующих образцов авиационной техники в сложившихся условиях требует развития использования системного подхода к управлению разработкой на всех этапах жизненного цикла изделий с использованием современных инструментов цифрового проектирования.

В данном докладе освещаются основные постулаты системного моделиориентированного подхода к разработке, модернизации и поддержанию эксплуатации современных образцов авиационной техники на примере программы Суперджет-100. Отдельный акцент делается на итерационном процессе постановки задач проектирования, для достижения заданного результата.

# **СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ В ЗАДАЧАХ ТУРБОМАШИНОСТРОЕНИЯ: РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТ ПО ПРОЕКТУ РНФ № 21-71-10100**

**А. П. Дубень**

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

Дальнейший прогресс в области авиационного двигателестроения существенным образом связан с развитием средств математического моделирования, а именно с созданием более совершенных математических моделей, способных учитывать все характерные газодинамические процессы, в том числе существенно нестационарные, а также с разработкой численных методов, обладающих повышенной точностью при низкой вычислительной ресурсоемкости суперкомпьютерного моделирования. К настоящему времени вычислительный эксперимент стал незаменимым средством в инженерно-конструкторских работах. Как правило, в российском двигателестроении при численном моделировании на практике используются коммерческие программные продукты, не имеющие отечественных аналогов. В процессе выполнения проекта Российского Научного Фонда № 21-71-10100 (далее Проект) методы и алгоритмы, необходимые для моделирования задач турбомашиностроения, включая алгоритмы ротор-статор интерфейса, были разработаны применительно к неструктурированным смешанным сеткам на основе экономичных схем повышенной точности в рамках параллельного гетерогенного газодинамического солвера NOISEtte. Проблема при этом рассматривалась комплексно: как с точки зрения стационарного (с помощью подхода на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, RANS), так и вихреразрешающего моделирования. Работы проводились последовательно, постепенно расширяя возможности и функциональность реализуемых технологий.

В качестве участников проекта помимо сотрудников Сектора вычислительной аэродинамики и аэроакустики ИПМ им. М. В. Келдыша РАН также были задействованы специалисты из Инженерного центра численных исследований (г. Санкт-Петербург): Р. А. Загитов, Н. А. Шуваев и О. В. Маракуева. Благодаря их многолетнему опыту работы в области турбомашиностроения в процессе выполнения проекта создавался инструментарий, который уже сейчас может применяться для решения широкого круга профильных практических задач.

В докладе будут представлены ключевые результаты проделанных работ по Проекту. Структурно он будет разделен на две части

**Первое направление**, самое емкое по составу работ, было направлено на разработку технологии моделирования турбулентных течений в газотурбинных двигателях в рамках стационарного моделирования, RANS. Это включало в себя все основные аспекты, критически важные для полноценного решения соответствующей задачи. Технологии, схожие с разработанными и/или адаптированными в процессе выполнения проекта, используются в специализированных программных комплексах для исследований в области турбомашиностроения.

Нестационарные возмущения в турбомашинах могут иметь самую разнообразную природу. Доминирующим и постоянно действу-

ющим явлением является ротор-статор взаимодействие венцов, которое подразделяют на следовое, распространяющееся вниз по потоку, и потенциальное, распространяющееся вверх по потоку. В рамках метода гармонического анализа (нелинейный гармонический метод, NLH) возможно разрешить любые колебания, связанные с частотой вращения ротора турбомашин (ротор-статор взаимодействие). Была выполнена реализация всех составляющих технологии NLH в вычислительном алгоритме NOISEtte [2]. За основу были взяты те численные методы и вычислительные технологии, на которых он базируется. Реализация технологии NLH включала в себя разработку методики для связывания параметров гармоник на сторонах ротор-статор интерфейса, позволяющая применять метод для моделирования течений в многоступенчатых турбомашинах, а также реализацию обобщенных граничных условий периодичности (условия периодичности с фазовым сдвигом) для комплексных амплитуд гармоник. В докладе, кроме непосредственного описания, также будут представлены технические особенности реализации технологии NLH, в том числе параметры ее ресурсоемкости.

Тестирование и отработка технологий поверхности смещения МР и нелинейного гармонического анализа NLH проводились на примере релевантных задач турбомашиностроения, от изолированного ротора до многоступенчатого компрессора, для которых имеются эталонные данные (примеры визуализаций конфигураций и полученных решений представлены на рис. 1).

Для проведения расчетов задач турбомашиностроения были разработаны и программно реализованы различные сопутствующие технологии, включая следующие:

- граничные условия для свободных границ (входа и выхода) и твердых стенок, наиболее часто используемые на практике;
- инструментарий для вывода интегральных параметров (массовый расход на входе и выходе, КПД, отношение давлений, осевые усилия и др.), в том числе, для отслеживания сходимости задач, характерных для турбомашиностроения;
- методика задания начального распределения газодинамических полей, применимая для осуществления устойчивого старта и ускорения сходимости расчета.

Кроме вышеописанных технологий, также были расширены возможности по моделированию ламинарно-турбулентного (ЛТ) перехода в составе модели турбулентности (в том числе и для вихре-разрешающего моделирования). Это связано с тем, что ЛТ переход



в турбомашине является существенным фактором, влияющим на их аэродинамические характеристики. Были реализованы и валидированы различные дифференциальные и алгебраические модели перехода.

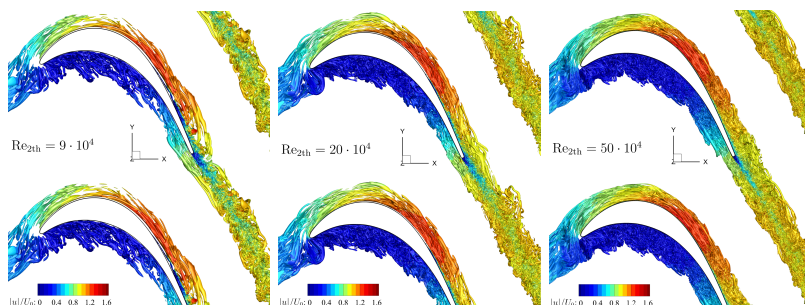


Рис. 2: Визуализация течения возле решетки лопаток T106C при различных числах Рейнольдса

**Второе направление** работ подразумевало разработку технологии вихреразрешающего моделирования турбулентных течений в газотурбинных двигателях. Была проведена оценка основных требований к вычислительной методике, сеткам и минимальным вычислительным ресурсам, необходимым для получения адекватных результатов с помощью современных вихреразрешающих подходов. В результате была сформулирована методика для вихреразрешающего моделирования задач турбомашиностроения, основанная на гибридном незонном RANS-LES подходе. Исследована ее применимость, а также приведена оценка минимальных требований к вычислительной постановке для задач, характерных для турбомашиностроения. Кроме того, сформулированы рекомендации для эффективного вихреразрешающего моделирования задач турбомашиностроения с помощью выработанной методики. В процессе реализации проекта были доработаны важные сопутствующие технологии для эффективного вихреразрешающего моделирования задач турбомашиностроения, а именно, генератор синтетической турбулентности в виде объемного источника (VSTG) и поглощающий слой. Что касается первой, то была произведена адаптация генератора синтетической турбулентности для применения в расчетах течений газа для задач турбомашиностроения. Была улучшена его «технологичность»: автоматизирован процесс его постановки для встраивания в рабочую область, в том числе реализована возможность автоматического задания параметров турбулентности из те-

кущего решения. Реализована возможность динамического изменения параметров при изменении характеристик осредненного турбулентного течения. Технологии VSTG и поглощающего слоя были реализованы как в версии для CPU, так и для GPU. Разработанные методики и технологии для вихреразрешающего моделирования апробированы на примере расчета характерной задачи турбомашиностроения – течения возле решетки лопаток турбины низкого давления T106C [3] (визуализация течения представлена на рис. 2). Были рассмотрены как постановки с однородным по характеристикам турбулентности потоком на входе (при высоком уровне турбулентности), так и случай с периодическим воздействием следов лопаток от предыдущей ступени на фоне однородного потока с низким уровнем интенсивности турбулентности, воспроизводимым путем замкнутого движения цилиндров малого диаметра на некотором расстоянии перед лопатками T106C.

Функциональность всех разработанных в процессе выполнения Проекта технологий по двум основным направлениям позволяет использовать программный комплекс NOISEtte для решения практических задач турбомашиностроения с использованием суперкомпьютеров. При этом моделирование может проводиться как с помощью методов стационарного моделирования, так и в рамках вихреразрешающих подходов, а также сочетая оба этих подхода в зависимости от имеющихся вычислительных и временных ресурсов и поставленных целей.

## Литература

1. A. P. Duben, A. V. Gorobets, O. V. Marakueva, N. V. Shuvaev, R. A. Zagitov, S. A. Soukov. 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, v. 13708. Springer, Cham. pp. 356–367
2. A. P. Duben, R. A. Zagitov, N. V. Shuvaev. Nonlinear Harmonics Method for Supercomputer Simulations of Fluid Dynamics in Turbomachines with Higher Accuracy on Unstructured Meshes. Lobachevskii Journal of Mathematics, No. 8, 2024.
3. A. P. Duben, A. V. Gorobets. Scale-resolving simulation of a low-pressure turbine on hybrid supercomputers. Computers & Fluids, vol. 265, 30 October 2023, 105984.

# РОССИЙСКИЙ ДЕМОНСТРАТОР КОМПЛЕКСА ТЕХНОЛОГИЙ СГС – НА ПУТИ К РЕШЕНИЮ НАУЧНЫХ ПРОБЛЕМ ДЛЯ ГРАЖДАНСКИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПОЛЕТОВ

**А.В. Кажан**

ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», Москва,  
kazhanav@nrczh.ru

Создание нового поколения сверхзвуковых гражданских самолетов (СГС) является одним из основных вызовов современной авиационной науки. Исследования в данном направлении проводятся в США, Японии, ЕС и России [1 - 3]. При этом, в отличие от СГС первого поколения (Ту-144 и Concorde), принципиальной задачей является снижение уровня экологического воздействия СГС на окружающую среду – звукового удара и шума в районе аэропорта.

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ	ФЮЗЕЛЯЖ	КРЫЛО	СИЛОВАЯ УСТАНОВКА
Обеспечить приемлемый уровень звукового удара	Увеличение длины, уменьшение диаметра и затупление носика для модификации эпюры избыточного давления в «ближнем поле» (приводит к увеличению веса)	Увеличение стреловидности и перемещение вверх для модификации эпюры избыточного давления в «ближнем поле» (приводит к увеличению веса)	Размещение воздухозаборников сверху для устранения их влияния на эпюру избыточного давления
Снизить уровень шума в районе аэропорта		Увеличение размаха для снижения взлетной и посадочной скоростей и, соответственно, тяги и скорости реактивной струи	Двигатель большой степени двухконтурности для уменьшения скорости струи, размещение воздухозаборников сверху для экранирования шума
Обеспечить большую сверхзвуковую дальность полета	Увеличение длины, уменьшение диаметра и заострение носика для высоких значений сверхзвукового аэродинамического качества (приводит к увеличению веса)	Уменьшение размаха для высоких значений сверхзвукового аэродинамического качества, специальные материалы для полета в условиях аэродинамического нагрева	Двигатель малой степени двухконтурности, размещение воздухозаборников снизу для высокого значения тяги на сверхзвуковых скоростях и снижения сопротивления
Обеспечить высокий уровень комфорта пассажиров	Увеличение длины, увеличение диаметра пассажирского салона (приводит к увеличению веса)		Потери тяги на обеспечение работы мощной системы вентиляции и надува салона
Обеспечить приемлемый уровень ВПХ для эксплуатации на существующих аэродромах		Увеличение размаха для снижения взлетной и посадочной скоростей	Двигатель большой степени двухконтурности для высокой тяги на взлетно-посадочных режимах
Обеспечить приемлемый уровень цены и затрат на эксплуатацию	Снижение веса	Снижение веса, использование традиционных материалов	Снижение веса, простое обслуживание

Рис. 1. Противоречия в задаче проектирования СГС

Разработка эффективного СГС нового поколения усложняется зачастую противоречивыми техническими требованиями к летательному аппарату такого типа (рис. 1). Требуется внедрение и междисциплинарная отработка широкого круга новых технических решений и технологий по аэродинамической компоновке, силовой установке, конструктивно-силовой схеме, системе управления и т.д. Важной задачей является также валидация полученных

при концептуальном проектировании результатов эффективности ключевых технологий путем экспериментального подтверждения в натуральных условиях.

Основным препятствием на пути создания СГС нового поколения и ввода их в эксплуатацию является отсутствие международной нормативной базы по допустимому уровню звукового удара. Исследования в обеспечение разработки норм ведутся ICAO, NASA и другими организациями. При этом, в условиях отсутствия экспериментальных данных по распространению ударных волн малой интенсивности в условиях реальной атмосферы разработка норм для СГС постоянно откладывается. Ожидается, что проект нормативных требований может быть сформирован не ранее 2027 г. по мере наработки статистических данных при полетах демонстраторов технологий СГС, первым из которых может стать проект X-59 QueSST, разрабатываемый в США компанией Lockheed-Martin по заказу NASA [1]. При разработке демонстратора X-59 используются готовые узлы и агрегаты серийно выпускаемых самолетов – форсажный двигатель GE F414-100, применяемый на самолете McDonnell Douglas F/A-18, кабина пилота от самолета Northrop T-38, шасси от самолета General Dynamics F-16 и т.д. Первый вылет этого самолета ожидается во второй половине 2024 г., тестовая программа исследований предполагает большое количество полетов над населенными территориями для оценки восприятия звукового удара добровольцами. Прогнозируемый уровень громкости звукового удара X-59 при полете со скоростью, соответствующей числу  $M=1.42$  на высоте 16.5 км не должен превысить 75 PLdB. Стоит отметить, что цель проекта – продемонстрировать исключительно возможность снижения звукового удара за счет специальных внешних обводов самолета. Ни аэродинамическая эффективность, ни снижение шума в районе аэропорта в проекте не заявлены.

Наибольшим техническим риском создания перспективных СГС является обеспечение рационального компромисса между приемлемыми экологическими (звуковой удар, шум в районе аэропорта), конкурентоспособными летно-техническими (скорость, дальность, условия базирования) и экономическими характеристиками применяемых компоновочных решений. Потребный для достижения высокой конкурентоспособности уровень характеристик

не может быть реализован на базе традиционных подходов и требует поиска и комплексной отработки в натурных условиях широкого круга новых технических решений и технологий. Принципиальное значение для перспективных СГС имеет эффективность интеграции новых технических решений в единой компоновочной схеме, что не позволяет напрямую использовать НТЗ, полученный при создании перспективных объектов авиационной техники военного и двойного назначения и требует формирования специализированного облика, оптимизированного под решение конкретной задачи.

Исследования по анализу влияния различных элементов компоновки ЛА на профиль избыточного давления в волне звукового удара [4, 5] показали, что наибольшее влияние на эпюру избыточного давления на земле оказывает распределение толщин корпуса, деформация его оси и распределение подъёмной силы по длине самолёта. Развитая V-образность наплывной и консольной частей крыла увеличивает его эквивалентную стреловидность и темп нарастания давления от подъёмной силы. Для минимизации уровня звукового удара полезно пиковое увеличение избыточного давления в головном скачке от фюзеляжа с последующим плавным нарастанием давления. Однако, затупление носовой части даёт заметное увеличение лобового сопротивления. Носовая часть фюзеляжа должна иметь существенное удлинение, однако это приводит к значительным весовым издержкам для обеспечения требуемой прочности и жёсткости конструкции.

Выбор расположения, параметров и характеристик силовой установки, включающей воздухозаборники, двигатели и сопла, также в значительной степени определяет расход топлива, возможность выбора оптимальной высоты крейсерского полёта, уровень звукового удара, шум на взлётно-посадочных режимах. Кроме того, внешнее сопротивление мотогондолы заметно сказывается на уровне аэродинамического совершенства сверхзвукового самолета. Компоновка воздухозаборников не только во многом определяет тяговые и экономические характеристики силовой установки, но и в значительной степени определяет характеристики звукового удара, поскольку обтекание воздухозаборника характеризуется наличием сильных скачков уплотнения. В качестве возможного решения проблемы можно рассматривать перемещение воздухозаборников на верхнюю поверхность крыла так, чтобы возмущения в

нижнюю полусферу отсекались крылом. Верхняя компоновка имеет явное преимущество по сравнению с другими вариантами расположения воздухозаборника (боковое, подкрыльевое) в вопросах защиты двигателя от попадания посторонних предметов, снижения уровня шума и звукового удара. Вместе с тем, реализация верхней компоновки требует тщательной проработки аэродинамического контура планера в области расположения воздухозаборника, а также геометрии и систем самого воздухозаборника.

Интегрированные с планером сопла силовой установки СГС нового поколения должны обеспечивать низкий уровень потерь тяги на всех режимах полёта в сочетании со снижением уровня шума высокоскоростных струй двигателей относительно малой степени двухконтурности. Снижение уровня шума обеспечивается как экранированием струи элементами хвостовой части планера, так и разработкой систем шумоглушения.

Конструктивно-силовая схема СГС должна обеспечивать высокую весовую эффективность; высокую жёсткость планера с фюзеляжем большого удлинения и крылом малой относительной толщины для сохранения рациональной формы внешних обводов для достижения приемлемого уровня звукового удара и обеспечения эффективности органов управления; шумоизоляцию пассажирского салона; высокий ресурс в условиях температурных напряжений; теплоизоляцию топливных баков. Обеспечение высокой жесткости при низких весовых издержках возможно при использовании изогридных конструкций из композиционных материалов с топологической оптимизацией силовых элементов («бионическая» конструкция).

В настоящее время на базе полученного ранее в ходе поисковых и прикладных НИР научно-технического задела [6] ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» с участием подведомственных институтов авиационной науки в рамках Государственных контрактов с МИНПРОМТОРГ России ведется разработка отечественного демонстратора комплекса технологий СГС (ДКТ) «Стриж» (рис. 2), позволяющего проверить эффективность и реализуемость разработанных технологий для перспективных СГС в натурных условиях. Для сокращения сроков создания и постройки демонстратора предложено максимальное использование существующих систем, узлов и агрегатов с минимальной доработкой (маршевые двигатели на базе двигателя РД-93 МА, агрегаты

самолетных систем самолетов семейства МиГ-29/Миг-35, бортовое радиоэлектронное оборудование на базе серийно производимых компонентов). Имеющийся у отечественных предприятий научно-технический задел в области создания беспилотной авиационной техники позволяет на первом этапе работ реализовать демонстратор СГС в беспилотном варианте с последующей доработкой в опционально-пилотируемый вариант. Помимо отработки технологий в натурных условиях и валидации расчетных методов оценки характеристик звукового удара в реальной атмосфере, полеты такого демонстратора над населенными районами позволят определить допустимый для полетов над населенной сушей уровень звукового удара, что даст возможность разработки национальных норм, которые не могут быть разработаны в отсутствии фактического материала.



Рис. 2. Отечественный демонстратор комплекса технологий СГС «Стриж»

Разработка и постройка ДКТ «Стриж» позволит выполнить комплекс исследований в обеспечение разработки СГС нового поколения, в том числе:

– отработка в натурных условиях:

- эффективности аэродинамической компоновки, устойчивости и управляемости ЛА на до-, транс- и сверхзвуковых скоростях полета с учетом аэроупругих характеристик конструкции;
- методов снижения звукового удара СГС;

- технологий обеспечения длительного крейсерского полета на сверхзвуковых скоростях, включая технологии обеспечения теплового и акустического комфорта пассажиров;
- устойчивой работы верхнерасположенных воздухозаборников;
- характеристик жесткости и прочности перспективных металлокомпозитных конструкций;
- систем мониторинга теплового состояния и уровня нагруженности конструкции;
- способов и средств снижения шума силовой установки в районе аэропорта, включая экранирование, шумоглушение реактивной струи и снижение шума лопаточных машин с использованием звукопоглощающих конструкций при обеспечении низкого уровня потерь тяги на транс- и сверхзвуковых режимах полета;
- системы технического зрения и технологии обеспечения информационно-управляющего поля экипажа в условиях «закрытой кабины».

– валидация расчетных и экспериментальных методов исследований.

– определение характеристик звукового удара на земле (включая воздействие на человека, здания и сооружения) в различных атмосферных условиях во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и высот полета с учетом маневрирования.

Наряду с разработкой самого летного демонстратора, в программе ДКТ «Стриж» исследуется также ряд обеспечивающих технологий – методы численного моделирования распространения звукового удара в условиях реальной атмосферы, в том числе с учетом атмосферной турбулентности и при полете на режимах маневрирования, когда может реализовываться фокусировка звукового удара; методы и средства измерения звукового удара на земле, в зданиях и сооружениях и др. Для минимизации технических рисков предусмотрено создание комплекса уникальных стендов и проведение цикла стендовых и наземных испытаний. Стоит отметить, что помимо расчетно-экспериментальных, проектно-конструкторских и производственных работ по созданию ДКТ «Стриж», актуальной также является разработка нормативной документации в обеспечение безопасности первого вылета и проведения летных



испытаний демонстратора, так как он будет изготовлен в единственном экземпляре и использование существующих процедур по разработке серийной авиационной техники гражданского назначения приведет к существенному усложнению и удорожанию программы.

При условии выделения соответствующего финансирования окончательная сборка летного экземпляра ДКТ «Стриж» и проведение его наземных испытаний запланированы на 2028 г., после чего планируется проведение летных доводочных и исследовательских испытаний.

## Литература

1. <http://www.nasa.gov/lowboom>
2. <http://www.aero.jaxa.jp/eng/research/frontier/sst/d-send.html>
3. <https://rumble-project.eu>
4. Чернышев С.Л. Звуковой удар. – М.: Наука, 2011.
5. Коваленко В.В., Чернышев С.Л. К вопросу о формировании аэродинамических компоновок с низким уровнем звукового удара. Труды ЦАГИ, 2670, **2005**.
6. Кажан А.В. и др. Демонстратор комплекса технологий СГС: цели, задачи, существующий НТЗ. Труды научно-практической конференции «Технологическое развитие авиастроения: глобальные тенденции и национальные интересы России», стр. 196-210, **2021**.

# **НИЗКОРАЗМЕРНЫЕ МОДЕЛИ И ПОДХОДЫ К ИДЕНТИФИКАЦИИ ИСТОЧНИКОВ ШУМА В ЗАДАЧАХ АЭРОАКУСТИКИ**

**С.А. Карабасов**

*ФАУ «ЦАГИ», г. Москва, skarabasov@gmail.com*

Задача управления источниками шума с целью его минимизации без ухудшения базовых аэродинамических характеристик является практически значимой в большинстве прикладных исследований. Фундаментальность этой задачи заключается в том, что локализация части решения нелинейных уравнений описывающих турбулентные режимы течения, которая содержит в себе свойства эффективного источника звука, воздействующего на шум в дальнем поле является нетривиальным. Благодаря развитию компьютерных технологий и вихреразрезающих подходов накоплены базы данных решений с достаточным пространственно-временным разрешением для подробного анализа ряда задач аэроакустики.

Тем не менее, непосредственное использование таких решений в рамках оптимизационного цикла для улучшения аэроакустических характеристик изделий остаётся за гранью возможности. В этой связи проблема выделения и анализа эффективных механизмов шума, а также построения соответствующих низкоразмерных моделей является острой. В настоящем докладе будет представлен опыт автора и его коллег по анализу аэроакустических решений и построению низкоразмерных моделей как на основе классических аналитических способов декомпозиции решения на линейную и нелинейную часть, типа акустической аналогии, так и с использованием подходов машинной обработки цифровых данных. В качестве примеров будут рассмотрены задачи о шуме турбулентной струи и шуме кромки крыла.

Работа проведена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 17 мая 2022 г. № 075-15-2022-1023).

**РАЗРАБОТКА И ВАЛИДАЦИЯ  
МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ И  
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ АЛГОРИТМОВ В  
АЭРОАКУСТИКЕ  
(ПРОЕКТ РНФ – ЛАБОРАТОРИИ №21-71-30016)**

**В.Ф. Копьев**

*ФАУ «ЦАГИ», Акустическое отделение, г. Москва, [vkopiev@mktsagi.ru](mailto:vkopiev@mktsagi.ru)*

Отечественная авиационная промышленность остро нуждается в разработке и применении надежных методов моделирования шума самолета и его элементов. Особенностью аэроакустических задач является то, что одним из основных аэродинамических источников звука является турбулентность, для которой до сих пор не имеется исчерпывающего описания. Поэтому, при построении математических и/или численных моделей аэроакустики принципиальным моментом становятся проблемы соответствия получаемых решений физической, математической или инженерной задаче.

В проекте рассматриваются основные задачи аэроакустики, которые на протяжении многих лет решаются в аэроакустическом центре ЦАГИ: шум турбулентных струй, шум взаимодействия струи и крыла, дифракция аэроакустических источников на элементах планера самолета, шум обтекания элементов планера (шасси и крыло), прохождение возмущений, возникающих в турбулентном пограничном слое, через панель фюзеляжа в салон, проблема оптимизации звукопоглощающих конструкций (ЗПК) в каналах двигателя, шум вертолетных и самолетных винтов. Для каждого направления проанализирован математический подход к задаче, дан анализ существующего численного инструментария, включающий разработку или доработку имеющихся расчетных методов, и проведена исчерпывающая валидация имеющихся вычислительных подходов, от решения полных исходных уравнений до полуэмпирических моделей.

Для валидации использованы уникальные возможности аэроакустической лаборатории ЦАГИ. Помимо постановки экспериментов с использованием экспериментальной базы ЦАГИ, для валидации использованы имеющиеся в лаборатории данные,

полученные сотрудниками центра на самых известных крупномасштабных акустических установках мира (DNW NWB и DNW LLF, CARDC FL-17, NTF QinetiQ, DLR AWB), а также в акустическом летном эксперименте.

## **Шум струйных течений**

Для поиска путей снижения шума турбулентных струй необходимо понимание аэродинамических механизмов генерации акустических возмущений. Для достижения этого понимания недостаточно численного моделирования, каким бы точным оно не было, это понимание может быть получено только на пути выявления основных факторов, определяющих процесс генерации шума турбулентностью. В связи с этим актуальной является задача разработки низкоуровневых полуэмпирических моделей, ухватывающих основные факторы, определяющие генерацию и распространение звука в турбулентных течениях. Создание этих моделей должно проводиться параллельно с экспериментом и численными решениями, которые должны служить основой для валидации предлагаемых моделей и источником новых идей при их разработке. Таким образом, сложность самой задачи требует валидации не только решений или результатов моделирования, а валидации основополагающих идей, лежащих в основе механизма шумообразования.

Численные методы, направленные на моделирование аэроакустических свойств турбулентных струй, в том числе двухконтурных, достаточно хорошо разработаны и тщательно валидированы как для случая истечения в свободное пространство, так и для сопел в компоновке с элементами планера. С учетом использования графических ускорителей удастся получать качественные результаты за относительно небольшое время. Таким образом, для данной задачи численные методы можно считать мощным исследовательским инструментом, расширяющим возможности физического эксперимента, а также инструментом, вплотную приблизившимся к инженерным приложениям.

Однако до сих пор остаются нерешенными задачи, связанные с моделированием струй, истекающих из существенно неосесимметричных сопел, в том числе, тесно интегрированных с планером так, что требуется разрешение пограничных слоев по поверхности элементов планера. В этом случае большую роль играет эксперимент,

позволяющий находить ответы на многие инженерные запросы, одновременно формирующий большую валидационную базу для настройки вычислительного инструмента.

Еще одной важной и практически значимой областью в аэроакустике турбулентных течений, которая в настоящее время недостаточно проработана, является генерация шума горячими струями. Благодаря финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, к концу 2023 года в рамках модернизации заглушенной камеры АК-2 в ЦАГИ создана новая установка для исследования аэроакустических характеристик высокоскоростных горячих струй. Экспериментальные исследования в этом направлении выходят за рамки обсуждаемого проекта, однако они дадут необходимую валидационную базу для дальнейшего развития численного моделирования процессов, в высокой степени приближенных к условиям эксплуатации летательных аппаратов.

## Дифракция

На сегодняшний день разработано несколько различных методов расчёта эффективности экранирования, которые могут использоваться на различных этапах проектирования самолёта. Наиболее часто употребляемым является метод Маекавы, разработанный в конце 60-х годов. Этот метод был адаптирован к проблеме экранирования шума двигателя самолёта и используется на данный момент в таких программах расчёта шума, как ANOPP и SOPRANO. Этот метод очень прост с точки зрения реализации и допускает использование на ранних этапах проектирования самолёта. Однако главными недостатками данного метода является завышенная эффективность экранирования (до 30 дБ и более), которая обусловлена аппроксимацией двигателя как точечного источника шума, что неверно при размещении двигателя в непосредственной близости от планера самолёта. В ЦАГИ были разработаны более точные методы, которые опираются на Геометрическую Теорию Дифракции (ГТД) и численные методы МКЭ (Метод Конечных Элементов) и МГЭ (Метод Граничных Элементов). Эти подходы были успешно провалидированы, и продемонстрирована возможность их адаптации к расчёту шума, излучаемого авиационными некомпактными источниками. Было показано, что ГТД

может использоваться на ранних этапах проектирования самолёта для поиска оптимального с точки зрения снижения шума положения двигателя. Использование численных методов типа МКЭ и/или МГЭ повышает точность расчёта, однако ценой этого становится увеличение времени, необходимого для подготовки и проведения расчётов. Следствием этого является сокращение числа анализируемых компоновок самолётов и привлечение численных методов на более поздних этапах разработки проекта.

## **Шум обтекания**

Шум обтекания элементов планера самолета становится все более существенным в оценке шума самолета, особенно на режиме посадки. Поскольку прямые расчеты шума планера с помощью методов численного решения уравнений Навье-Стокса на настоящий момент затруднительны, основным инструментом подобных оценок являются полуэмпирические модели, основанные на обобщении массивов экспериментальных данных в сочетании с теорией размерности и физическими моделями источников шума различной природы.

Основной сложностью при таком подходе является то, что такие методики слабо чувствительны к деталям геометрии моделируемого объекта, а значит, с их помощью затруднительно оценить эффективность технологий снижения шума, которые зачастую заключаются в малых изменениях геометрии отдельных элементов конструкции планера. Поэтому используются такие полуэмпирические методики, в которых реализована детализация по вкладу различных элементов сложной конструкции в общий шум планера, а в эксперименте большое значение приобретают модели-трансформеры, которые в совокупности с уникальными крупномасштабными экспериментами позволяют достаточно далеко продвинуться в разработке полуэмпирических методик и их валидации.

Развитие численных методов, направленных на моделирование шума планера, существенно тормозится проблемой валидации, связанной с отсутствием в РФ больших заглушенных камер, в которых возможно проведение акустических испытаний шума обтекания различных элементов самолета с достаточно большим числом Рейнольдса. Это делает особо существенным тот уникальный экспериментальный материал, который ЦАГИ удалось получить в

совместных испытаниях элементов планера на больших западных установках (крыло в DNW) и китайских трубах (тематическое шасси в трубе FL-17). Обобщение этих экспериментальных данных позволило разработать и валидировать новые полуэмпирические методы оценки шума элементов планера для широкого диапазона чисел Рейнольдса.

## **Шум в салоне**

В ЦАГИ была разработана численно-аналитическая методика определения влияния структуры силового набора на шум в салоне самолета при типичном нагружении поверхности фюзеляжа в соответствии с разработанной моделью поля пульсаций давления на поверхности и в окрестности трехмерных выступов. Эти результаты удалось валидировать с использованием экспериментов с натурными панелями. Так, были проведены экспериментальные исследования по определению влияния шага стрингеров и шпангоутов (от их отсутствия до полного силового набора) на виброакустические характеристики самолетных панелей и прохождение звуковой энергии в салон. Полученные базовые результаты являются основой для проведения валидации имеющихся методов расчета.

Проведены тестовые исследования портфеля программных продуктов Simcenter компании Siemens PLM Software для инженерного анализа и проведена валидация колебаний и акустического излучения самолетных конструкций (натурных фюзеляжных панелей, подвергающихся воздействию диффузного звукового поля). Показано, что эти прикладных программы могут приводить к неверным результатам в определенном диапазоне параметров.

## **Каналы и ЗПК**

До последнего времени оптимальный импеданс ЗПК для авиационного двигателя определялся из аналитического решения модельных задач о распространении звука в облицованных каналах с потоком на основе минимизации звуковой энергии, достигающей среза канала без учета эффекта отражения.

При объяснении диаграмм направленности звука, излучаемого из модельного воздухозаборника при заданном модальном составе была показана важность эффекта отражения звуковых мод от открытого конца канала. При этом для звуковых мод,

находящихся вблизи условия отсечки и приобретающих при генерации большую амплитуду, имеет место сильный эффект отражения от открытого конца обратно внутрь канала, в результате которого такие моды значительно теряют свою амплитуду в дальнем звуковом поле. Тем самым, настраивать параметры ЗПК на обеспечение сильного затухания только этих звуковых мод не требуется – они и так плохо излучаются из канала. В тоже время, наибольший вклад в диаграмму направленности в дальнем поле могут давать звуковые моды, которые в канале имеют достаточно малую амплитуду: на 10-15 дБ меньше амплитуды доминирующей звуковой моды. Данный результат показал, что возникает необходимость изменения всей парадигмы настройки импеданса ЗПК: оптимальный импеданс должен непосредственно определяться из условия максимального снижения шума в дальнем поле с учетом отражения звука от открытого конца канала.

Кроме этого, исследования показали необходимость учета при настройке ЗПК следующих эффектов, которыми ранее пренебрегали: (1) эффект рефракции звука в неоднородном потоке, имеющем место вблизи среза воздухозаборника, (2) эффект стыков облицовок канала, на которых имеет место как отражение так и прохождение звука, (3) эффект влияния пограничного слоя на характеристики распространяющихся звуковых мод при наличии облицовки стенок канала, (4) нелинейный эффект работы ЗПК (зависимость импеданса от уровня звукового давления). Учет всех указанных эффектов при поиске оптимального импеданса ЗПК в совокупности с тем, что реальные каналы авиадвигателя имеют достаточно сложную геометрическую форму, становится невозможным без использования численных методов. Причем фактор доминирования в дальнем поле мод, имеющих малые амплитуды в канале, предъявляет исключительно высокие требования к численным методам даже для моделирования тонального шума вентилятора.

Проведенные исследования показали, что наиболее эффективным численным методом решения задач о распространении звука в каналах с потоком является в настоящее время метод конечных элементов (МКЭ). Этот метод был верифицирован на задачах, имеющих аналитическое решение. Однако, применение только МКЭ для поиска оптимальных значений импеданса требует слишком больших временные затрат. Действительно, решение



оптимизационной задачи требует на каждом из трех сертификационных режимов полета самолета и на каждой частоте провести расчеты, перебирая тем или иным способом значения импеданса ЗПК. При этом необходимо провести расчеты для нескольких тысяч звуковых мод. С учетом некоррелированности отдельных мод число расчетных случаев при наличии только одного сегмента ЗПК исчисляется десятками миллионов, поэтому при рассмотрении сегментированных ЗПК, требуется использование параллельных вычислений на суперкомпьютерах.

Таким образом, для преодоления указанных трудностей при поиске оптимальных значений импеданса ЗПК, необходимо использовать симбиоз численных и аналитических методов на основе минимизации шума самолета на местности.

## **Вертолетные винты**

В работах с индустриальным партнером НЦВ проведены исследования различных подходов к моделированию тонального шума несущего винта (одиночного и соосного) на различных режимах. Разработан инженерно-ориентированный численный метод оценки тонального (а при наличии достаточных ресурсов – и широкополосного) шума винта на базе расчета невязкого обтекания одиночной лопасти, а также высокоточный метод прямого численного моделирования тонального шума в ближнем поле на основе решения уравнений Навье-Стокса методом Кабаре на вращающихся многозонных сетках.

Отлажена процедура применения этих методов для получения количественных оценок тонального шума несущего винта. Проведена валидация на экспериментальных данных на режиме висения, на режиме горизонтального полета, а также путем сравнения с результатами моделирования полного винта с помощью комплекса «Гербера». Проблемой является отсутствие надежной валидационной базы для режимов полета вперед, в том числе с учетом работы автомата-перекоса, что отражает отсутствие в РФ крупномасштабной акустической установки для исследования шума вертолетных винтов.

## Самолетные винты

В 2023 году в ЦАГИ был разработан и изготовлен новый винтовой прибор, основанный на принципе вентильно-индукторной электрической машины с неравномерным воздушным зазором между ротором и статором, который позволил достичь частоты вращения маломасштабного винта более 14000 об/мин. В результате в АК-2 удалось впервые в отечественной практике провести комплексные валидационные измерения для самолетных винтов, включающие получение их аэродинамических (тяга и крутящий момент) и акустических характеристик. С использованием полученных данных показано, что разработанный в ЦАГИ программный комплекс «Гербера» позволяет с помощью численного моделирования корректно получать аэродинамические характеристики самолетных винтов и излучаемый ими тональный шум. Однако, проблемной задачей остается моделирование широкополосного шума. Для ее решения требуется валидационная база, полученная на крупномасштабных акустических установках, а также повышение вычислительных мощностей, которые позволят корректно моделировать широкополосный шум, связанный с рассеянием пульсаций турбулентного пограничного слоя на их задних кромках.

Что касается полуэмпирических и аналитических подходов к расчету тонального шума винтов, в проекте рассмотрены и провалидированы имеющиеся методы (подход Гутина, методика SAI AIR 1407, подход Хансона и др). Был разработан комбинированный метод расчета тонального шума самолетного винта на основе использования перечисленных полуэмпирических подходов. Валидация разработанного комбинированного метода была выполнена на основе эксперимента, поставленного в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ, где для маломасштабной модели самолетного винта удалось реализовать режимы, близкие к натурным.

## Выводы

В заключение отметим, что все основные задачи проекта РНФ № 21-71-30016 успешно выполнены или близки к завершению. При этом, как это часто бывает, по мере выполнения задач проекта выявились новые научно-технические проблемы, решение которых станет возможным по результатам завершения текущего проекта. Применительно к различным классам летательных аппаратов это:

- шум горячих струй
- шум ударных волн вентилятора
- нелокально реагирующие или щелевые ЗПК, создание моделей распространения звука в неоднородных каналах с потоком для эффективной настройки ЗПК
- создание малошумных винтов, с учетом вклада широкополосной составляющей
- Включение в схему расчета шума современного вертолета автомата перекося, крутки, оптимизации законцовок и вихревой системы за лопастями.

Развитие российской гражданской авиации показало, что эти проблемы являются принципиально важными для современных самолетов с отечественными двигателями, вертолетов и сверхзвуковых пассажирских самолетов будущего. С развитием и становлением лаборатории (экспериментального и численного инструментария) появилась возможность рассмотреть эти новые фундаментальные проблемы в дальнейшем.

## **НЕКОТОРЫЕ НЕРЕШЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПОДВОДНОЙ АКУСТИКИ: ВЕЧНО АКТУАЛЬНЫЕ И СОВСЕМ НОВЫЕ**

**А.И. Малеханов**

*Федеральный исследовательский центр «Институт прикладной физики им. А.В. Гапонова-Грехова Российской академии наук», Нижний Новгород, [altmal@ipfran.ru](mailto:altmal@ipfran.ru)*

Термин «подводная акустика» не столь широко используется в отечественной литературе, в отличие от практически идентичного по смыслу термина «гидроакустика». Однако под гидроакустикой часто понимают круг вопросов, научных и более технических, но при этом относительно «близкого действия». Что же касается больших дистанций распространения звуковых сигналов, вплоть до сотен и тысяч километров (фактически, вплоть до океанических масштабов), то для этого в отечественной литературе традиционно используется отдельный термин – акустика океана. Если же не задумываться о том, где «заканчивается» гидроакустика и «начинается» акустика океана, и сделать попытку широкого взгляда на всю эту область, то использованный в заголовке термин (в англоязычной литературе — *underwater sound*) представляется наиболее подходящим.

Очевидно, однако, что широта взгляда должна быть при этом разумно ограничена, если не сводить подобную попытку к малоинтересному перечислению разного рода актуальных задач в отведенное для доклада время. Мы остановимся на тех проблемах (скорее, направлениях исследований), которые, если и получили уже значительное развитие, все еще далеки от своего принципиального завершения, и на их фоне акцентируем те, которые являются совсем новыми и явно имеют потенциал для быстрого развития в ближайшем будущем. Важным элементом нашего отбора является внутренняя взаимосвязь рассматриваемых проблем, которая также дает определенную мотивацию для их выбора и обсуждения.

### **1. Дальнее распространение низкочастотного звука в реальном океане**

Под дальним распространением звука обычно понимается распространение сигналов на десятки и сотни (и более) километ-

ров, и такие значительные дистанции доступны только низкочастотным (НЧ) сигналам в диапазоне частот ниже  $\sim 1$  кГц. Диапазон от десятков до первых сотен Гц является безальтернативным с точки зрения решения многих задач акустической океанографии — акустических методов зондирования и мониторинга океана как природной среды. Но такие дистанции оказываются уже достаточными для того, чтобы морская среда вполне проявила свои статистические свойства, а именно, чтобы распространяющийся звук «почувствовал» присутствие в подводном канале разного рода случайных неоднородностей естественного происхождения — объемных неоднородностей в его толще и(или) случайной изменчивости границ. Именно в этом аспекте мы используем термин «реальный океан» — не только в смысле существования в нем подводного звукового канала как акустического волновода, но и с учетом того, что этот канал принципиально является случайно-неоднородным с различными физическими механизмами и пространственно-временными масштабами случайной изменчивости.

Характерными и наиболее значимыми (для акустики) примерами случайных неоднородностей океана являются фоновые внутренние волны, которые повсеместно (хотя и с разной интенсивностью в разных районах и в разные сезоны) присутствуют как в прибрежных акваториях, так и в открытом океане, и ветровое волнение. И если хорошо известно формирование подводного звукового канала, который обеспечивает распространение НЧ звука на столь значительные расстояния, может рассматриваться как сугубо детерминированное явление, «обеспеченное» вертикальной стратификацией океанической среды по температуре, солености и гидростатическому давлению, то учет случайных неоднородностей принципиально усложняет задачу дальнего распространения и реалистичный расчет всех практически важных характеристик акустических сигналов — их интенсивности, спектральных и когерентных свойств.

Отмеченные аспекты критически важны для расчетов характеристик приемных антенных систем, поскольку ослабление пространственных корреляций (когерентности) сигналов неизбежно приводит к ослаблению (потерям) их эффективности. Это хорошо известное положение общей статистической теории антенн, но, фактически, только в подводной акустике столь остро

стоит задача корректного учета влияния статистических эффектов дальнего распространения сигналов сложного пространственного спектра (многомодовых или многолучевых сигналов — в зависимости от метода описания звукового поля в подводном канале) на характеристики приемных антенн больших волновых размеров. Конкретно этой проблеме, непосредственно связанной с тематикой распространения, посвящено немало работ, но она по-прежнему остается актуальной в силу многообразия физических механизмов рассеяния звука в каналах реального океана (например, [1, 2] и цитированная там литература).

## **2. Оперативная акустическая океанография**

Задачи оперативного прогноза состояния океанической среды на основе ассимиляции данных прямых измерений ее текущих параметров привлекают в последнее время большой интерес хотя бы потому, что подобные прогнозы являются необходимой составной частью гидрометеорологических прогнозов, и современные вычислительные возможности позволяют оценивать эти задачи как принципиально «подъемные». Что же касается акустических аспектов этой тематики, то здесь особое внимание специалистов обращено на то ключевое (и вполне очевидное) обстоятельство, что без «хорошего» знания океанической среды, а точнее, гидрофизических и геоакустических (с учетом подстилающего дна) характеристик подводного канала, практически невозможно обеспечить требуемое в современных условиях качество работы гидроакустических систем наблюдения [3]. Разработка таких систем и повышение их эффективности (по различным критериям) — одна из «вечных проблем» подводной акустики как прикладной науки. Но те принципиальные аспекты, которые связаны с влиянием природной изменчивости подводной среды на относительно коротких временных масштабах (много меньше масштабов сезонной изменчивости), вошли в повестку наиболее острых проблем только в последнее время. Можно констатировать, что несоответствие реальной океанической среды распространения звука и ее математической модели является камнем преткновения для реализации потенциальных возможностей современных систем наблюдения (хотя не только их, но и систем звуковой подводной связи, к примеру).

По существу, речь идет о корректной оценке потенциальных возможностей т.н. «согласованной со средой» обработки сигналов на базе пространственно-развитых приемных систем — согласованной в смысле использования адекватной модели среды для построения наиболее выигрышных (оптимальных или близких к ним по заданному критерию) алгоритмов обработки [4]. С учетом сказанного выше, однако, речь должна идти скорее о «рассогласованной со средой» обработке, т.е. об учете в явном виде частичной априорной неопределенности модели на фоне временной изменчивости одних свойств канала (прежде всего, поля скорости звука в водной толще) и априори неточного знания других его свойств (прежде всего, структуры и параметров верхних слоев дна). Основные, с нашей точки зрения, проблемные вопросы здесь заключаются в том, чтобы (1) дать количественный прогноз негативного влияния рассогласования модели среды с реальным каналом; (2) на этой основе сформулировать требования к средствам оперативной океанографии, которые должны быть реализованы в целях поддержки эффективного функционирования систем подводного наблюдения; (3) синтезировать адаптивные алгоритмы обработки сигналов, не просто учитывающие частичную неопределенность модели, но нацеленные на минимизацию обусловленных ей потерь эффективности [5].

Интуитивно кажется ясным, что каких-либо универсальных ответов на эти вопросы нет и, вероятно, быть не может, с учетом значительной вариативности различных морских районов, разнообразия самих систем наблюдения (по их конфигурации, диапазонам рабочих частот, вариантам постановки и т.д.) Вместе с тем, применительно к определенным и предварительно исследованным районам и конкретным системам подобная постановка имеет практический смысл, может быть корректно формализована и доведена до расчетных величин [5, 6]. Важно, что опорная численная модель канала распространения сигналов, характерная для заданного района и выбранного диапазона частот, должна быть надежно известна, и тогда допускаемая неопределенность ее параметров дает возможность количественно оценить «коридор возможностей» тех или иных алгоритмов обработки сигналов для заданного критерия их эффективности.

### 3. Машинное обучение как перспективная технология подводной акустики

В тесной связи с отмеченной выше проблемой неполной определенности любой, сколь угодно «точной» модели океанической среды, нельзя не отметить начавшееся в последние несколько лет внедрение в подводную акустику технологий машинного обучения (МО) на основе искусственных нейронных сетей [7, 8]. Наиболее активно потенциал МО используется в целях автоматического выявления и классификации «полезных» сигнальных сигнатур или паттернов на фоне всей совокупности помех и шумов, т.е. как альтернативный инструмент обработки сигналов (в широком смысле). В принципиальном отличии от традиционных методов обработки, основанных на формализованных процедурах и моделях среды, МО не предполагает какой-либо априорной информации о свойствах среды — среда сама «участвует» в получении результата. Обратной стороной такого преимущества МО ожидаемо является необходимость большого объема репрезентативных данных, т.е. широкого набора прецедентных сигнально-помеховых ситуаций, в которых все требующие учета факторы среды и свойства самих сигналов должны быть «разыграны». Это означает, что центр тяжести проблемы, связанной с многопараметрической сложностью и неполной определенностью модели океанической среды, переносится на выбор сложной архитектуры и длительность обучения нейронной сети.

По нашему мнению, обе современные парадигмы подводной акустики в части решения прикладных задач — принятие решений в результате применения основанных на модели алгоритмов обработки или в результате самообучения сложной нейронной сети — не только не противоречат, но скорее взаимно дополняют друг друга. Действительно, они представляют собой базовые подходы к достижению основного и принципиально необходимого качества системы — адаптации в условиях априорной неопределенности.

Доклад подготовлен при поддержке РФФ по гранту № 20-19-00383 (<https://rscf.ru/project/20-19-00383/>).



## Литература

1. Завольский Н.А., Малеханов А.И., Раевский М.А. Сравнительный анализ методов пространственной обработки сигналов, принимаемых горизонтальной антенной решеткой в канале мелкого моря со взволнованной поверхностью. Акуст. журн., т.65(5), 2019, с.608–618.
2. Бурдуковская В.Г., Малеханов А.И., Раевский М.А. Влияние анизотропного ветрового волнения на эффективность пространственной обработки акустических сигналов в мелком море. Акуст. журн., т.67(6), 2021, с.617–625.
3. Коваленко В.В., Родионов А.А., Ванкевич Р.Е. Методические основы построения систем оперативной океанографии в приложении к задачам подводного наблюдения. Фунд. прикл. гидрофиз., т.14(3), 2021, с.4–19.
4. Сазонтов А.Г., Малеханов А.И. Согласованная обработка сигналов в подводных звуковых каналах (обзор). Акуст. журн., т.61(2), 2015, с.233–253.
5. Малеханов А.И., Коваленко В.В., Никитин Д.А. и др. Согласованная со средой обработка акустических сигналов в подводных звуковых каналах: состояние исследований, оценки эффективности, перспективы. Труды XVI Всеросс. конф. «Прикладные технологии гидроакустики и гидрофизики». — СПб., 2023, с.17-23.
6. Малеханов А.И., Смирнов А.В. Влияние априорной неопределенности модели звукового канала мелкого моря на коэффициент усиления вертикальной антенной решетки. Акуст. журн., т.69(5), 2023, с.542-558.
7. M.J. Bianco, P. Gerstoft, J. Traer, et al. Machine learning in acoustics: Theory and applications. J. Acoust. Soc. Am., v.146(5), 2019, pp.3590–3628.
8. P.A. Grumiaux, S. Kitić, L. Girin, and A. Guérin. A survey of sound source localization with deep learning methods. J. Acoust. Soc. Am., v.152(1), 2022, pp.107–151.

## **ПРИМЕНЕНИЕ ИНСТРУМЕНТОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ГИДРОДИНАМИКИ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ЛЕГКОВЫХ АВТОМОБИЛЕЙ**

**Т.В. Кушу, Д.С. Цепов**

*АО «АВТОВАЗ», Тольятти, dmitriy.tsepov@vaz.ru*

Математическое моделирование процессов тепломассопереноса прочно вошло в практику всех мировых автопроизводителей. Современное состояние развития программных и аппаратных средств позволяет проводить виртуальные испытания по аэродинамике, теплотехнике и климатическому комфорту на всех этапах цифрового проектирования нового автомобиля. Вместе с моделированием прочности, долговечности, пассивной безопасности и виброакустики они замыкают цикл валидации цифровой модели на каждом из этапов разработки, предшествующих созданию первого физического прототипа.

Инженерный центр АВТОВАЗа использует инструменты численного моделирования уже более 25 лет, при этом решение каждой задачи, связанной с инженерными расчетами, проходит путь от исследовательских модельных задач до технологии расчета, призванной обеспечить результат оценки виртуального прототипа с приемлемой точностью в заданные сроки.

До настоящего времени в большинстве случаев при математическом моделировании применялись программные комплексы зарубежной разработки. В условиях санкционных ограничений резко возросла потребность в отечественном программном обеспечении, которое не только восполнило бы отток импортных инструментов, но и позволило бы улучшить методы и технологию расчетов.

В течение последних двух лет активность разработчиков отечественного ПО заметно возросла, но не всегда при этом до конца понимаются практические потребности инженеров, которые используют программный комплекс как часть технологии проектирования. В то же время, потенциальное преимущество применения отечественного ПО заключается именно в сокращении коммуникационной дистанции между разработчиком и пользователем, и этим необходимо воспользоваться.

Доклад ставит целью обозначить потребности инженеров-расчетчиков, работающих с задачами тепломассопереноса в сфере проектирования и производства легковых автомобилей. Знание этих потребностей, а также понимание их происхождения и связь с особенностями процесса проектирования автомобиля могут быть полезны разработчикам математических методов и программистам для создания востребованных и конкурентоспособных инструментов моделирования. Запросы инженеров, работающих непосредственно с промышленными проектами, формируются как в области повышения точности, надежности и технологичности расчетных инструментов, так и в области методологической поддержки, помощи в поиске путей решения новых, пока не освоенных расчетных задач.

Прежде всего следует отметить сложность геометрических объектов и их сборок, вокруг которых необходимо моделировать течение воздуха или жидкости. Это обстоятельство выдвигает высокие требования к автоматическому генератору расчетной сетки и приводит к необходимости применять подсеточное разрешение геометрии и локальные эмпирические модели в зонах, где полноценное разрешение сеткой невозможно.

В задачах определения аэродинамических характеристик следует учитывать, что автомобиль является объектом, соединяющим в равной мере обтекаемые и плохообтекаемые элементы. Инженерам и разработчикам ПО предстоит более детально изучить влияние нестационарности обтекания, связанной с нестабильностью положения точек отрыва, и выбрать приемлемые методы вихреразрешения при допустимом балансе между стоимостью, временем и точностью расчета. Вопрос учета нестационарности обтекания становится еще более важным при движении автомобиля в присутствии бокового ветра.

Задачей, ожидающей решения, является моделирование аэродинамического шума, борьба с которым становится все более актуальной по мере снижения общего уровня шума в салоне автомобиля, особенно в салоне автомобиля с электрической силовой установкой. Источником аэродинамического шума являются как внешние элементы на кузове автомобиля (зеркала, стеклоочистители, антенны, рейлинги), так и элементы системы вентиляции салона.

Моделирование климатического комфорта в салоне автомобиля приводит к необходимости срачивания «быстрой»

нестационарности воздушных струй и медленной динамики теплообмена в процессе стабилизации теплового комфорта. Для оценки систем автоматического управления климатом возникает потребность в инструментах трехмерного моделирования теплопереноса в салоне на укрупненных сетках, использующих в качестве входных данных результаты подробного моделирования на коротких интервалах времени.

В задачах, связанных с проверкой загрязняемости, существует потребность в экономных методах моделирования движения капель жидкости в условиях нестационарного потока воздуха, их взаимодействием с поверхностью, дальнейшего формирования, движения и распада толстой пленки жидкости.

Отдельным блоком стоят задачи, связанные с разработкой силового агрегата. В настоящее время расчетное моделирование систем впуска, выпуска и термодинамики рабочего процесса выполняется преимущественно в одномерной постановке. Для систем впуска и выпуска актуальным является снижение шума, для рабочего процесса ДВС – повышение эффективности смесеобразования и горения.

# **ПРИМЕНЕНИЕ ЗОННОГО RANS-LES ПОДХОДА К РАСЧЕТУ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА ДВУХКОНТУРНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ**

**М.Л. Шур, М.Х. Стрелец, А.К. Травин**

*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого (СПбПУ), Санкт-Петербург, [mshur@cfд.spbstu.ru](mailto:mshur@cfд.spbstu.ru)*

Усовершенствование двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) современных пассажирских самолетов движется по пути увеличения степени двухконтурности и уменьшения длины мотогондолы. И то, и другое приводит к росту относительного вклада шума вентилятора в общий шум авиадвигателя, в результате чего он становится доминирующим на режимах взлета и (в особенности) посадки самолета. Это стимулирует усилия, направленные на создание достаточно точных и экономичных вычислительных CFD/CAA систем для расчета аэродинамики и аэроакустических процессов в тракте вентиляторов ТРДД, которые позволили бы надежно и за приемлемое время оценивать характеристики шума проектируемых вентиляторов. Следует отметить, что такие системы представляют значительный интерес не только сами по себе, но и в качестве «эталона» для разработки и калибровки приближенных аналитических подходов и полуэмпирических методик, используемых в инженерной практике.

Ясно, что вычислительная система, обладающая указанными свойствами, должна базироваться на свободных от эмпиризма подходах, адекватно описывающих влияние на аэродинамику рассматриваемого течения и генерируемый им шум целого ряда факторов. К их числу, в частности, относятся (см. обзорную статью [1] и схему на рис. 1): сложная геометрия тракта вентилятора, ротора и выпрямляющего аппарата (статора); вращение лопастей ротора, являющееся основным источником тонального шума вентилятора; генерация турбулентности в закрученных следах лопастей ротора и в пограничных слоях на стенках мотогондолы за ротором и взаимодействие этой турбулентности со статором (оно представляет собой основной источник широкополосного шума и вносит существенный вклад в тональный шум вентилятора); образование при

высоких скоростях вращения вентилятора, характерных для режимов взлета самолета и набора высоты, скачков уплотнения, прирывающих к лопастям ротора и вращающихся вместе с ними, что значительно увеличивает интенсивность тонального шума, излучаемого воздухозаборником; наличие обусловленных турбулентностью объемных источников шума (квадруполей) как в тракте вентилятора, так и в его выхлопной струе.

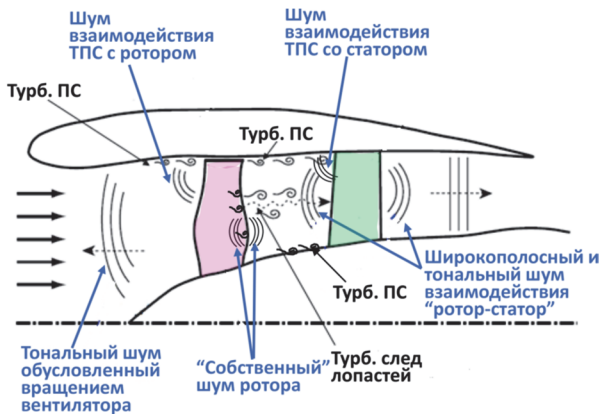


Рис. 1. Схема течения в тракте вентилятора ТРДД и основные источники шума

Адекватное описание перечисленных сложных явлений и эффектов возможно лишь на основе высокоточных вихреразрешающих подходов к моделированию турбулентности потока, которые, в принципе, способны не только обеспечить предсказание аэродинамических и статистических характеристик течения, но и «прямое» разрешение процессов генерации шума турбулентностью.

В настоящей работе приведены обзор и некоторые новые результаты исследований, направленных на решение кратко описанных выше проблем, которые проводятся в СПбПУ на протяжении нескольких последних лет.

В частности, представлен построенный для этой цели зонный гибридный RANS-LES подход. В рамках этого подхода для описания обтекания ротора и течения в области, расположенной от него вверх по потоку, турбулентность которой вносит сравнительно небольшой вклад в общий шум вентилятора, используются нестационарные уравнения RANS. В зоне, расположенной вниз по потоку от ротора, т.е. в основной области генерации шума

турбулентностью используется вихреразрешающий метод IDDES [2], который при наличии разрешенной турбулентности на входе в эту зону функционирует как LES с пристеночным моделированием (WMLES) в присоединенных пограничных слоях и как «чистый» LES вдали от обтекаемых поверхностей.

В отличие от методов, основанных на решении уравнений RANS, описанный подход не опирается на весьма грубые эмпирические модели акустических источников. В то же время, он является гораздо (по меньшей мере, на порядок) более экономичным, чем классический («чистый») LES, и, благодаря этому, обеспечивает возможность расчета аэродинамики и шума реальных вентиляторов в полной (360°) азимутальной области на сравнительно скромных (содержащих порядка  $10^8$  ячеек) вычислительных сетках. Следует отметить, что платой за экономичность зонного RANS-LES подхода является невозможность учета составляющей общего шума вентилятора, обусловленной взаимодействием турбулентности пограничного слоя на стенках мотогондолы с лопастями ротора, а также шума, генерируемого турбулентностью при обтекании задних кромок этих лопастей.

Другими важными элементами разработанной вычислительной системы, обеспечивающими ее экономичность, являются: 1) использование «бесшумного» объемного генератора синтетической турбулентности (VSTG [3]), который помещается непосредственно за задней кромкой лопастей ротора и обеспечивает быстрый переход от полностью моделируемых рейнольдсовых напряжений в зоне RANS к практически полностью разрешаемым напряжениям в рамках LES-моды IDDES как в следах лопастей, так и в пограничных слоях на стенке мотогондолы и на поверхности центрального тела; 2) использование многоблочных структурированных сеток типа Chimera, включающих совокупность стационарных и вращающихся сеточных блоков, в сочетании с технологией «одномерных скользящих интерфейсов» для реализации межблочных граничных условий; 3) «взвешенная» конечно-объемная схема повышенного (4/5) порядка аппроксимации, используемая для интегрирования исходных уравнений и обеспечивающая разрешение турбулентных вихревых структур с линейными размерами порядка локальных шагов сетки и достаточно точное описание распространения акустических волн с длинами больше 10 шагов сетки; 4) усовершенствованный вариант интегрального метода Фоукса

Уильямса и Хокинга (FHN) [4] для расчета амплитуды и спектров шума, генерируемого вентилятором в дальнем акустическом поле.

В докладе будут представлены результаты тестирования описанной методики, которое проводилось в [5-7] путем сопоставления результатов расчетов параметров осредненного потока и статистических характеристик его турбулентности, а также спектров шума, излучаемого «входом» и «выходом» газодинамического тракта, с данными детальных экспериментов NASA для реалистичной модели вентилятора ТРДД (так называемый Fan Noise Source Diagnostics Test или SDT [8]). Ротор модельного вентилятора SDT имеет 22 лопасти, а его статор – 54 радиальных лопатки. Расчеты выполнены при трех значениях скорости вращения вентилятора, соответствующих работе вентилятора ТРДД на режимах посадки самолета, взлета и набора высоты.

Кроме того, приведены примеры применения описанной вычислительной системы для расчета множественных дискретных тонов, излучаемых из воздухозаборника при сверхзвуковых скоростях вращения периферийной части лопастей ротора, появление которых обусловлено малыми нерегулярностями углов установки лопастей, а также для оценки эффективности снижения шума при использовании звукопоглощающих конструкций [9], [10].

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках реализации программы Научного центра мирового уровня по направлению «Передовые цифровые технологии» СПбПУ (соглашение № 075-15-2022-311 от 20.04.2022 г.) с использованием вычислительных ресурсов суперкомпьютерного центра СПбПУ «Политехнический».

## Литература

1. E. Envia, A.G. Wilson, D.L. Huff. Fan Noise: A Challenge to CAA. Int. J. CFD, v. 18, 2004, pp. 471-480.
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. M. Shur, M. Strelets, A. Travin, et al. Improved embedded approaches. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, v. 134, 2017, pp.51-87.



4. P.R. Spalart, M.L. Shur. Variants of the Ffowcs Williams–Hawkins Equation and Their Coupling with Simulations of Hot Jets, *Int. Journal of Aeroacoustics*, v. 8, 2009, pp.477–492.
5. M. Shur, M. Strelets, A. Travin, P. Spalart, T. Suzuki. Unsteady Simulations of a Fan/Outlet-Guide-Vane System: Aerodynamics and Turbulence. *AIAA Journal*, v. 56, 2018, pp.2283–2297.
6. T. Suzuki, P. Spalart, M. Shur, M. Strelets, A. Travin. Unsteady Simulations of a Fan/Outlet-Guide-Vane System: Tone-Noise Computation. *AIAA Journal*, v. 56, 2018, pp.3558–3569.
7. T. Suzuki, P. Spalart, M. Shur, M. Strelets, A. Travin. Unsteady Simulations of a Fan/Outlet-Guide-Vane System: Broadband-Noise Computation. *AIAA Journal*, v. 57, 2019, pp.5168–5181.
8. R.D. Woodward, C.E. Hughes, et al. Fan Noise Source Diagnostic Test – Far-Field Acoustic Results. *AIAA Paper 2002-2427*, 2002.
9. M. Shur, M. Strelets, A. Travin, T. Suzuki, P. Spalart. Unsteady Simulations of Sound Propagation in Turbulent Flow Inside a Lined Duct. *AIAA Journal*, v.59, 2021, pp.3054–3070.
10. M. Shur, M. Strelets, A. Travin. Suppression of the Spatial Hydrodynamic Instability in Scale-Resolving Simulations of Turbulent Flows Inside Lined Ducts. *Fluids*, v.8, 2023, paper 134.



---

## СПОНСОРСКИЕ ДОКЛАДЫ



# FLOWVISION: ИНСТРУМЕНТ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЗАДАЧ ПРОМЫШЛЕННОСТИ (О CFD – КУЗНИЦЕ, ЖИТНИЦЕ И ЗДРАВНИЦЕ)

**А.А. Аксенов**

ООО «ТЕСИС», г. Москва, [info@flowvision.ru](mailto:info@flowvision.ru)

Программный пакет FlowVision [1] изначально создавался как код вычислительной гидродинамики (CFD-код), но сейчас превращается в междисциплинарную платформу для автоматизированного проектирования. «Классическая» физика FlowVision – это математические модели тепломассопереноса и движения жидкости (уравнения Навье-Стокса), реализованные для трехмерных, несжимаемых и сжимаемых потоков, ньютоновских и неьютоновских жидкостей. В настоящее время в программном комплексе FlowVision имеется численное решение стационарных уравнений Максвелла для моделирования электрического тока и электромагнитных полей в сплошной среде, модель переноса излучения для радиационного теплообмена, модель движения дисперсной фазы (пузырьки, капли, песчинки), расчет источника акустических колебаний и их перенос в расчетной области. Также имеются инструменты для моделирования сложных течений – среди них скользящие поверхности для расчета вращающихся машин (турбины, компрессоры, насосы), моделирование несмешивающихся жидкостей с контактными поверхностями, движение тел относительно неподвижной области, разрешение пограничных слоев с помощью призматической сетки для получения  $y^+ \ll 1$ .

FlowVision моделирует турбулентность двумя различными подходами. Первый подход основывается на осредненных уравнениях Рейнольдса (RANS-подход) [2], имеются несколько моделей турбулентности – модели Спаларт-Аллмареса, SST Ментора (с ее расширением для моделирования ламинарно-турбулентного перехода) и несколько вариаций k- $\epsilon$  модели – от стандартной Сполдинга до собственной разработки KEFV. Второй подход – вихре-разрешающие методы с использованием неявного моделирования больших вихрей (ILES) или подсеточного моделирования турбулентности моделью Смагоринского. В работе показано, что

использование так называемых скошенных схем для расчета конвективных потоков позволяет повысить точность вихреразрешающих методов расчета турбулентности. Приведено сравнение с экспериментом по разнотемпературному смешению жидкостей в Т-образном переходе.

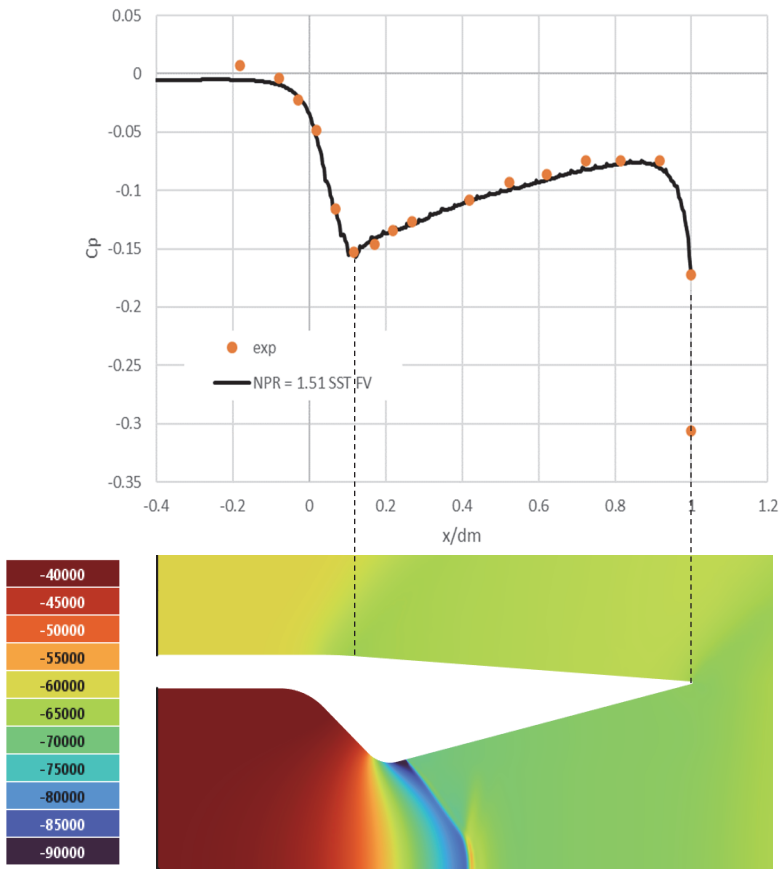


Рис. 1. Сверхзвуковая струя из сопла. График – распределение коэффициента давления по поверхности сопла. Цветная заливка – относительное давление в плоскости сопла. Сравнение с экспериментом: точки – эксперимент, линия – расчет

Для моделирования жидкостей, в которых число Прандтля не равно единице, используется модель  $k_\vartheta - \epsilon_\vartheta$ , а также ее

модификация, «настроенная» на моделирование теплообмена в жидком натрии. Эта модель используется для расчета теплообмена в ядерных реакторах нового поколения на быстрых нейтронах с натриевым теплоносителем.

Модификация известной модели турбулентности SST, учитывающая сжимаемость среды, позволяет с высокой точностью моделировать дальнедействующий след сверхзвукового сопла. Приводится сравнение результатов моделирования и экспериментальных данных, полученных в [3] и в [4]. Сравнение с экспериментом НАСА по распределению давления на стенке сопла приводится на рис. 1, сопло имеет на выходе число маха  $M=1.2$ , параметр  $NPR=1.51$  (отношение давления внутри сопла к окружающему).

Для моделирования задач взаимодействия жидкости и конструкции FlowVision имеет информационный обмен с различными российскими и зарубежными конечно-элементными кодами (APR, Fidesis, Abaqus, Nastran), которые позволяют проводить расчеты напряженно-деформированного состояния конструкций. Приведено моделирование флаттера крыла самолета и генерации акустических колебаний автомобильной шины.

## Литература

1. Аксёнов А.А. FlowVision: Индустриальная вычислительная гидродинамика // Компьютерные исследования и моделирование. – 2017. – Т. 9, № 1. – С. 5-20.
2. Жлуктов С.В., Аксёнов А.А., Кураносов Н.С. Моделирование турбулентных сжимаемых течений в программном комплексе FlowVision // Компьютерные исследования и моделирование, 2023, т. 15, № 4, с. 805-825
3. Запрыгаев В.И., Кавун И.Н., Кундасев С.Г. Расчётно-экспериментальное исследование газодинамической структуры сверхзвуковой перерасширенной струи // Вестник НГУ. Серия: Физика. – Том 8, выпуск 4. – 2013. – С. 84-92.
4. Carson, Lee, Experimental and analytical investigation of Axisymmetric supersonic cruise nozzle geometry at Mach numbers from 0.60 to 1.30 // NASA Technical Publication -1953, Document ID 19820006179, 1953





---

## **ДОКЛАДЫ ПО ТЕМЕ Т1**

**ЭФФЕКТИВНЫЕ ЧИСЛЕННЫЕ МЕТОДЫ  
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ГАЗОВОЙ  
ДИНАМИКИ И АЭРОАКУСТИКИ,  
ВКЛЮЧАЯ ЭФФЕКТИВНЫЕ  
ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ РЕАЛИЗАЦИИ ДЛЯ  
СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ**



# **ЧИСЛЕННЫЕ СХЕМЫ ПОВЫШЕННОЙ ТОЧНОСТИ В ПРИЛОЖЕНИИ К ДВУМЕРНЫМ ЗАДАЧАМ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ И ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР**

**Е.В. Бабич, Е.В. Колесник**

*Санкт-Петербургский политехнический университет  
Петра Великого, Санкт-Петербург, [lll.helen.ill@mail.ru](mailto:lll.helen.ill@mail.ru)*

Высокоточные методы нередко воспринимаются как менее устойчивые, а также достаточно сложные для реализации и понимания [1]. Поэтому часто для практических задач гидроаэродинамики используются методы второго порядка точности из-за своей простоты в реализации, надежности и более низких вычислительных затрат. Однако во многих приложениях аэродинамики течения имеют настолько сложные структуры, и развитие этих структур во времени настолько продолжительное, что, мощность современных компьютеров не позволяет получить приемлемого решения, используя методы первого и второго порядка. Такие задачи часто содержат области сложных, но гладких структур, как, например, вихри, взаимодействующие друг с другом или со слоями смешения, а также области, включающие одновременно и скачки уплотнения, и вихри. Для методов низкой точности моделирование вихревых структур является достаточно сложной задачей, т.к. вихри активно диссипируют из-за избыточной диффузии численного метода. В случае невозможности использования очень подробных расчетных сеток, единственным способом аккуратного моделирования является использование схем повышенной точности.

Настоящая работа посвящена тестированию схем WENO [2] и MP [3] пятого порядка точности с квазиодномерной реконструкцией переменных. В качестве тестовых выбирались задачи, в которых моделируются нестационарные течения, включающие системы ударных волн, взаимодействующих как между собой, так и со сдвиговыми слоями и вихрями.

Расчеты выполнены с использованием конечно-объемного «неструктурированного» программного кода SINF/Flag-S, разрабатываемого в СПбПУ. В рамках данной работы код SINF/Flag-S

был дополнен возможностью проведения расчетов с применением схем WENO-5 и MP-5 с квазиодномерной реконструкцией переменных. Для проведения расчетов использовались вычислительные ресурсы суперкомпьютерного центра Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого ([www.scc.spbstu.ru](http://www.scc.spbstu.ru)).

В качестве одной из тестовых задач была выбрана двумерная задача Римана (приведена в статье [4] под номером 17). Расчетная область представляет квадрат со стороной 1, и в начальный момент времени расчетная область разделена на четыре квадранта с однородным распределением параметров в каждом из них. Начальные данные подбираются таким образом, что на каждой границе раздела появляется только одна элементарная волна: ударная волна, волна разрежения или двумерный тангенциальный разрыв. На всех границах задаются условия однородности. Расчет проводится с использованием набора равномерных расчетных сеток с общим количеством ячеек  $N^2$ , равным  $2.5 \cdot 10^5$ ,  $10^6$ ,  $4 \cdot 10^6$ ,  $16 \cdot 10^6$ .

Среди четырёх возникающих в этой задаче одномерных разрывов есть два тангенциальных разрыва с разным перепадом скоростей, одна ударная волна и одна волна разрежения. Тангенциальные разрывы объединяются в вихрь внутри дозвуковой области в центре. Из-за возмущений, генерируемых численной схемой, нижний тангенциальный разрыв теряет устойчивость и распадается на цепочку вихрей. Чем более диссипативной является схема, тем сильнее подавляются возмущения, тем меньше образуется вихревых структур.

На рис. 1 приведены результаты расчетов для набора равномерно измельчающихся сеток с использованием схем TVD-2, WENO-5 и MP-5. Видно, что сетка с числом ячеек, равным  $N^2 = 2.5 \cdot 10^5$ , является недостаточно подробной для развития неустойчивости, однако в расчете с использованием схем WENO-5 и MP-5 вихрь разрешается точнее. При сравнении результатов на более подробных сетках количество разрешаемых вихревых структур, получающихся с использованием схем повышенной точности, больше, чем в расчете с использованием схемы TVD-2, что является одним из признаков низкой диссипативности схем.

В следующей задаче сверхзвуковой поток вязкого газа с числом Маха 3.5 набегаёт на плоский цилиндр. Число Рейнольдса, построенное по диаметру цилиндра, составляет  $Re_D = 10\,000$ . На входной границе задается сверхзвуковой поток, стенка цилиндра

считается адиабатической. Расчеты проводились с использованием двух блочно-структурированных сеток с числом ячеек, равным 130 тыс. (базовая сетка – base mesh) и 530 тыс. (подробная сетка – fine mesh).

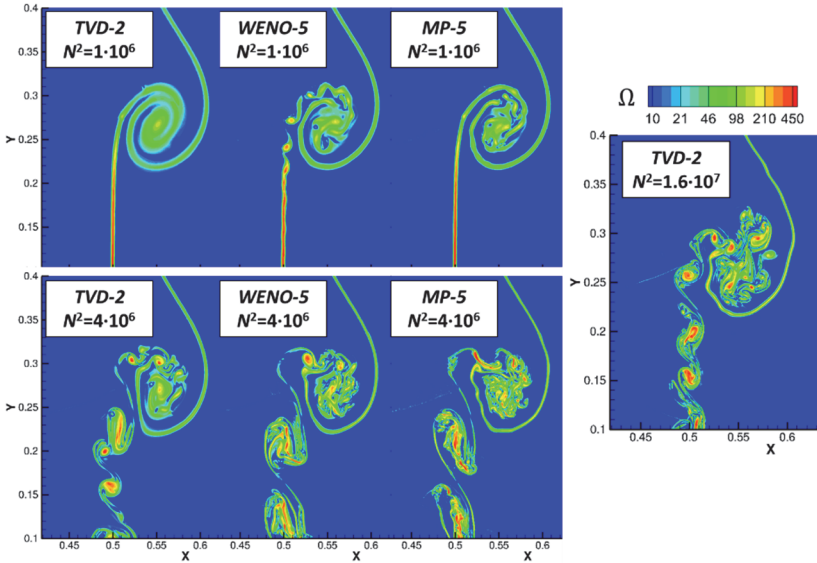


Рис. 1. Результаты для задачи о распаде двумерного разрыва в момент времени  $T = 0.3$  с: поле завихренности в центре области

Перед цилиндром формируется головной скачок уплотнения (рис. 2), поток за которым обтекает цилиндр. В результате неустойчивости слоя смешения в следе за цилиндром образуется вихревая дорожка типа дорожки Кармана. Формирующиеся вихри являются очень интенсивными и порождают ударные волны, которые взаимодействуют как с другими вихрями, так и с отраженными от верхней и нижней границ косыми скачками уплотнения.

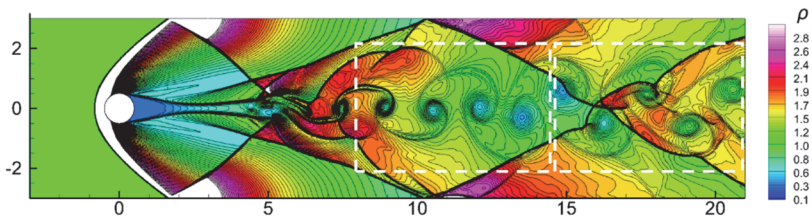


Рис. 2. Поле плотности для задачи сверхзвукового обтекания цилиндра в момент времени  $T = 0.01$  с (подробная сетка, TVD-2)

На рис. 3 показаны распределения плотности вдоль линии симметрии, локальные минимумы соответствуют центрам вихрей. При сравнении решений, полученных в расчетах с использованием схем TVD-2 и WENO-5 на базовой сетке с решением на подробной сетке, видно, что схема TVD-2 несколько занижает локальные экстремумы, тогда как схема WENO-5 восстанавливает значения амплитуды вихрей до уровня амплитуды на подробной сетке. Этот эффект наиболее отчетливо виден в тех областях потока, где еще не произошло взаимодействие с отраженными скачками уплотнения.

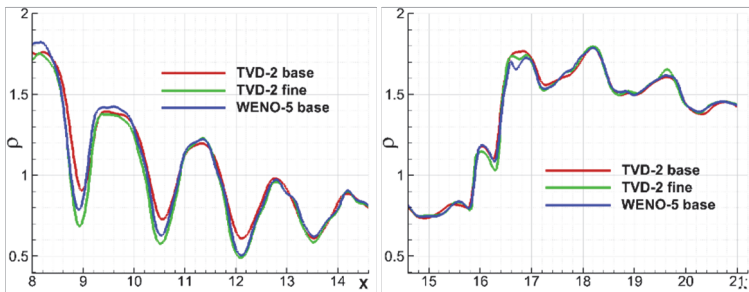


Рис. 3. Распределение плотности в следе за цилиндром в момент времени  $T = 0.01$  с

Приведенные результаты показали высокую эффективность схем повышенной точности в приложении к задачам, в которых моделируются множественные нестационарные взаимодействия ударно-волновых и вихревых структур. Использование алгоритмов повышенной точности при расчете такого класса течений позволяет получить качественное решение на более грубой сетке, чем та,

которая понадобилась бы в случае решения с использованием схем более низкого порядка.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 23-29-00286.

## **Литература**

1. Motheau E., Wakefield J. Investigation of finite-volume methods to capture shocks and turbulence spectra in compressible flows. *Communications in Applied Mathematics and Computational Science*, v.15, 2020, pp. 1-36.
2. Бахвалов П.А., Козубская Т.К. Схема EBR-WENO для решения задач газовой динамики с разрывами на неструктурированных сетках. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2017, С. 32.
3. Suresh A., Huynh H. Accurate Monotonicity-Preserving Schemes with Runge-Kutta Time Stepping. *Journal of Computational Physics*, v.136, 1997, pp. 83-99.
4. Liska R., Wendroff B. Comparison of several difference schemes on 1D and 2D test problems for the Euler equations. *SIAM Journal on Scientific Computing*, v.3, 2003, pp. 995–1017.

## РЕШЕНИЕ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ ДЛЯ ПРОФИЛЯ ПО СУММАРНЫМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

**А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, В.С. Кузьмин,  
И.Л. Чернышёв**

*Федеральное автономное учреждение*

*Центральный Аэрогидродинамический Институт имени профессора*

*Н.Е. Жуковского (ФАУ «ЦАГИ»), Жуковский, ivan.chernyshev@tsagi.ru*

Предложен новый вариант постановки обратной задачи аэродинамики – поиск геометрии профиля по его суммарным аэродинамическим характеристикам. Методами численной оптимизации минимизируется невязка между желаемыми (заданными)  $C_y^*(\alpha)$ ,  $C_x^*(\alpha)$ ,  $mZ^*(\alpha)$  и получаемыми суммарными характеристиками  $C_y(\alpha)$ ,  $C_x(\alpha)$ ,  $mZ(\alpha)$ . При помощи численного эксперимента с различными оперативными прямыми методами расчета (ORTFOIL, XFOIL, VISTRAN) доказана корректность подобной постановки при малых и больших скоростях при условии задания исходных данных в широком диапазоне углов атаки или чисел Маха. Предложенный подход позволяет оперировать непосредственно с суммарными аэродинамическими характеристиками, которые и являются основной целью проектирования. Насколько известно авторам, подобная постановка ранее в литературе не встречалась. Представляет интерес развитие метода и на другие объекты, включая механизированные профили и, возможно, пространственные компоновки.



# ПОДХОДЫ К ЧИСЛЕННОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ОСНОВЕ АНАЛИТИЧЕСКИХ И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ ПРИСТЕНОЧНЫХ ФУНКЦИЙ.

**О.В. Васильев<sup>1,2</sup>, Н.С. Жданова<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

<sup>2</sup> Сколковский институт науки и технологий, г. Москва,  
oleg.v.vasilyev@gmail.com

Задачи турбулентного обтекания твердых тел часто характеризуются высоким числом Рейнольдса, что обуславливает необходимость использования высокого пристеночного разрешения расчетной сетки при их численном решении. Для снижения этих требований применяются различные подходы к моделированию пограничного слоя. Одними из наиболее распространенных являются подходы на основе пристеночных функций.

Основная идея методов пристеночных функций замена условия прилипания условием сшивки пристеночной функции с решением во внешней области пограничного слоя (см. рис. 1). Пристеночная функция представляет из себя набор полуэмпирических соотношений для определения искомых величин в пристеночной ячейке.

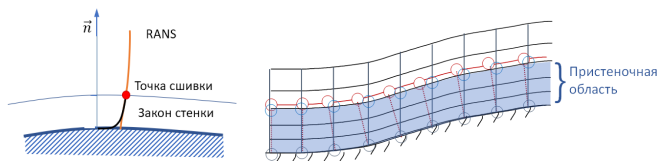


Рис. 1: Сшивка пристеночной функции с внешним решением - слева, жесткая и слабая формулировки (синие и красные маркеры соответственно) условия сшивки - справа.

В работе рассматриваются как традиционные методы пристеночных функций - методы аналитических и неравновесных пристеночных функций [1, 2], так и новый подход – метод пенализированных пристеночных функций (ППФ) [3].

В первом случае, при использовании аналитической пристеночной функции, граничные условия на твердой стенке определяются путем решения нелинейных уравнений в точке сшивки внешнего решения с пристеночной функцией, при этом сама точка сшивки

заранее неизвестна, так как неявно задана расстоянием от стенки, нормированным на масштаб вязкой длины, который, в свою очередь, является функцией касательного напряжения на стенке. Для этой цели решение в точке сшивки интерполируются с ближайших узлов.

При использовании неравновесной пристеночной функции касательное напряжение на стенке определяется из решения дифференциального уравнения, задающего соотношения между газодинамическими переменными в пограничном слое. Основное отличие от аналитической пристеночной функции в этом случае - учет продольного градиента давления, что может оказаться существенным для решения задач, характеризующихся точками отрыва, присоединения или растекания.

Новый метод ППФ основан на принципиально другой идее. Он заключается в замене алгебраического условия сшивки на дифференциальную формулировку, позволяющую использовать обобщение метода характеристических штрафных функций [4] для переноса касательного напряжения из внешней области пограничного слоя на поверхность тела, при этом область сшивки задается неявно через локализованный источниковый член в уравнении пограничного слоя, записанного, как функция расстояния от стенки, нормированного на масштаб вязкой длины. Такой подход, во-первых, позволяет полностью устранить плохо-определенное условие точки сшивки решений и, во-вторых, свести систему дифференциальных уравнений с нелинейными алгебраическими связями к системе уравнений с дифференциальными обратными связями, основанными на методе характеристических штрафных функций, обеспечивающих эту связь.

Все рассматриваемые методы сформулированы для RANS уравнений. Соответствующие численные алгоритмы реализованы в программном комплексе Noisette, в котором для дискретизации газодинамической системы применяется конечно-объемный подход с центрами в узлах неструктурированной расчетной сетки.

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

## Литература

1. *Nichols R. H., Nelson C. C. Wall Function Boundary Conditions Including Heat Transfer and Compressibility // AIAA Journal.* —

2004. — Vol. 42, no. 6. — Pp. 1107–1114.
2. *Yongxiang Li, Florian Ries, Wibke Leudesdorff et al.* Non-equilibrium wall functions for large Eddy simulations of complex turbulent flows and heat transfer // *Int. J. Heat Fluid Flow*. — 2021. — Vol. 88. — P. 108758.
  3. *Васильев О. В., Жданова Н. С.* Метод моделирования турбулентного пограничного слоя на основе аналитических законов стенки в формулировке метода характеристических штрафных функций // *ЖВММФ*. — 2023. — Vol. 63, no. 5. — Pp. 778–794.
  4. *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.

# ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ТУРБУЛЕНТНОГО ОБТЕКАНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДОВ ПРИСТЕНОЧНЫХ ФУНКЦИЙ

О.В. Васильев<sup>1,3</sup>, Н.С. Жданова<sup>1</sup>, Н.А. Клочев<sup>1,2</sup>

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

<sup>2</sup> ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский

<sup>3</sup> Сколковский институт науки и технологий, г. Москва

В работе проведен сравнительный анализ результатов решения тестовых задач, полученных при численном расчете с применением методов пристеночных функций. Рассмотрены стандартные методы, в которых использованы пристеночные функции в аналитической (закон Райхарда, Моргенвека и др.) и дифференциальной (неравновесные пристеночные функции) формулировках. Кроме того, те же задачи решены с помощью нового метода пенализированных пристеночных функций (ППФ) [1].

В основе математической модели RANS уравнения (с замыканием в виде уравнения Спаларта-Алламараса или SST), для дискретизации газодинамической системы применяется конечно-объемный подход с центрами в узлах неструктурированной расчетной сетки. Все численные расчеты проведены с использованием программного комплекса Noisette [2], в который, с помощью разработанных численных алгоритмов, имплементированы рассматриваемые методы пристеночных функций.

Набор тестовых задач включает в себя, как задачи внутреннего обтекания - обтекание плоской пластины, пластины с выпуклостью, так и внешнего - например, обтекание аэродинамического профиля. Параметры некоторых задач подобраны таким образом, чтобы обеспечить наличие отрыва и/или присоединения потока, и, таким образом, продемонстрировать применимость методов пристеночных функций в случае ненулевого градиента давления в потоке.

Полученные результаты представляют интерес для оптимизации использования методов пристеночного моделирования к решению практических задач и дальнейшего развития методов данного класса.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, Проект № 24-11-00287.

## Литература

1. Васильев О. В., Жданова Н. С. Метод моделирования турбулентного пограничного слоя на основе аналитических

- законов стенки в формулировке метода характеристических штрафных функций // *ЖВММФ*. — 2023. — Vol. 63, no. 5. — Pp. 778–794.
2. *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. — Vol. 271. — P. 108231.

## ОБОБЩЕНИЕ МЕТОДА ПЕНАЛИЗИРОВАННЫХ ПРИСТЕНОЧНЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ ЗАДАЧ С ГРАДИЕНТОМ ДАВЛЕНИЯ

О.В. Васильев<sup>1,3</sup>, Н.С. Жданова<sup>1</sup>, Н.А. Ключев<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> ИИМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

<sup>2</sup> ФАУ "ЦАГИ", г. Жуковский, [nik\\_kluev@mail.ru](mailto:nik_kluev@mail.ru)

<sup>3</sup> Сколковский институт науки и технологий, г. Москва

Для численного моделирования турбулентных течений с большими числами Рейнольдса на практике широко используются методы, основанные на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Несмотря на сниженные требования к размеру пристеночных ячеек по сравнению с прямым численным моделированием, эти ограничения остаются довольно жёсткими, что приводит к увеличенному времени расчёта и усложняет построение расчётной сетки. Использование методов пристеночных функций позволяет существенно уменьшить ограничения на размер пристеночных ячеек. К настоящему моменту разработан целый ряд методов такого класса, но вопрос их универсальности и эффективности остается открытым.

В работе представлен новый метод моделирования пристеночного турбулентного течения – метод пенализированных пристеночных функций (метод ППФ) [1, 2]. В методе ППФ вводится, основанное на методе характеристических штрафных функций, вспомогательное дифференциальное уравнение для расчета скорости касательного напряжения, которая используется для задания модифицированных граничных условий на твёрдой поверхности, где вместо условия прилипания ставится условие непротекания с заданным трением. Вспомогательное уравнение осуществляет сшивку решения с аналитическим законом стенки в ограниченной подобласти, которая задаётся неявно источниковым членом, и перенос касательного напряжения из области сшивки на твёрдую стенку для постановки граничных условий. Такой подход позволяет, во-первых, устранить плохо определенное условие точки сшивки решений, во-вторых, свести систему дифференциальных уравнений с нелинейными алгебраическими связями, применяемую в классических методах пристеночных функций, к системе уравнений с дифференциальными обратными связями.

Формулировка метода ППФ обладает достаточной гибкостью, позволяющей эффективно решать задачи моделирования течений с градиентом давления. Для этого, во-первых, имеется возможность динамически изменять положение точки сшивки. Например, возле

точек отрыва и присоединения потока, точка сшивки может смещаться в вязкий подслой, где сохраняется применимость аналитических законов стенки. Во-вторых, метод ППФ допускает применение как аналитических, так и дифференциальных (неравновесных) законов стенки. Последние в свою очередь учитывают градиент давления явным образом.

В работе применимость метода ППФ продемонстрирована на примере решения как модельных, так и приближенных к практике задач, характеризующихся наличием точек отрыва и/или присоединения потока. Особое внимание уделено алгоритмам адаптации положения точки сшивки решений к особенностям течения.

Вычислительный алгоритм метода ППФ реализован на базе вершинно-центрированного подхода метода контрольного объема в программном комплексе NOISEtte [3].

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

## Литература

1. Васильев О.В., Жданова Н.С. Метод моделирования турбулентного пограничного слоя на основе аналитических законов стенки в формулировке метода характеристических штрафных функций. ЖВМиМФ, 2023, Т. 63, № 5, с. 778-794.
2. О.В. Васильев, Н.С. Жданова. Обобщение метода пенализированных пристеночных функций для моделирования турбулентных течений с неблагоприятным градиентом давления. ЖВМиМФ, 2023, т. 63, №12, с. 159.
3. 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, Vol. 271., P. 108231.

# ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЛНОВЫХ ЯВЛЕНИЙ В НЕОДНОРОДНЫХ ДЕФОРМИРУЕМЫХ СРЕДАХ

В.И. Голубев, И.Б. Петров

<sup>1</sup>Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный, golubev.vi@mipt.ru, petrov@mipt.ru

Множество природных и техногенных процессов непосредственно связано с задачами распространения волн в неоднородных деформируемых средах. К ним относятся такие явления как инициация землетрясений, поисковая сейсморазведка на нефть и газ, неразрушающий контроль композиционных материалов. Существенной особенностью данных процессов является их описание в рамках систем дифференциальных уравнений в частных производных гиперболического типа. Важной задачей является построение высокоточного численного решения данных систем уравнений с учётом ряда возникающих сложностей: большой объём расчётных сеток, сложная форма расчётной области, необходимость учёта разномасштабных неоднородностей.

Настоящая работа посвящена разработке высокоточных вычислительных алгоритмов для задач данного типа. Авторами используется класс сеточно-характеристических численных методов на структурированных и неструктурированных расчётных сетках [1]. Программная реализация расчётных алгоритмов выполнена с использованием современных параллельных технологий для многоядерных и многопроцессорных систем (OpenMP, MPI, GPGPU CUDA), что позволяет решать полномасштабные прикладные задачи за приемлемое время.

В настоящей работе был решён ряд волновых задач слоистых, перфорированных, пористых, трещиноватых сред в двумерной и трёхмерной постановках.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-11-00035, <https://rscf.ru/project/23-11-00035/>.

## Литература

1. Магомедов К.М., Холодов А.С. Сеточно-характеристические численные методы. – М.: Наука, 2018.



2. И.Б. Петров, В.И. Голубев, Е.К. Гусева. Гибридные сеточно-характеристические схемы для задач арктической сейсморазведки. Докл. РАН. Матем., информ., проц. упр.. Т. 501, 2021, с. 67–73.

## ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ АЛГОРИТМЫ НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКИ ЛОКАЛЬНО АДАПТИВНЫХ РАСЧЕТНЫХ СЕТОК

С.К. Григорьев<sup>1</sup>, Д.А. Захаров<sup>1</sup>, М.А. Корнилина<sup>1</sup>,

И.Д. Кузьменко<sup>2</sup>, **М.В. Якобовский<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, [lira@imatod.ru](mailto:lira@imatod.ru)

<sup>2</sup> МГУ имени М.В. Ломоносова, г. Москва

Рассматриваются методы представления и алгоритмы обработки динамически адаптивных локально-измельчаемых расчётных сеток, ориентированные на использование последовательных и параллельных, в том числе гибридных, вычислительных систем.

Использование адаптивной расчётной сетки сопряжено с необходимостью выполнения значительного объёма дополнительных операций (относительно алгоритма на регулярной расчётной сетке) как при последовательных, так и при параллельных расчётах. Переход к адаптивной расчётной сетке может сопровождаться сменой дисциплины хранения и доступа к сеточным элементам. Например, при использовании нерегулярных расчётных сеток появляются дополнительные уровни косвенной адресации, что нарушает однородность доступа к сеточным данным и снижает эффективность использования кэш-памяти процессора относительно случая использования регулярных решёток. При параллельной обработке возникает необходимость многократного решения задачи балансировки нагрузки процессоров – получения рациональной декомпозиции нового поколения расчётной сетки с учётом декомпозиции сетки текущего поколения. Под поколением сетки понимается её конфигурация между актами динамической адаптации. Дополнительным требованием при формировании такой декомпозиции является минимизация объёмов данных, передаваемых между процессорами при смене поколения расчётной сетки. Предлагается подход, направленный на сокращение времени выполнения соответствующих операций.

Приводится сравнение методов, основанных на древовидном хранении сеточных элементов и на блочном регулярном хранении [1, 2]. В рамках первого варианта адаптация выполняется для каждой ячейки сетки, что позволяет уменьшить количество

результатирующих сеточных элементов по сравнению с блочным подходом, однако сама процедура перестроения сетки сопряжена с ещё большим числом дополнительных операций, в том числе на поддержание корректности топологии.

Приводятся результаты сравнения алгоритмов декомпозиции, основанных на иерархическом подходе, реализованном в пакете ParMetis [3] и на кривых заполняющих пространство – фрактальных кривых и растровых блоках [2]. Показано, что, опирающийся на растровые блоки, послойный алгоритм формирования декомпозиции обладает высоким запасом внутреннего параллелизма и обеспечивает устойчивость динамической декомпозиции – минимизацию перераспределяемых между доменами данных.

Предложенные алгоритмы реализованы в виде программного комплекса, существенно опирающегося на возможности, предоставляемые системой подготовки параллельных программ DVM/DVMH [4, 5].

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

## Литература

1. Корнилина М.А., Якобовский М.В. Оценка накладных расходов при выполнении расчётов на локально измельчаемых сетках. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2022, № 102, 36 с., <https://doi.org/10.20948/prepr-2022-102>
2. С. К. Григорьев, Д. А. Захаров, М. А. Корнилина, М. В. Якобовский, Динамическая балансировка нагрузки при использовании адаптивных локально измельчаемых сеток, Математическое моделирование, 2023, Т. 35, № 12, с.69–88. <https://doi.org/10.20948/mm-2023-12-05>
3. Karypis George. Family of Graph and Hypergraph Partitioning Software. URL: <http://glaros.dtc.umn.edu/gkhome/views/metis/>
4. Бахтин В.А., Крюков В.А. DVM-подход к автоматизации разработки параллельных программ для кластеров // Программирование, 2019, № 3, с.43–56. URL: <https://doi.org/10.1134/S0132347419030038>
5. Описание DVM системы URL: <http://dvm-system.org>

# ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ГЕНЕРАЦИЯ ВИХРЕЙ В КРУГОВОМ ЗАЗОРЕ МЕЖДУ КОАКСИАЛЬНЫМИ ЦИЛИНДРАМИ С ПОМОЩЬЮ КГИДД УРАВНЕНИЙ В РАМКАХ ОТКРЫТОГО ПАКЕТА OPENFOAM

Т.Г. Елизарова<sup>1</sup>, А.С. Епихин<sup>2,1</sup>, М.А. Кирюшина<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, *m\_ist@mail.ru*

<sup>2</sup>ИСП им. В.П. Иванникова РАН, Москва

С помощью квазигидродинамического (КГидД) алгоритма решения задач гидродинамики [1,4], включенного в открытую платформу OpenFOAM в качестве вычислительного ядра QHDFoam [2,5], проведено численное моделирование течений Куэтта-Тейлора между двумя коаксиальными цилиндрами [3]. Исследуется генерация вихрей между двумя соосными цилиндрами высотой  $H = 0.1$  м и диаметрами  $D_1 = H = 0.1$  м и  $D_2 = 0.09$  м, из которых внутренний вращается со скоростью  $U_{R_2} = 0.5$  м/сек, а внешний цилиндр покоится. Температура постоянна и равна 20°C, гравитационная конвекция не учитывается, давление равно нормальному атмосферному, жидкость покоится. В качестве граничных условий по давлению ставится специальное условие qhdFlux, сверху и снизу прилипание по скорости, цилиндры адиабатические. На рис. 1 приведена расчетная область и расчетная сетка, количество ячеек в которой – 381120, при этом поперек слоя расположено примерно 5-6 ячеек.

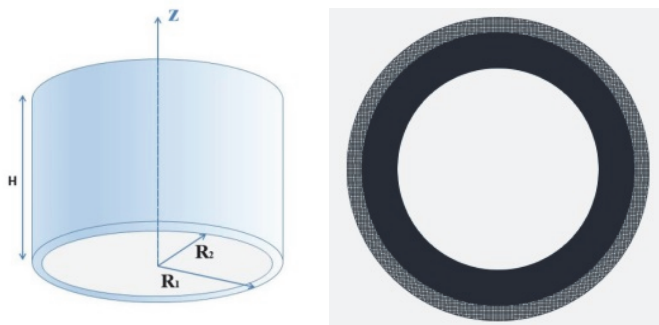


Рис. 1. Расчетная область, расчетная сетка

На рис. 2 приведена скорость стационарного течения для указанных цилиндров с  $Re=100$ .

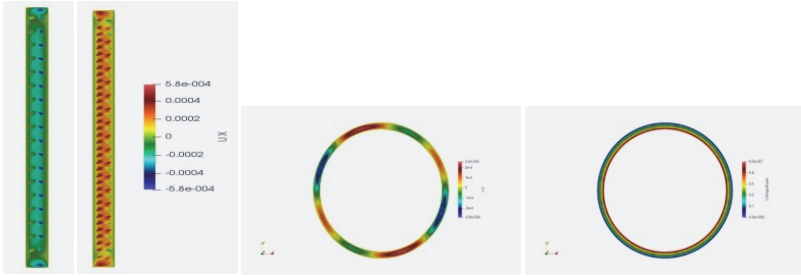


Рис. 2. Наличие стационарных структур в течении; слева-направо: изолинии радиальной скорости (ось  $Y$  направлена влево, ось  $X$  направлена от нас, ось  $Z$  – вверх), срез течения по  $z=0.05$ ,  $U_z$ , зависящая от угла, модуль скорости, не зависящий от угла.

На рис. 3 приведены результаты нестационарного течения при  $Re=50000$ .

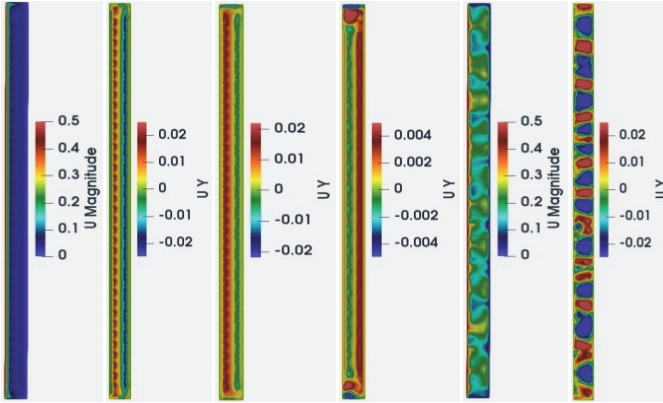


Рис. 3.  $Re=50000$ ,  $\tau = 10^{-3}$ ,  $\Delta t = 10^{-4}$ . Слева-направо: модуль скорости при  $t=0.3$ , скорость  $U_r$  для  $t=0.1, 0.2, 0.3$ , модуль скорости и  $U_r$  для  $t=3.0$  сек.

При  $Re=50000$  образуются нестационарное течение, зависящее от угла, образуются вихри Гертлера, как в [6]. Разностная схема первого порядка аппроксимации, построенная на основе КГидД уравнений, с достаточной точностью разрешает поставленную задачу. Решение задачи, полученное с помощью решателя

mulesQHDFoam, производного от QHDFoam, сравнивалось с двумерной постановкой КГД уравнений в цилиндрической геометрии.

## Литература

1. Елизарова Т.Г. Квазигазодинамические уравнения и методы расчета вязких течений. Москва, Научный мир, 2007.
2. M.V. Kraposhin, D.A. Ryazanov, E.V. Smirnova, T.G. Elizarova, M.A. Kiryushina (Istomina) // Development of OpenFOAM solver for compressible viscous flows simulation using quasi-gas dynamic equations. DOI: 10.1109/ISPRAS.2017.00026.
3. Лебига В.А., Зиновьев В.Н., Пак А.Ю., Жаров И.Р. Моделирование течения Куэтта в кольцевом зазоре // Вестник Новосибирского государственного университета. Серия: Физика. 2016. Т. 11, № 4, С. 52-60.
4. Ю.В. Шеретов. Двухскоростная негалилеева гидродинамика. Тверь, Тверской государственный университет, 2022.
5. M.V. Kraposhin, D.A. Ryazanov, T.G. Elizarova, «Numerical algorithm based on regularized equations for incompressible flow modeling and its implementation in OpenFOAM», Computer Physics Communications 271, 108216 (2022).
6. D. Barkley Theoretical perspective on the route to turbulence in a pipe // J. Fluid Mech. (2016), vol. 803, P1, DOI: 10.1017/jfm.2016.465.

## О МЕТОДЕ РАСЧЕТА ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ С УЧЕТОМ СОПРЯЖЕННОГО ТЕПЛООБМЕНА

**В.Т. Жуков**, М.М. Краснов, Н.Д. Новикова, О.Б. Феодоритова  
*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, zhukov@kiam.ru, ktm@kiam.ru,  
nn@kiam.ru, feodor@kiam.ru*

Представлен оригинальный метод [1] решения нестационарной задачи сопряженного теплообмена между газовым потоком и твердым телом. Необтекаемая поверхность тела может подогреваться, охлаждаться или быть теплоизолированной. На обтекаемой части, интерфейсе «газ – тело», ставится условие сопряжения в виде непрерывности температуры и теплового потока. В газе решаются уравнения Навье–Стокса (многокомпонентная модель), в твердом теле – нестационарное уравнение теплопроводности. Метод реализует прямое сопряжение процессов теплообмена в силу эквивалентности результирующей схемы алгоритму сквозного интегрирования по времени уравнений в газе и твердом теле. Расчет одного шага по времени производится расщеплением на гиперболический и параболический этапы. Первый этап реализуется схемой годуновского типа, второй – явно-итерационной чебышевской схемой. На параболическом этапе редуцированное уравнение энергии в газе и уравнение теплопроводности в твердом теле решается как единое уравнение с автоматической аппроксимацией условий теплообмена. Имплементация метода в виде компьютерного кода MCFL выполнена на базе кода NOISEtte. Проведено сравнение результатов расчетов ламинарного высокоскоростного обтекания пластины конечной толщины, нагреваемой, охлаждаемой и теплоизолированной, с аналитикой А.А. Дородницына.

### Литература

1. Feodoritova O.B., Novikova N.D., Zhukov V.T. Development of numerical methodology for unsteady fluid-solid thermal interaction in multicomponent flow simulation // Lobachevskii J. of Mathematics, 2023. Vol. 44. № 1. P.33–43.

# ПОСТРОЕНИЕ ПРОЗРАЧНЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА ВЫХОДНОЙ ГРАНИЦЕ ДЛЯ ЗАДАЧ АЭРОАКУСТИКИ И ТРАНСЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ В СЛУЧАЕ НЕОДНОРОДНОГО ОСНОВНОГО ПОТОКА

Н.А. Зайцев

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,  
Москва, nikolai\_zaitsev@mail.ru*

Рассматривается задача о постановке прозрачных граничных условий (ПГУ) на выходной границе аэродинамической трубы для линеаризованных уравнений Эйлера. Эта работа является развитием [1 – 3], в которых конструировались ПГУ на входной и выходной границах расчётной области для задачи в бесконечном канале, в которой предполагалось, что течение до и после расчётной области описывается линеаризованными на однородном потоке уравнениями Эйлера. Внутри расчётной области течение может описываться уравнениями акустики, полными уравнениями Эйлера или уравнениями Навье-Стокса.

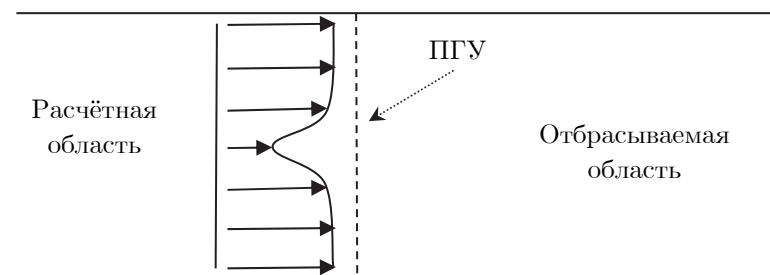


Рис. 2. Геометрия задачи

Отличие настоящей работы от [1 – 3] заключается в том, что задача линеаризуется на неоднородном потоке, параметры которого могут меняться вдоль выходной границы, но не меняются в нормальном к границе направлении.

Неоднородность основного потока, на котором линеаризуются уравнения, может вызываться как процессами внутри расчётной области (след обтекаемого тела, наличие ударной волны при трансзвуковом обтекании, другие источники), так и



неоднородностью набегающего потока. В последнем случае ПГУ для неоднородного потока по аналогичной методике необходимо ставить и на входной границе.

Приближённо эти же граничные условия могут быть использованы и для трубки тока, содержащей обтекаемый объект, если в отбрасываемой области линии тока достаточно параллельны и уравнения, описывающие течение, можно с достаточной точностью считать линейными ниже по течению от выходной границы расчётной области. Форма трубки тока и тип уравнений выше по течению не оказывают влияния на коэффициенты оператора ПГУ.

Суть метода заключается в переходе к коэффициентам Фурье с путём применения метода Галёркина вдоль границы, и сведению отыскания коэффициентов граничного оператора к решению матричного квадратного уравнения, для отыскания нужных корней которого предложен эффективный метод. Аппроксимация ядра свёртки граничного оператора производится по методике, разработанной в [4]. Приводятся оценки зависимости точности граничных условий от параметров алгоритма.

## Литература

1. Sofronov I. L. Non-reflecting inflow and outflow in wind tunnel for transonic time-accurate simulation // J. Math. Anal. Appl., 1998, v.221, p.92–115.
2. Ballmann J., Britten G., Sofronov I., Time-accurate inlet and outlet conditions for unsteady transonic channel flow // AIAA Journal, 2002, v.40, no 2, p.1745–1754.
3. И. Л. Софронов, О применении прозрачных граничных условий в задачах аэроакустики // Матем. моделирование, 19:8 (2007), 105–112.
- 4, Zaitsev, N.A. Transparent Boundary Conditions for the Wave Equation in a Channel of Circular Section. // Lobachevskii J. Math. 42, 2678–2686 (2021).

# МЕТОДЫ ПОДАВЛЕНИЯ КАРБУНКУЛ-НЕУСТОЙЧИВОСТИ, ОСНОВАННЫЕ НА РАЗЛИЧНЫХ СПОСОБАХ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ РИМАНА

**А.В. Казанцев**

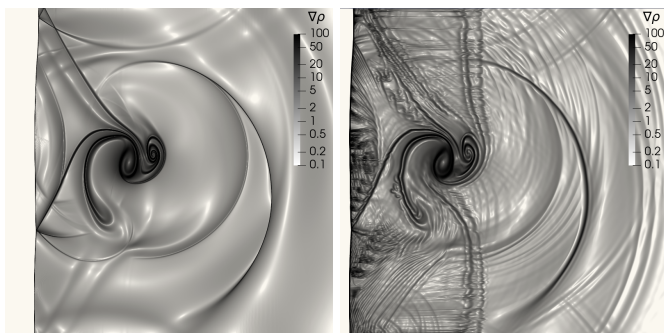
*Московский физико-технический институт (национальный  
исследовательский университет), Жуковский,  
kazantsev.av@phystech.edu*

Карбункул-неустойчивость — это численная неустойчивость, проявляющаяся при сквозном расчёте задач с наличием сильных ударных волн в виде пилообразных возмущений фронта ударной волны, опухолеподобного нароста на ударной волне или её нефизичного изгиба. Согласно [1] карбункул-неустойчивость возникает при следующих условиях: значение числа Маха  $M$  больше некоторого порогового значения  $M_C$ , зависящего от используемого численного метода и условий задачи ( $2 < M_C < 3$ ); использование метода решения задачи Римана («распадника»), структура которого включает контактный разрыв; одно из семейств сеточных линий ориентировано вдоль фронта ударной волны; высокое сеточное разрешение.

На настоящий момент универсальный метод решения проблемы карбункула ещё не найден. Цель работы — среди методов, основанных на различных способах решения задачи распада произвольного разрыва, выявить наиболее эффективный для подавления карбункула.

Для сравнения методов выбрана задача о взаимодействии одностороннего цилиндрического вихря с ударной волной (SVI) [2]. Рассматривается прямоугольная расчётная область: параметры потока моделируются так, что посередине располагается стоячий скачок уплотнения, слева на него набегают изоэнтропический вихрь со скоростью, соответствующей числу Маха  $M = 3$ . В настоящей работе представлены результаты, полученные с помощью решения уравнений Эйлера на сетке размерностью  $1600 \times 800$ . В качестве эталона используется решение уравнений Навье – Стокса на подробной сетке  $4800 \times 2400$  с использованием подхода искусственной вязкости (рис. 1а), который предлагается в [1] для ликвидации карбункула.

На рис. 1б изображено решение с использованием распадника HLLC. На картине видны два типа ошибок: карбункул (пилообразные возмущения параметров за фронтом ударной волны) и стартовые ошибки (нефизичные вертикальные волны, намотавшиеся на вихрь). Вторые связаны с неправильным расчётом скоростей волн внутренней структуры распадника непосредственно на фрон-

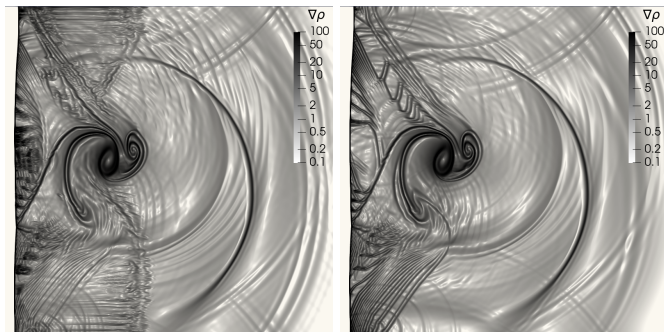


(а) Эталонное решение [2]

(б) HLLC

Рис. 1: Задача SVI: сравнение HLLC с эталонным решением

те ударной волны. Условимся использовать решатели, в которых возмущения данного типа не возникают. Таковыми являются Roe, HLLC и HLLC, а также их упрощённые версии HLLC и HLLC. Все упомянутые методы подробно описаны в [3]. Примеры свободных от стартовых ошибок решений приводятся на рис. 2.



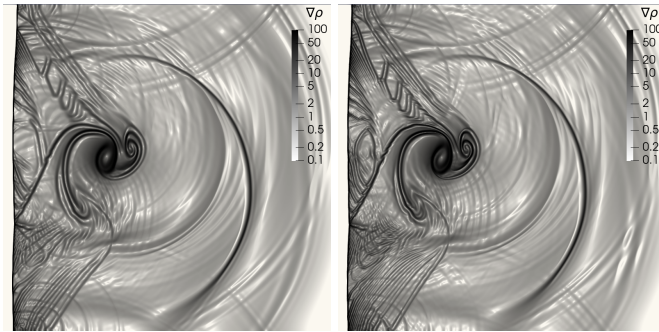
(а) HLLC

(б) HLLC

Рис. 2: Результат применения методов, не подверженных стартовым ошибкам

Рассмотрим метод борьбы с карбункулом, заключающийся в использовании диссипативного распадника. На рис. 3а представлено решение, полученное по методу HLLC. Распадники семейства HLL не учитывают в своей волновой структуре контактный разрыв (в силу чего весьма диссипативны), поэтому карбункула не возникает. Диссипативность метода HLLC относительно остальных хорошо видна на графике сходимости (рис. 4а).

Альтернативным способом борьбы с карбункулом является подход Rotated Riemann Solver (RRS) [4]. В рамках этого метода при расчёте потока через границу ячейки производится ориентирование новых ортогональных направлений, одно из которых направлено по нормали к физическому разрыву, а второе — вдоль. Далее считаются потоки вдоль новых направлений (возможно и разными решателями), после чего происходит проецирование потоков на исходные сеточные направления. Предполагается по нормали к разрыву использовать более точный распадник, а вдоль разрыва — диссипативный, что позволяет избавиться от карбункула и не сильно потерять в точности. Результаты работы данного метода с использованием распадника HLLEsC по нормали к разрыву и HLLEs вдоль разрыва изображены на рис. 3б. Количественное сравнение с другими решателями приведено на графике сходимости (рис. 4б).



(а) Диссипативный распадник (HLLEs)      (б) RRS (HLLEsC-HLLEs)

Рис. 3: Результаты борьбы с карбункулом

Итак, в результате проведённого исследования можно сделать следующие выводы. Стартовые ошибки являются следствием неправильного расчёта скоростей волн при решении задачи Римана на фронте ударной волны. Для устранения стартовых ошибок рекомендуется использовать методы Roe, HLLE и HLLEC. Подавить карбункул позволяют два метода: HLL и RRS. Причём подход RRS является менее диссипативным по сравнению с HLL, в силу чего можно назвать его самым эффективным среди методов, основанных на различных способах решения задачи Римана.

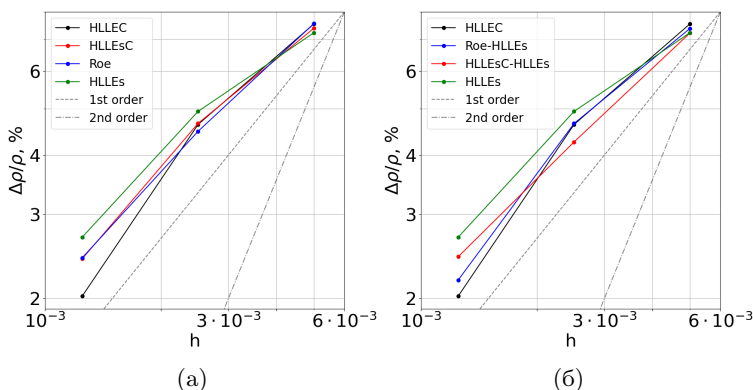


Рис. 4: Графики сходимости интегральной ошибки по плотности в зависимости от шага сетки

## Литература

1. Родионов А.В. Применение искусственной вязкости для борьбы с численной неустойчивостью типа «карбункул». Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2017.
2. Родионов А.В. Взаимодействие ударной волны с вихрем: тестовая задача для методов сквозного счета // Девятая российская конференция «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике». Светлогорск, 2022.
3. Toro E.F. Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics. Dordrecht: Springer, 2009.
4. Ren Y.X. A robust shock-capturing scheme based on rotated Riemann solvers // J. Comput. Fluids. 2003. Vol. 32. pp. 1379–1403.

# **СХЕМА С МУЛЬТИОПЕРАТОРНЫМИ АППРОКСИМАЦИЯМИ 24-ГО ПОРЯДКА: ЧИСЛЕННЫЕ РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ НАВЬЕ- СТОКСА, ОПИСЫВАЮЩИЕ ЛАМИНАРНО- ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД И ТУРБУЛЕНТНЫЙ РЕЖИМ ТЕЧЕНИЯ В ДОЗВУКОВЫХ СТРУЯХ**

**И.Н. Коньшин, М.В. Липавский, А.И. Толстых**

*ФИЦ ИУ РАН, Москва, tol@ccas.ru*

Представлена схема для уравнений Эйлера и Навье-Стокса с мультиоператорными аппроксимациями 24-го порядка.

Приводятся спектральные свойства схемы, указывающие на ее высокую разрешающую способность, позволяющую получать решения на больших интервалах времени с малыми дисперсионными погрешностями.

Приводятся детали ее реализация при суперкомпьютерных вычислениях с высокой параллельной эффективностью.

Показывается, что погрешности аппроксимации схем с контролируемыми широкополосными спектрами имеют черты сходства с естественными возмущениями (фоновой турбулентностью, акустическими полями), из которых диаграмма неустойчивости линейной теории «отбирает» неустойчивые моды. Возможность воспроизведения в численных решениях развития этих мод, на достаточно больших интервалах времени, приводящего в случае пространственных течений к разрушению ламинарного режима с переходом к турбулентному, в случае реальных сеток зависит от достаточной малости дисперсионных и фазовых погрешностей схем в широком диапазоне волновых чисел. Теоретические оценки и численные эксперименты показали, что данная схема этими свойствами обладает.

Приводятся нестационарные численные решения 3D уравнения Навье-Стокса в задаче об истечении из сопел дозвуковых струй при больших числе Рейнольдса, в которых наблюдаются области неустойчивого ламинарного течения, когерентных структур и достаточно развитой области стохастического режима.

Представлены результаты осреднения скорости и ее пульсаций, а также результаты статистической обработки полученных

данных (автокорреляции, спектры) для разных областей решений. Они указывающие на согласие численных решений с хорошо известными экспериментальным описанием структуры струй и свойствами турбулентности.

## **О РЕГУЛЯРИЗАЦИИ И ЧИСЛЕННОМ РЕШЕНИИ ДВУХФАЗНОЙ МОДЕЛИ ТЕЧЕНИЯ ГАЗОДИСПЕРСНОЙ СРЕДЫ**

**И.С. Меньшов<sup>1</sup>, М.Ю. Немцев<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, *imen57@mail.ru*

<sup>2</sup>ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН, Москва

В докладе будут обсуждаться проблемы, связанные с построением математических моделей и численных методов для решения задач течения двухфазных газодисперсных сред, представляющих собой смесь газа и мелких включений (частиц). Частицы предполагаются абсолютно жесткими, несжимаемыми и недеформируемыми. Основы континуальной модели, учитывающей объемную долю частиц и, в принципе, применимой для широкого диапазона течений, были разработаны в работах [1, 2]. Она основана на фундаментальных законах сохранения массы, импульса и энергии. Уравнение сохранения массы в такой модели имеет вид закона сохранения числа частиц. В литературе она известна как модель Нигматулина. Хорошо известно, что эта модель имеет два недостатка, а именно: не является строго гиперболической и имеет неконсервативный вид, что затрудняет ее численное решение.

В докладе мы предлагаем метод регуляризации модели Нигматулина на дискретном уровне, который позволяет устранить указанные недостатки. Это дает возможность построить численную модель, хорошо обусловленную для эволюционных задач течения газодисперсных смесей с недеформируемыми твердыми частицами. Метод регуляризации основывается на расщеплении исходной системы на две подсистемы, каждая из которых является строго гиперболической и имеет консервативный вид. Для каждой подсистемы регуляризованной модели мы строим разностные схемы явновского типа. Тестирование регуляризованной модели и методов включает верификацию свойства однородности (well-balancing), задачи формирования ударных волн и волн разрежения в газе, волн компактирования и раскомпактирования в фазе частиц. Представлены также результаты расчета взаимодействия ударной волны в газе с пристеночным слоем частиц.



Работа первого автора выполнена в рамках госзадания ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

### **Литература**

1. Крайко А.Н., Стернин Л.Е. ПММ, 1965, т.29, № 3, с. 418-429.
2. Нигматулин Р.И. Динамика многофазных сред: Наука, 1987.

## **О ПРИРОДЕ УДАРНО-ВОЛНОВОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ В ЧИСЛЕННЫХ РЕШЕНИЯХ, ПОЛУЧЕННЫХ МЕТОДАМИ ТИПА ГОДУНОВА**

**А.В. Родионов**

*РФЯЦ-ВНИИЭФ, Саров, avrodionov@rambler.ru*

*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва*

При решении аэрогазодинамических задач в рамках уравнений Эйлера широкое распространение получили методы сквозного счета, размывающие ударную волну (поверхность разрыва) на некотором количестве ячеек сетки. При этом фронт ударной волны трансформируется в ударный слой шириной в несколько сеточных интервалов. Такое размывание происходит за счет численной (схемной) вязкости, которая в некотором смысле имитирует действие физической вязкости. Обладая функциональным сходством, численная и физическая вязкости, тем не менее, имеют принципиальные различия.

Первый метод сквозного счета был предложен фон Нейманом и Рихтмайером в 1950 году [1]. Главная идея метода заключалась в добавлении в уравнения движения невязкого газа специального диссипативного члена, впоследствии названного членом искусственной вязкости, приводящего к размыванию ударных волн и подавляющего нефизические осцилляции в их окрестности.

В конце 50-х годов были опубликованы работы С.К. Годунова [2, 3], оказавшие существенное влияние на последующее развитие методов сквозного счета. В них в качестве альтернативы методу Неймана-Рихтмайера была предложена оригинальная схема (схема Годунова), использующая решение задачи Римана (задачи о распаде произвольного разрыва) для вычисления потоков между ячейками сетки и не требующая привлечения членов искусственной вязкости. Дальнейшее развитие схемы Годунова проходило по двум направлениям: повышение порядка аппроксимации схемы и использование приближенных решателей задачи Римана.

По мере роста производительности ЭВМ, расширения круга решаемых задач и накопления опыта исследователи-расчетчики столкнулись с проблемой, получившей название феномен «карбункула» (см. первые публикации [4, 5] и обзор работ в [6]). Оказалось,

что применение схем типа Годунова к решению многомерных задач может приводить к появлению ударно-волновой неустойчивости, имеющей вычислительную природу. Были выявлены условия, одновременное выполнение которых приводит к неустойчивости такого рода: (1) в окрестности ударной волны линии тока совпадают с сеточными линиями или близки к ним; (2) в схеме типа Годунова используется точный (итерационный) решатель задачи Римана или один из наиболее близких его аналогов; (3) ударно-волновое число Маха превышает некоторое пороговое значение ( $\sim 2$ ). Хотя большинство публикаций по этой теме посвящено численному аспекту проблемы и способам ее решения, некоторые исследователи полагают, что феномен «карбункула» не является только численным артефактом, но имеет физические корни.

В работе [7] автором была предложена эталонная модель для методов сквозного счета, оказавшейся весьма эффективной при анализе факторов, влияющих на точность решения за фронтом ударной волны. В этой модели в качестве аналога численной вязкости выступает физическая вязкость, в которую вносятся изменения, имитирующие поведение численной вязкости. В данной работе эталонная модель используется для выявления физической природы ударно-волновой неустойчивости типа «карбункул». Показывается, что с ее помощью можно промоделировать основные закономерности феномена «карбункул», если «выключить» диссипацию в поперечном направлении. На примере расчета плоской ударной волны в двумерной постановке исследуется механизм зарождения и развития неустойчивости.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ №22-11-00199.

## Литература

1. Von Neumann J., Richtmyer R.D. A method for the numerical calculation of hydrodynamic shocks. J. Appl. Phys., 1950, 21, 232-237.
2. Годунов С.К. Разностный метод расчета ударных волн. Успехи мат. наук, 1957, 12(1), 176-177.
3. Годунов С.К. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики. Матем. сб., 1959, 47(3), 271-306.

4. Peery K.M., Imlay S.T. Blunt body flow simulations. AIAA Paper 88-2924, 1988.
5. Quirk J.J. A contribution to the great Riemann solver debate. *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, 1994, 18, 555–574.
6. Rodionov A.V. Artificial viscosity in Godunov-type schemes to cure the carbuncle phenomenon. *J. Comput. Phys.*, 2017, 345, 308–329.
7. Rodionov A.V. On the solution accuracy downstream of shocks when using Godunov-type schemes. I. Sources of errors in one-dimensional problems. *Commun. Comput. Phys.*, 2023, 34(3), 749–786.

---

**ДОКЛАДЫ ПО ТЕМЕ Т2**

**ПЕРЕДОВЫЕ ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩИЕ  
ПОДХОДЫ К МОДЕЛИРОВАНИЮ  
ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ И  
ГЕНЕРИРУЕМЫХ ИМИ АКУСТИЧЕСКИХ  
ПОЛЕЙ**



# ВЕРИФИКАЦИЯ АКУСТИКО-ВИХРЕВОЙ МОДЕЛИ НА ЗАДАЧЕ ГЕНЕРАЦИИ ШУМА ПРИ ОБТЕКАНИИ ЦИЛИНДРА ТУРБУЛЕНТНЫМ ПОТОКОМ

А.А. Аксенов<sup>1</sup>, Д.В. Клименко<sup>2</sup>, А.В. Радостин<sup>1</sup>,  
С.Ф. Тимушев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ООО «Тесис», Москва, [radostin@flowvision.ru](mailto:radostin@flowvision.ru)

<sup>2</sup>Московский авиационный институт, Москва,  
[irico.harmony@gmail.com](mailto:irico.harmony@gmail.com)

Всё более широкое развитие в оптимизации акустических характеристик лопаточных машин получают подходы, основанные на численном моделировании генерации шума нестационарным потоком методами вычислительной гидродинамики и акустики, например LES с последующим определением акустического излучения [1]. В сочетании с аэроакустической аналогией развиваются и другие методы, например, RANS+LEE+SNGR, а также DDES совместно с решением уравнения Лайтхила или Рибнера.

В данной работе рассматривается задача тестирования программного обеспечения [2] на примере обтекания цилиндра турбулентным потоком.

Акустическая модель, описывающая изоэнтропическое течение, строится на основе декомпозиции, предложенной Кроу С. [3] и Артамоновым К.И. [4]. Правые части, или источниковые члены, в этих уравнениях описывают генерацию возмущений параметров течения, не выделяя собственно акустическую составляющую, а левые части описывают пространственно-временное распространение акустико-вихревых возмущений волнового типа с учетом конвективного переноса и пространственной неоднородности скорости звука.

Применение декомпозиции с представлением энтальпии в виде  $h = \langle h \rangle + h'$  (угловые скобки  $\langle \rangle$  означают, что берется среднее по времени значение заключенного в них выражения, а штрихом обозначается его пульсационная относительно среднего значения составляющая), приводит к неоднородному волновому уравнению относительно колебаний энтальпии в дозвуковом изоэнтропическом течении:

$$\frac{1}{c^2} \frac{d^2 c}{dt^2} - \Delta h' = s - \langle s \rangle$$

с источником членом

$$s = \nabla \cdot \left( \nabla \left( \frac{1}{2} u^2 \right) - \mathbf{u} \times \nabla \times \mathbf{u} \right)$$

где  $\mathbf{u}$  – поле скорости вихревой (бездивергентной) моды потока. Рассмотрена возможность численного моделирования источников члена в акустико-вихревом уравнении без использования модели турбулентности (ILES).

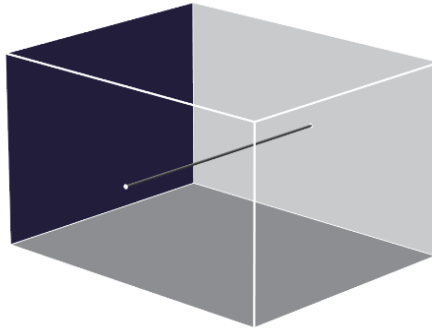


Рис. 1. Расчетная область с цилиндром 4 мм диаметра

Расчетная область соответствует эксперименту [5] для случая обтекания цилиндра равноскоростным потоком в прямоугольной трубе поперечного сечения с размерами 300 x 400 x 500 мм (рис. 1). Основные параметры теста приведены в Таблице 1.

Таблица 1: Параметры теста

Параметр	Единица измерения	Величина
Скорость потока	м/с	20
Диаметр цилиндра	мм	4
Длина цилиндра	мм	400
Число Re	-	5300

Начальная сетка задавалась ячейками куба с гранью 4 мм. Выполнены расчеты, для которых адаптация вблизи цилиндра обеспечивала размер ячеек 0.5 мм и 0.25 мм. С использованием локальной адаптации получен размер ячеек сетки на стенке цилиндра 0.08 мм.



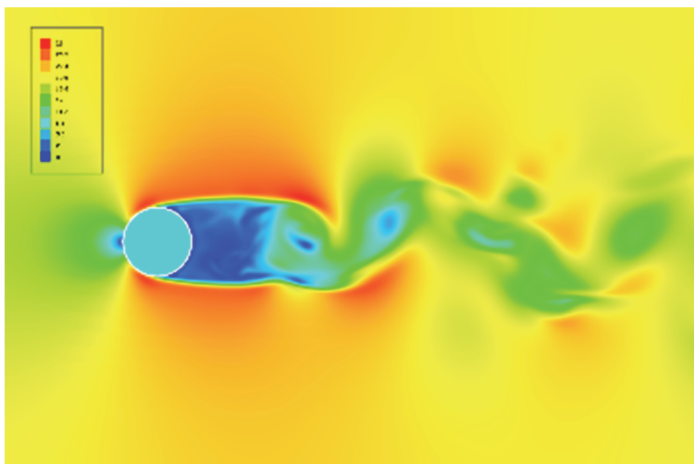


Рис. 2. Скорость

Количество ячеек адаптированной сетки составляет 5214808, физический шаг по времени  $3 \cdot 10^{-6}$  с. На рис. 3 показано мгновенное распределение скорости.

Проведено сравнение амплитуды пульсаций давления на поверхности цилиндра, которые полностью согласуются с экспериментальными данными. Данные по акустическому давлению также удовлетворительно согласуются с приведенными экспериментальными данными.

## Литература

- 1 R. Sandboge, K. Washburn, C. Peak. Validation of a CAA Formulation Based on Lighthill's Analogy for a Cooling Fan and Mower Blade Noise. In Proceedings of 3rd International symposium on Fan Noise, Lyon, France, 2007.
- 2 <https://flowvision.ru/ru/>
- 3 S. Crow. Aerodynamic Sound Emission as a Singular Perturbation Problem. Studies in Applied Mathematics, V. 49, 1970, pp. 21-46.
- 4 Артамонов К.И.- Термогидроакустическая устойчивость. М.: Машиностроение, 1982.
- 5 Баженова Л.А., Семёнов А.Г. О природе источника вихревого звука при обтекании потоком цилиндрического профиля. Акустический журнал, Т. 60, с. 678-686.

## МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ ОТРАЖЕННЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЛН ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ТУРБУЛЕНТНОГО СЛЕДА С ВЫПУКЛЫМ ПРОФИЛЕМ

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

<sup>1</sup>ИИМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва

<sup>2</sup>МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва, [dorodn@cs.msu.ru](mailto:dorodn@cs.msu.ru)

В работе представлена и исследована методика моделирования акустических волн, возникающих в результате рассеяния турбулентного следа на выпуклом криволинейном препятствии. Методика основана на генерации искусственного турбулентного поля с заданными характеристиками на основе оригинального метода тензорной фильтрации белого шума [1]. В целом данный метод является обобщением предложенных в работах [2, 3] методов фильтрации, в соответствии с которыми поле скорости строится как ротор функции тока, определяемой сверткой ядра пространственного фильтра с членом белого шума. Полученное поле является бездивергентным и корректно воспроизводит одно- и двухточечные моменты первого и второго порядка, а также масштабы турбулентности.

Эволюция сгенерированного начального поля и его последующее взаимодействие с препятствием описывается с помощью численного решения линеаризованных уравнений Эйлера на неоднородном фоне. Это позволяет значительно сократить вычислительную стоимость эксперимента в сравнении с подходами на основе нелинейных уравнений.

Моделирование осуществляется посредством схем, сохраняющих дисперсионные соотношения (DRP), обладающих четвертым порядком аппроксимации и с большой точностью разрешающих структуры течения заданного масштаба [4]. Разработана методика, позволяющая использовать данные схемы вблизи криволинейной твердой границы – в случае как линейных, так и нелинейных уравнений Эйлера. (Последние применяются в данной работе при вычислении среднего поля.) Авторы развили подход, использующий технологию фиктивных узлов в DRP схемах для прямолинейных

границ [5], а затем адаптированный для случая криволинейных твердых стенок [6].

## Литература

1. Александров А.В., Дородницын Л.В. Прямой тензорный метод фильтрации для генерации синтетических турбулентных полей скорости // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2021, №95, М., 15 с.
2. Gea-Aguilera F., Gill J., Zhang X. Synthetic turbulence methods for computational aeroacoustic simulations of leading edge noise // Computers and Fluids, 2017, v.157, p.240–252. doi:10.1016/j.compfluid.2017.08.039
3. Shen Z., Zhang X. Direct anisotropic filter method of generating synthetic turbulence applied to turbulence-airfoil interaction noise prediction // J. of Sound and Vibration, 2019, v.458, p.544–564.
4. Александров А.В., Дородницын Л.В. Использование аэроакустических схем высокой точности на регулярных сетках для моделирования вязких течений // Матем. моделирование, **29**:1 (2017), 63–83; Math. Models Comput. Simul., **9**:4 (2017), 457–473.
5. Tam C.K.W., Dong Z. Wall Boundary Conditions for High-Order Finite-Difference Schemes in Computational Aeroacoustics. Theoret. Comput. Fluid Dynamics (1994) 6:303-322.
6. Tam C.K.W. Computational aeroacoustics: a wave number approach. Cambridge aerospace series. 2012. ISBN 978-0-521-80678-7

## ГИБРИДНЫЙ RANS/LES-МЕТОД HSM НА ОСНОВЕ УРАВНЕНИЙ ДЛЯ ПЕРЕНОСА НАПРЯЖЕНИЙ РЕЙНОЛЬДСА

Р.А. Балабанов, А.О. Будникова, **А.И. Трошин**, Л.А. Усов  
ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, *aleksey.troshin@tsagi.ru*

В настоящее время активно развиваются гибридные RANS/LES-методы. Они считаются одним из перспективных направлений вычислительной аэродинамики. В частности, по сравнению с подходом RANS, гибридные методы открывают возможности к более точному описанию влияния крупномасштабных турбулентных пульсаций на среднее течение и к воспроизведению связанных с этим нестационарных процессов.

Наибольшую популярность сегодня приобрели RANS/LES-методы, сформулированные на основе буссинесковых моделей турбулентности SA и SST [1]. Из-за того, что в этих методах область действия полуэмпирических замыкающих соотношений ограничена подсеточной турбулентностью и узкими пристеночными слоями, возможные ошибки, порождаемые ими, оказывают меньшее негативное влияние на структуру течения, чем в случае подхода RANS. Тем не менее, уточнение замыкающих соотношений представляет интерес с точки зрения описания таких физических явлений, как сильная анизотропия напряжений Рейнольдса вблизи стенки и события обратного переноса энергии от подсеточных пульсаций к разрешенным в области развитой турбулентности. Это может быть достигнуто отказом от гипотезы Буссинеска и решением дифференциальных уравнений для переноса турбулентных напряжений в рамках гибридного RANS/LES-расчета (подход DRSM). Развитию таких методов и посвящена данная работа.

На первом этапе была доработана DRSM-модель Jakirlić & Maduta [2] с целью использования как модель для RANS-подслоя гибридного расчета. В ней были оставлены наиболее значимые члены и проведена перекалибровка коэффициентов с использованием данных DNS о развитом турбулентном течении в канале [3]. Перекалиброванная и упрощенная модель позволила снизить норму ошибки решения по сравнению с исходной моделью в 2.6 раза. Профили средней скорости и продольных напряжений

Рейнольдса по двум моделям в канале при числе Рейнольдса  $Re_\tau \approx 2000$  показаны на рис. 1.

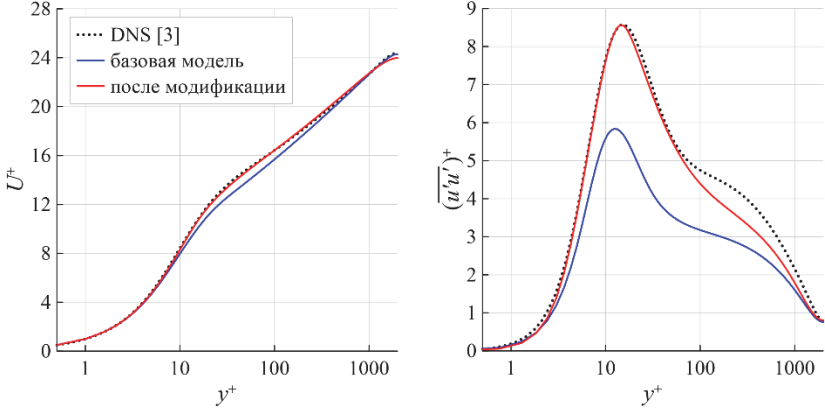


Рис. 1. Профили средней скорости (слева) и продольных напряжений Рейнольдса (справа) по исходной и модифицированной моделям Jakirlić & Maduta

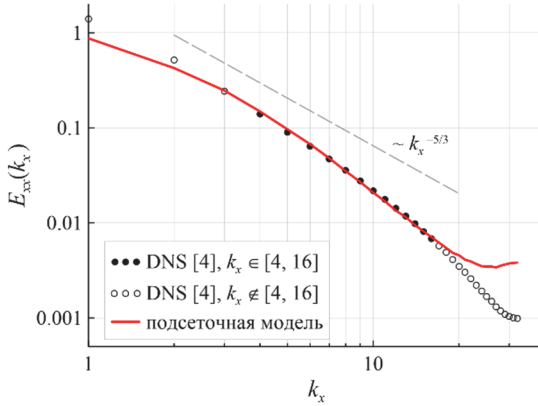


Рис. 2. Продольный энергетический спектр в задаче об изотропной турбулентности. Расчет по дифференциальной модели подсеточных напряжений

На втором этапе была сформулирована и априорно откалибрована дифференциальная модель подсеточных напряжений. Использовалась база данных по изотропной турбулентности университета Джонса Хопкинса [4]. Скорость диссипации аппроксимировалась по алгебраической формуле. Оригинальным элементом

модели является зависимость диффузионного члена уравнений от тензора разрешенных градиентов скорости.

В апостериорных тестах подсеточная модель показала способность воспроизводить события обратного переноса энергии от подсеточных пульсаций к разрешенным. При этом был получен продольный энергетический спектр, соответствующий спектру отфильтрованных коробчатым фильтром данных DNS, см. рис. 2.

Расчет проводился на сетке, содержащей  $64^3$  ячеек, с низкодиссипативным численным методом на основе линейной реконструкции Upwind5 для конвективных потоков. При сравнении спектров области волновых чисел  $k < 4$  и  $k > 16$  были исключены из рассмотрения: первая — из-за возможного влияния форсинга в DNS-расчете, вторая — из-за искажений коротких волн (4 ячейки и менее), вызываемых численным методом.

На третьем этапе разработанные модели были гибридизированы с помощью переходной функции, заимствованной из метода IDDES [1]. Помимо алгебраического переключения между RANS- и LES-моделями в зависимости от характеристик сетки, в метод были включены оригинальные элементы. Во-первых, градиенты скорости, по которым вычисляются источники в уравнениях модели турбулентности в RANS-подслое, осредняются по времени. Тесты показывают, что этот прием значительно ослабляет проблему нестыковки логарифмических профилей скорости на RANS/LES-границе. Во-вторых, в RANS-подслое используется дополнительное диффузионное слагаемое в уравнениях импульса, которое воздействует только на пульсации скорости, но не на среднее течение. Это слагаемое снижает турбулентный перенос, вызываемый разрешенными движениями в RANS-подслое, так что суммарный турбулентный перенос, состоящий из вклада RANS-модели и разрешенных движений, приближается к эталонным данным.

Сформулированный гибридный метод обозначен HSM (Hybrid Stress Method — метод гибридных напряжений). Метод успешно протестирован в задачах о развитом турбулентном течении в канале и о взаимодействии скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем на пластине.

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

## Литература

1. 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, 2008, pp.1638–1649.
2. S. Jakirlić, R. Maduta. Extending the bounds of ‘steady’ RANS closures: Toward an instability-sensitive Reynolds stress model. *Int. J. Heat Fluid Flow*, v.51, 2015, pp.175–194.
3. M. Lee, R.D. Moser. Direct numerical simulation of turbulent channel flow up to  $Re_\tau \approx 5200$ . *J. Fluid Mech.*, v.774, 2015, pp.395–415.
4. <https://turbulence.pha.jhu.edu/>

## **ВЛИЯНИЕ ВТОРИЧНЫХ ТОКОВ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ПСЕВДОСКАЧКА В РАМКАХ ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕГО ПОДХОДА**

**С. Бахнэ, А.И. Трошин**

*ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, [bakhne@phystech.edu](mailto:bakhne@phystech.edu),  
[troshin.ai@phystech.edu](mailto:troshin.ai@phystech.edu)*

В данной работе рассматривается моделирование псевдоскачка в прямоугольном канале. Такое течение возникает в изоляторах двигателей воздухоплавательных аппаратов при взаимодействии газодинамических ударно-волновых структур с пограничным слоем (ПС). Крокко в 1958 году [1] одним из первых провёл анализ псевдоскачка на основе экспериментальных данных. Также подробный анализ приведён в работе Мацуо [2]. Под псевдоскачком понимается газодинамическое явление, состоящее из ударно-волнового участка и области вязкого смешения, возникающее в канале вместо прямого скачка уплотнения (ПСУ) из-за наличия ПС. При этом начало псевдоскачка определяется градиентом давления, конец — максимальным значением давления (если канал постоянного сечения), перепад давления в псевдоскачке должен быть близок к перепаду в ПСУ, а на выходе из псевдоскачка течение должно быть дозвуковым и практически равномерным. Согласно [1, 3, 4], длина псевдоскачка в прямоугольном канале постоянного сечения при числе Маха, равном 2, составляет порядка 10 поперечных размеров канала. Это накладывает ряд ограничений на размеры экспериментальной установки и расчётной области.

На рис. 1 в качестве примера представлено среднее поле числа Маха из расчёта псевдоскачка в прямоугольном канале постоянного сечения. Линейные размеры по осям отнесены к полувысоте канала. Видно, что сверхзвуковой участок с серией ударных волн, за которым следует область вязкого смешения, занимает примерно 6–7 высот канала. Структура течения достаточно сложная и трёхмерная: присутствуют турбулентные ПС, волны разрежения, ударные волны, которые отрывают ПС от стенок, образуя рециркуляционные зоны. Стоит обратить внимание, что существенное влияние на угловые отрывы



оказывают вторичные токи, характерные для прямоугольных каналов. Именно они находятся в фокусе текущего исследования.

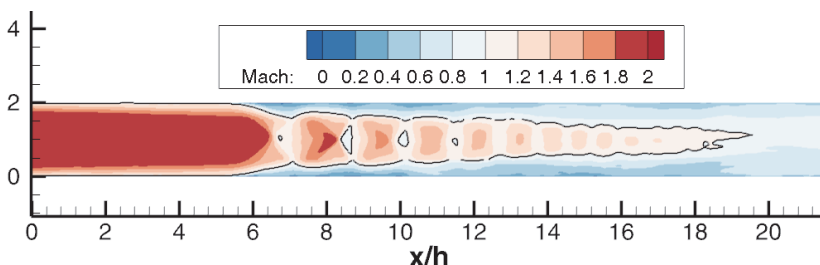


Рис. 1. Поле числа Маха в плоскости симметрии. Сплошная чёрная линия — изолиния  $M = 1$

В качестве тестового случая в данной работе был выбран эксперимент [5], в котором исследуется течение в прямоугольном канале при числе Маха  $M = 2$  и числе Рейнольдса по толщине потери импульса  $Re_\theta \approx 10^4$ . Рассматривались различные противодавления на выходе из канала, создаваемые с помощью механического дросселя. В [5] представлены данные по невозмущённому ПС, продольные распределения давления на нижней и боковой стенках, статистика положения скачков и их формы, длина псевдоскачка и ударно-волновой зоны, поперечные поля осреднённых компонент скорости в нескольких сечениях, структура отрывных областей. Несмотря на то, что отсутствует статистика параметров турбулентности, данный эксперимент представляется авторам наиболее полно описанным и включает достаточное количество статистических данных.

Расчёты проводились на структурированной многоблочной сетке с количеством ячеек около 32 млн. Использовался расчётный модуль *zFlare* (ЦАГИ) [6]. Рассматривались два вихреразрешающих метода: SST-IDDES [7] на основе модели турбулентности SST и DRSM-IDDES [6], основанный на модели SSG/LLR- $\omega$  [8]. Как известно, в RANS-области метод SST-IDDES использует замыкающие соотношения на основе гипотезы Буссинеска, а, значит, не описывает вторичные токи, связанные с эффектами анизотропии турбулентных напряжений. Метод DRSM-IDDES лишен этого недостатка и поэтому используется в данной работе для сравнения с SST-IDDES. Кроме этого, в рамках метода SST-IDDES варьировалось входное граничное условие,

которое было получено в предварительном RANS-расчёте. В первом случае данное поле не содержало вторичных токов, а во втором — содержало (см. рис. 2). Таким образом, сопоставляются три расчёта: SST-IDDES со входным полем без вторичных токов, SST-IDDES и DRSM-IDDES со входным полем, содержащем вторичные токи. Это позволяет отделить влияние вторичных токов на входе в канал от влияния формулировки вихреразрешающего метода.

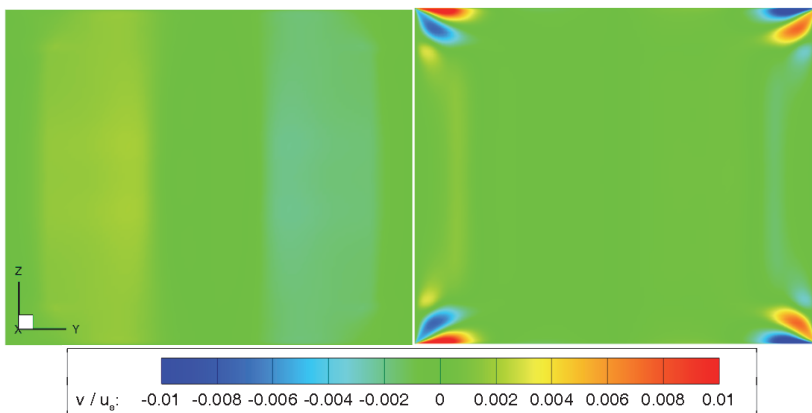


Рис. 2. Входное поле вертикальной компоненты скорости  $v$ , отнесенной к скорости в ядре потока  $u_c$ , полученное в предварительном RANS-расчёте. Слева — без вторичных токов, справа — со вторичными токами

Во всех расчётах был получен квазипериодический режим — псевдоскачок совершает колебания в продольном направлении, не испытывая смещения в среднем. Были исследованы среднее положение ударно-волновой структуры, относительное расположение первых четырёх скачков, скорость структуры, отклонение от среднего положения, а также углы головного скачка. Особый интерес представляет собой длина ножки Маха в головном скачке, поскольку существенным образом зависит от размеров рециркуляционных зон, на которые влияют вторичные токи. Результаты расчётов сопоставляются с данными эксперимента [5].

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

## Литература

1. Крокко Л. Одномерное рассмотрение газовой динамики установившихся течений, в кн.: Основы газовой динамики (ред. Эммонс). – М.: Изд. Ин. Лит., 1963, с.64–323.
2. K. Matsuo, Y. Miyazato, H.D. Kim. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows. *Progress in Aerospace Sciences*, v.35, 1999, pp.33–100.
3. Кталхерман М.Г., Мальков В.М., Рубан Н.А. Торможение сверхзвукового потока в прямоугольном канале постоянного сечения. *ПМТФ*, №6, 1984, с.48–57.
4. Кталхерман М.Г., Мальков В.М., Рубан Н.А. Влияние определяющих параметров на эффективность работы сверхзвуковых диффузоров прямоугольного сечения. *Газодинамика проточной части ГДЛ. Сб. научных трудов. Новосибирск ИТПМ СО РАН*, 1987, с.116–162.
5. R.L. Hunt, M. Gamba. Shock train unsteadiness characteristics, oblique-to-normal transition, and three-dimensional leading shock structure. *AIAA Journal*, v.56, No.4, 2018, pp.1–19.
6. Трошин А.И., Молев С.С., Власенко В.В., Михайлов С.В., Бахнэ С., Матяш С.В. Моделирование турбулентных течений на основе подхода IDDES с помощью программы zFlare. *Выч. мех. сплош. сред*, т.16(2), 2023, с.203–218.
7. M.S. Gritskevich, A.V. Garbaruk, J. Schütze, F.R. Menter. Development of DDES and IDDES Formulations for the  $k-\omega$  Shear Stress Transport Model. *Flow Turbulence Combust*, Springer, v.88, 2012, pp.431–449.
8. R.-D. Cécora, R. Radespiel, B. Eisfeld, A. Probst. Differential Reynolds-Stress Modeling for Aeronautics. *AIAA Journal*, v.53(3), 2015, pp.739–755.

## **ИЗУЧЕНИЕ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В АСИММЕТРИЧНОМ ДИФFUЗОРЕ С ПОМОЩЬЮ ГИБРИДНЫХ RANS/LES-МЕТОДОВ РАЗНЫХ КЛАССОВ**

**А.О. Будникова**

*ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, budnikova.ao@phystech.edu*

В докладе исследуется отрывное течение в плоском асимметричном диффузоре с углом раскрытия  $10^\circ$  [1] в рамках гибридных RANS/LES-расчетов (рис. 1). Это течение было ранее изучено экспериментально в работе [1] и численно с помощью метода LES с разрешением пристеночных процессов в работе [2]. Благодаря тщательности проведенных измерений и геометрической простоте (течение можно считать статистически двумерным), этот тест приобрел широкую популярность как эталон для проверки возможностей моделей турбулентности. Он обладает богатой физикой: сочетает в себе области присоединенного течения, отрыв с гладкой поверхности, большой диапазон масштабов длины и, как впоследствии было установлено, содержит участки с отрицательным производством кинетической энергии турбулентности. Интерес представляет вопрос, в какой степени глобальная структура этого течения в рамках вихреразрешающего расчета определяется подсеточными масштабами и насколько важно уточнение моделей подсеточных напряжений для его успешного воспроизведения.

В данном докладе сравниваются результаты расчетов двумя гибридными методами разных классов: методом SST-IDDES [3], основанным на буссинесковской модели турбулентности SST, и методом HSM (Hybrid Stress Method) [4], сочетающим заново откалиброванную небуссинескову модель [5] в RANS-подслое и подсеточную модель [6] в LES-области. Основное отличие второго метода от первого состоит в том, что подсеточные напряжения не связаны алгебраически с тензором разрешенных скоростей деформации, что, в принципе, открывает возможности к более точному описанию двунаправленного взаимодействия разрешенных и подсеточных масштабов и анизотропию последних. Базовыми параметрами течения, которые рассматриваются в докладе, являются профили средних скоростей и компонент турбулентных напряжений,

распределения давления и трения, а также координаты точек отрыва и присоединения. Помимо них, рассматриваются более тонкие характеристики, такие, как средние поля производства кинетической энергии турбулентности и потока энергии от разрешенных масштабов к подсеточным и анализируется, как различия в их описании двумя методами влияют на формирование среднего течения.

Для расчетов использовалась программа *zFlare* [7] (ЦАГИ), реализующая метод конечных объемов на блочно-структурированных сетках. Использовалась низкодиссипативная аппроксимация конвективных потоков, основанная на линейной реконструкции 5 порядка вдоль сеточных направлений, и диагонально-неявный метод Рунге–Кутты DIRK22 второго порядка точности для интегрирования по времени. Базовая сетка содержала 8.2 млн ячеек. Один из расчетов также был проведен на «удвоенной» сетке, содержащей 65.3 млн. ячеек.

Помимо физических аспектов, исследовалась численная эффективность выбранных методов. Показано, что метод, основанный на небуссинесковской модели для напряжений Рейнольдса, позволяет получить близкий к эталонному размер отрывной зоны на базовой сетке, в то время как метод SST-IDDES требует «удвоенной» сетки для приближения к этому результату (рис. 2).

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

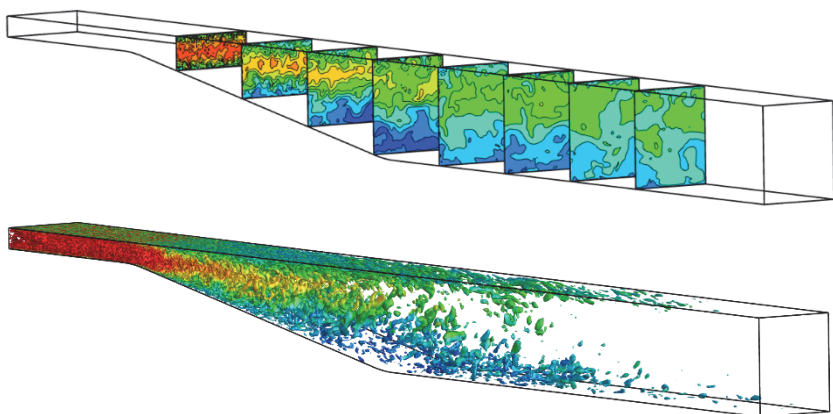


Рис. 1. Изоконтурь мгновенной продольной скорости (сверху) и изоповерхность  $Q$ -параметра  $Q/Q_{\max} = 0.002$  (снизу). Цветом обозначена величина продольной скорости

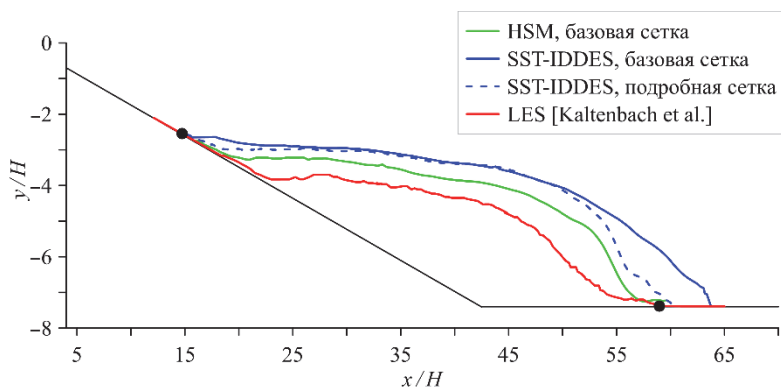


Рис. 2. Граница отрывной области в разных расчетах, точками показаны экспериментальные данные [1].  $H$  — полувысота входного канала диффузора

## Литература

1. C.U. Buice, J.K. Eaton. Experimental Investigation of Flow through an Asymmetric Plane Diffuser. CTR Annual Research Briefs, 1995, pp.243–248.
2. H.-J. Kaltenbach, M. Fatica, R. Mittal, T.S. Lund, P. Moin. Study of flow in a planar asymmetric diffuser using large-eddy simulation. J. Fluid Mech., v.390, 1999, pp.151–185.

3. 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.
4. L. Usov, A. Troshin, K. Anisimov, V. Sabelnikov. Calibration of a Near-Wall Differential Reynolds Stress Model Using the Updated Direct Numerical Simulation Data and Its Assessment. *Energies*, v.16(19):6826, 2023. <https://doi.org/10.3390/en16196826>
5. S. Jakirlić, R. Maduta. Extending the bounds of ‘steady’ RANS closures: Toward an instability-sensitive Reynolds stress model. *Int. J. Heat Fluid Flow*, v.51, 2015, pp.175–194.
6. R. Balabanov, L. Usov, A. Troshin, V. Vlasenko, V. Sabelnikov. A Differential Subgrid Stress Model and Its Assessment in Large Eddy Simulations of Non-Premixed Turbulent Combustion. *Appl. Sci*, 12(17):8491, 2022. <https://doi.org/10.3390/app12178491>
7. А.И. Трошин, С.С. Молев, В.В. Власенко, С.В. Михайлов, С. Бахнэ, С.В. Матяш. Моделирование турбулентных течений на основе подхода IDDES с помощью программы zFlare. *ВМСС*, т.16(2), 2023, С.203–218.

# МЕТОД РАНГОВОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДЛЯ АНАЛИЗА ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ КОЛМОГОРОВСКОГО ТИПА

М.Ф. Гузев<sup>1</sup>, А.Н. Долуденко<sup>2</sup>, **А.О. Посудневская**<sup>3,4,5</sup>,  
С.В. Фортова<sup>3,5</sup>

<sup>1</sup>Институт прикладной математики ДВО РАН, Владивосток

<sup>2</sup>Объединенный институт высоких температур РАН, Москва

<sup>3</sup>Институт автоматизации проектирования РАН, Москва

<sup>4</sup>Институт теоретической физики им. Ландау РАН, Москва

<sup>5</sup>Московский физико-технический институт (национальный  
исследовательский университет), Москва

Многие атмосферные явления (циклоны и антициклоны) демонстрируют особенности двумерной и квази-двумерной турбулентности. Данные задачи являются комплексными и изучаются экспериментально, теоретически и численно. Классической постановкой для изучения ламинарно-турбулентного перехода в двумерном случае является предложенная А.Н. Колмогоровым задача исследования поведения потока под влиянием постоянно действующей внешней силы (накачки) [1].

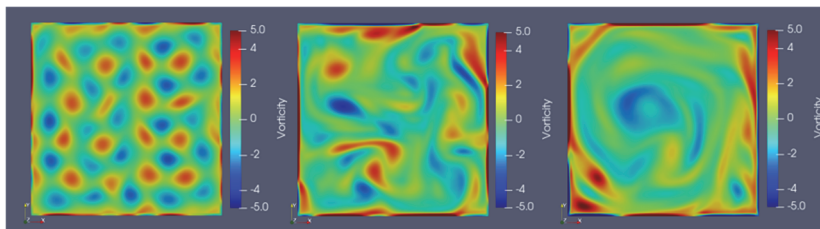


Рис. 1. Поля завихренности для ламинарного, хаотического и вихревого режимов течения

Основной особенностью двумерного турбулентного течения, возбуждаемого стационарной внешней силой (задача Колмогорова), является возникновение обратного каскада энергии [2]. За счет нелинейных эффектов пространственный масштаб вихрей, создаваемых внешней силой, увеличивается до тех пор, пока их рост не будет остановлен размером исследуемой области, приводя к накоплению энергии на этом масштабе. При такой локализации энергии в течении формируются системы когерентных вихрей [3].



Диссипация энергии происходит за счет наличия трения о дно. Как показано в работах [3, 4], в зависимости от величин коэффициента донного трения и силы накачки могут возникать различные типы течения (рис. 1): ламинарный, устойчивый во времени режим; хаотический, при котором существуют вихри различного масштаба и времени жизни; вихревой, в котором доминирует большой вихрь с хорошо определенным средним профилем.

В связи со сложностью структуры вихревых потоков, пока не найдено универсального способа их описания как с точки зрения статистики, так и получения универсальных параметров турбулентных потоков. На данный момент наиболее распространен спектральный подход к описанию энергетических характеристик течения. В пространственной постановке для изотропных турбулентных течений наблюдается прямой энергетический каскад Колмогорова – так называемый закон “ $-5/3$ ”. В двумерном случае реализуется обратный каскад энергии Кречнана - закон “ $-3$ ” [5].

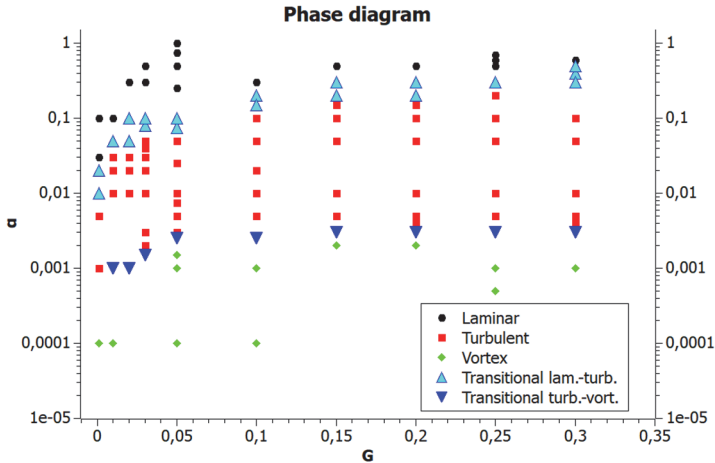


Рис. 2. Фазовая диаграмма режимов течений в пространстве амплитуда внешней силы  $G$  – коэффициент трения  $\alpha$

Исследования, проведенные в работе [4], позволили классифицировать течения при помощи построения фазовых диаграмм течений в пространстве амплитуда силы накачки – коэффициент трения о дно (рис. 2). Они позволяют по значениям величин коэффициента трения о дно и силы накачки определять его тип.

Дополняет информацию о структуре течения анализ поведения коэффициентов Фурье скорости [6].

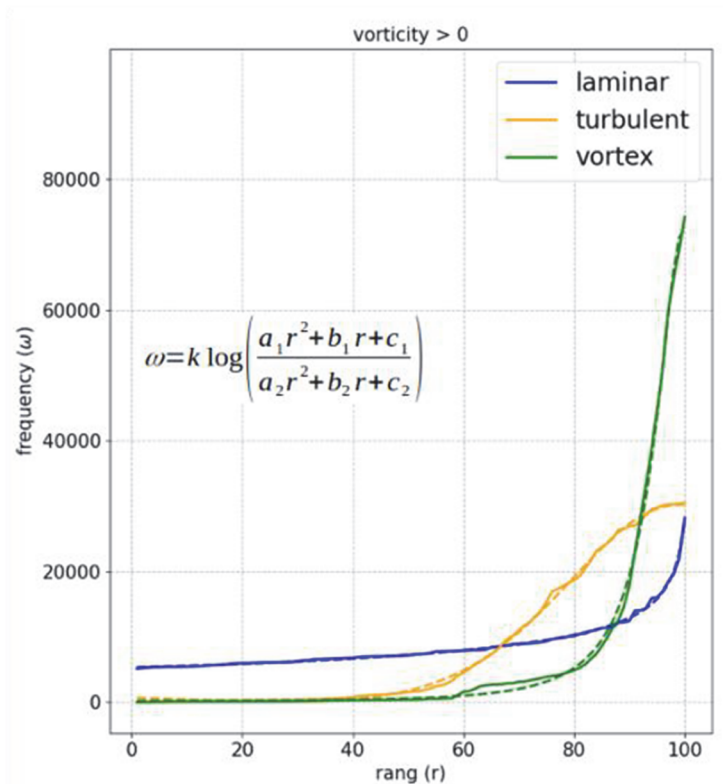


Рис. 3. Ранговое распределение частоты встречаемости положительной завихренности для различных режимов течения

В данной работе для классификации различных типов течений, характеристики которых получены в ходе численного эксперимента, предложен нетрадиционный для вычислительной гидродинамики метод ранговых распределений Маслова [7]. Основываясь на функциональных ранговых распределениях, построенных для полей завихренности и частот ее встречаемости, можно сделать вывод о принадлежности течения к тому или иному типу (рис. 3). На рис. 3 приведена формула для аппроксимации, соответствующие графики показаны пунктиром.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (госзадание 124022400174-3, 075-00270-24-00).

## 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. Kolmogorov A.N., Proceedings of the USSR Academy of Sciences, 30, pp. 299-303 (1941).
3. Doludenko, A.N., Fortova, S.V., Kolokolov, I.V., Lebedev, V.V. Coherent vortex in a spatially restricted two-dimensional turbulent flow in absence of bottom friction. Physics of Fluids, v. 33, 2021, paper 011704.
4. Doludenko, A.N., Fortova, S.V., Kolokolov, I.V., Lebedev, V.V. Coherent vortex versus chaotic state in two-dimension turbulence. Annals of Physics, v. 447, part 2, 2022, paper 169072.
5. Kraichnan R.H., Inertial Ranges in Two-Dimensional Turbulence. Phys. Fluids. 1967, vol. 10, p. 1417.
6. Посудневская А.О., Фортова С.В., Долуденко А.Н., Колоколов И.В., Лебедев В.В. Численное исследование переходных режимов течения Колмогорова в квадратной ячейке. Журнал вычислительной математики и математической физики, в печати 2024.
7. Guzev M.A., Nikitina E.Y., Chernysh E.V. V.P. Maslov's Approach to the Analysis of Rank Distributions. Russian Journal of Mathematical Physics, v. 28, N 1, 2021, pp. 56-65.

## ПОВЫШЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ ОБЪЕМНОГО ГЕНЕРАТОРА СИНТЕТИЧЕСКОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

А. П. Дубень, В. А. Сапожников

ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, г. Москва, [aduben@keldysh.ru](mailto:aduben@keldysh.ru)

В настоящее время одним из необходимых компонентов для вихреразрешающего моделирования течений разного уровня сложности является инструментарий по созданию нестационарных турбулентных пульсаций. Наиболее эффективным и широко распространенным решением при этом является использование синтетических источников турбулентности. Среди данного класса методик можно выделить генератор синтетической турбулентности STG, представленный в работе [1], сформулированный изначально для постановки в виде граничных условий на входе. Он позволяет получать адекватные физические турбулентные поля на сравнительно небольшом расстоянии вниз по потоку от области задания источника (например, для пограничного слоя – 3-5 толщин). В работе [2] была предложена методика задания STG в виде распределенного объемного источника (Volume STG, VSTG). Формулировки STG и VSTG используют приближенные распределения тензора рейнольдсовых напряжений  $\tau_{ij}$ , получаемое (обычно) в рамках подхода RANS, а также некоторую характерную скорость конвективного переноса  $U_0$ . Эти величины обычно получаются либо с помощью дополнительного расчета, либо в рамках двухзонного RANS-LES подхода. В работах [1, 2] методика (V)STG была сформулирована в предположении, что направление потока соответствует направлению оси координат  $OX$ . Однако для многих задач, в частности, задач турбомашиностроения, достаточно сложно определить значения  $\tau_{ij}$  и  $U_0$  априори. К тому же рейнольдсовые напряжения могут меняться по времени, например, вследствие воздействия следа от лопатки с предыдущего венца вверх по потоку относительно рассматриваемого.

Применение вихреразрешающего моделирования для решения задач турбомашиностроения инициировало работу по повышению технологичности объемного генератора синтетической турбулентности VSTG применительно к моделированию в рамках гибридных RANS-LES подходов семейства DES. Под технологичностью при этом понимается общая простота настройки и автоматизация работы источника пульсаций без качественного изменения методики и алгоритма его работы. Были выполнены следующие модификации: минимизация настроек по заданию источника для произ-

вольной задачи (возможность задания только приблизительной области источника); адаптация источника под произвольное направление потока; автоматическое задание определяющих параметров источника (рейнольдсовы напряжения, характерная конвективная скорость) из решения вверх по потоку; возможность динамического изменения турбулентных параметров в процессе счета в случае нестационарного течения вверх по потоку. Все разработки выполнены в рамках конечно-объемного вычислительного алгоритма для неструктурированных сеток, реализованного в параллельном гетерогенном программном комплексе NOISEtte. Внедрение всех процедур, связанных с работой VSTG, выполнено как в версии для центрального процессора, так и для GPU.

В докладе будут представлены детали реализации технологии VSTG и результаты ее тестирования на примере расчета канонических турбулентных течений, а также более сложной задачи, характерной для турбомашиностроения. Будут рассмотрены следующие течения: однородная изотропная турбулентность, пограничный слой на плоской пластине, слой смешения. Эффективность методики будет продемонстрирована на расчете течения возле турбинной решетки лопаток Т106С, для которой имеются надежные экспериментальные и расчетные данные. При этом будут представлены результаты расчетов как для случая стационарного однородного входного потока с высоким уровнем турбулентности, так и для случая потока с периодическим возмущением, воспроизводящим след от предыдущей ступени турбины.

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 25.04.2022 № 075-15-2022-330). Вычисления проводились с помощью гибридного суперкомпьютера К60, установленного в Суперкомпьютерном Центре коллективного пользования ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

## Литература

1. Shur, M. et al. Synthetic Turbulence Generators for RANS-LES Interfaces in Zonal Simulations of Aerodynamic and Aeroacoustic Problems. *Flow Turbul. Combust*, vol. 93, 2014, pp. 63–92.
2. Shur, M. et al. Improved Embedded Approaches. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, v. 134, 2017, pp. 65–69.

## РАЗРАБОТКА WMLES МОДЕЛИ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЙ С ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫМ ПЕРЕХОДОМ

А.А. Матюшенко<sup>1</sup>, А.В. Гарбарук<sup>1</sup>, Е.К. Гусева<sup>2</sup>,  
Ф.Р. Менгер<sup>2</sup>, А.С. Стабников<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого (СПбПУ), Санкт-Петербург, [aleksei@matyushenko.ru](mailto:aleksei@matyushenko.ru)

<sup>2</sup>ANSYS Germany GmbH

Применение метода моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation – LES) для расчета пристеночных течений ограничено необходимостью использования чрезвычайно мелких сеток в непосредственной близости от стенки. Поэтому на практике зачастую используется метод LES с пристеночным моделированием (Wall Modeled LES – WMLES), позволяющий существенно сократить размер вычислительных сеток по сравнению с LES, что приводит к кардинальному уменьшению вычислительных затрат.

В тоже время, большинство практических приложений задач внешней аэродинамики не являются полностью турбулентными, а содержат области ламинарного течения и участки ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП). Для расчета таких течений в рамках WMLES необходимо тем или иным образом создавать разрешенные турбулентные пульсации на входе в LES область, т.е. в области ЛТП, что существенно усложняет технологию расчета. Этого можно избежать в том случае, когда ЛТП является отрывным (отрыв ламинарного пограничного слоя с последующим присоединением турбулентного потока), поскольку неустойчивость Кельвина-Гельмгольца в оторвавшемся слое смешения приведет к развитию разрешенных турбулентных возмущений. Это открывает возможность расчета таких течений с использованием единой WMLES модели во всей области, однако при этом необходимо обеспечить «правильное» ее функционирование во всем течении, включающем ламинарный участок, переходную область и турбулентный поток. Настоящая работа посвящена разработке именно такой WMLES модели.

Поскольку модель «активна» во всем потоке, для правильного описания отрывного ЛТП она должна предсказывать нулевую

турбулентную вязкость в области ламинарного течения и на переходном участке, а после появления разрешенных турбулентных пульсаций (в турбулентной области) удовлетворять требованиям к традиционным WMLES моделям.

Предлагаемая модель базируется на недавно предложенной авторами настоящей работы алгебраической WMLES модели aWM- $\sigma$  [1], в которой турбулентная вязкость рассчитывается путем взвешивания RANS и LES вязкостей  $\nu_t = f_{sw}\nu_{t,RANS} + (1 - f_{sw})\nu_{t,LES}$ . Весовая функция  $f_{sw}$  построена таким образом, чтобы «переключить» модель в RANS режим в пристеночной части потока, где расчетная сетка недостаточно подробно для LES расчета, и определяется выражением  $f_{sw} = e^{-\left(\frac{C_{w1}d_w}{h_{max}}\right)^{C_{w2}}}$  ( $h_{max}$  — максимальная длина ребра ячейки,  $d_w$  — расстояние до ближайшей стенки,  $C_{w1}=2.45$  и  $C_{w2}=2.0$  — эмпирические константы, значения которых были подобраны при решении задачи об установившемся турбулентном течении в плоском канале). В LES подобласти для вычисления  $\nu_{t,LES}$  используется подсеточная модель  $\sigma$  [2], а в RANS подобласти применяется модель Прандтля  $\nu_{t,RANS} = f_{wd}(0.41d_w)^2S$ , где  $S$  — инвариант тензора скоростей деформации, а функция  $f_{wd}$  необходима для описания профиля скорости в буферной области между вязким подслоем и логарифмическим участком. Эффективность этой модели при расчете установившегося течения в канале продемонстрирована на рис. 1 ниже.

Причиной выбора модели aWM- $\sigma$  в качестве основы для разрабатываемой модели является то, что эта модель обеспечивает нулевую турбулентную вязкость в LES подобласти вплоть до возникновения разрешенных турбулентных структур за счет использования подсеточной  $\sigma$  модели в этой подобласти. Таким образом, для описания течений с ЛТП необходимо модифицировать модель aWM- $\sigma$  таким образом, чтобы она предсказывала нулевую турбулентную вязкость в RANS подобласти вверх по потоку от положения ЛТП. Для этого необходим локальный безразмерный критерий, позволяющий однозначно определить, находится ли точка в ламинарном пограничном слое вверх по потоку от ЛТП или в турбулентном пограничном слое вниз по потоку от него. К сожалению, такого критерия сформулировать не удалось.

Наиболее эффективным оказался безразмерный критерий  $\bar{D}_\sigma = \min\left(\frac{25D_\sigma}{\sqrt{0.5(S^2 + \Omega^2)}}, 1\right)$  ( $\Omega$  — модуль тензора завихренности), осно-

ванный на использовании оператора  $\sigma$  модели  $D_\sigma$  [2], который позволяет однозначно определить наличие турбулентного контента в LES подобласти, однако в RANS подобласти он недостаточно эффективен. Для передачи информации о наличии турбулентного контента из LES подобласти в RANS подобласть был использован прием, применявшийся в модели ЛТП  $\gamma$ - $Re_\theta$  [5], заключающийся в использовании дополнительного уравнения переноса, в котором значительный вклад вносит диффузионное слагаемое.

Турбулентная вязкость в итоговой модели, aWM- $\sigma$ - $D_\sigma$ , вычисляется по формуле  $\nu_t = \nu_{t,RANS} f_{sw} I_{LT} + \nu_{t,LES} (1 - f_{sw})$ , где  $I_{LT} = \tanh((\min(10 \cdot \phi, 10))^2)$ , а для определения величины  $\phi$  используется следующее уравнение переноса

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i \phi)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left( 10(\nu_t + \nu) \frac{\partial \rho \phi}{\partial x_i} \right) + S \cdot F \left( \phi, \tilde{D}_\sigma, \frac{d_w}{h_{max}}, \frac{\nu_t}{\nu} \right).$$

Для тестирования предложенной модели aWM- $\sigma$ - $D_\sigma$  были рассмотрены три задачи. Первая из них представляет собой периодическое полностью турбулентное течение в плоском канале при разных числах Рейнольдса (рис. 1). Видно, что результаты, полученные с использованием модифицированной модели, совпадают с результатами оригинальной модели aWM- $\sigma$  и хорошо согласуются с экспериментальной корреляцией.

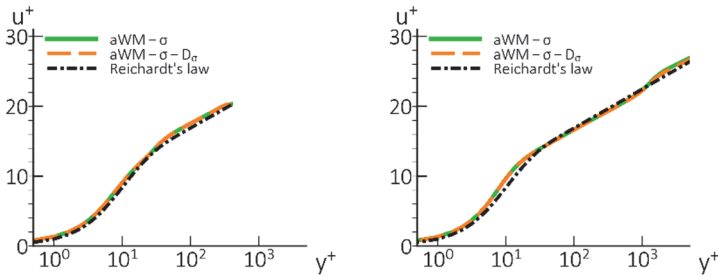


Рис. 1. Сравнение профилей скорости для периодического течения в плоском канале при  $Re_\tau=395$  (слева) и  $Re_\tau=18000$  (справа), полученных с использованием моделей aWM- $\sigma$  и aWM- $\sigma$ - $D_\sigma$ , с эмпирической корреляцией

Кроме того, было рассмотрено два течения с отрывным ЛТП, на которые ориентирована разработанная модель, а именно течение в пограничном слое при наличии градиента давления [3] и обтекание профиля Eppler-387 [4] при числах Рейнольдса



$Re_c = (1-3) \cdot 10^5$  и нулевом угле атаки. Видно, что для обоих течений результаты, полученные с использованием модели aWM- $\sigma$ - $D_\sigma$ , хорошо согласуются с референсными данными, а модель aWM- $\sigma$  существенно искажает решение на ламинарном участке, что приводит к смещению ЛТП вниз по потоку (см. рис. 2).

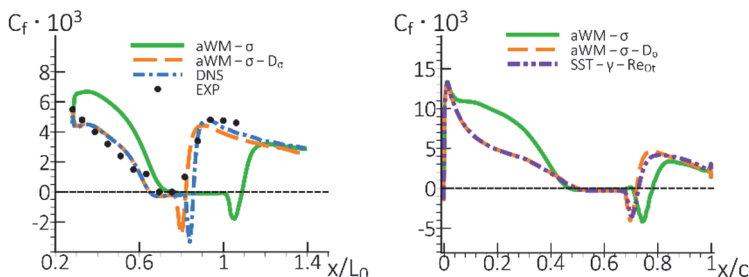


Рис. 2. Сравнение коэффициента трения в пограничном слое с градиентом давления (слева) и на крыловом профиле Eppler-387 (справа), рассчитанного с использованием моделей aWM- $\sigma$  и aWM- $\sigma$ - $D_\sigma$ , с результатами эксперимента, DNS и модели ЛТП [5]

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках реализации программы Научного центра мирового уровня по направлению «Передовые цифровые технологии» СПбПУ (соглашение № 075-15-2022-311 от 20.04.2022 г.) с использованием вычислительных ресурсов суперкомпьютерного центра СПбПУ «Политехнический».

## Литература

1. Menter, F. et al. A Family of Wall-Modeled Large Eddy Simulation Formulations // 14th International ERCOFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements. 2023, Barcelona, Spain.
2. Nicoud, F., Toda, H.B., Cabrit, O., Bose, S., Lee, J. Using singular values to build a subgrid-scale model for large eddy simulations. Physics of Fluids, 2011, V. 23.
3. Volino R.J., Hultgren L.S. Measurements in Separated and Transitional Boundary Layers Under Low-Pressure Turbine Airfoil Conditions // Journal of Turbomachinery, 2001, V. 123. pp. 189–197.

4. Mcghee W., Betty S., Millard B.F. Experimental Results for the Eppler 387 airfoil at Low Reynolds Numbers in the Langley Low-Turbulence Pressure Tunnel, Technical Memorandum (TM) October 1988. 234 p.
5. Langtry, R.B., Menter, F.R., Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes // AIAA Journal, 2009, V. 47, N. 12.

---

**ДОКЛАДЫ ПО ТЕМЕ ТЗ**

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ  
ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ АЭРОАКУСТИКИ  
И НЕСТАЦИОНАРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОЙ  
АЭРОДИНАМИКИ, ВКЛЮЧАЯ  
ПРОЦЕССЫ ГЕНЕРАЦИИ,  
РАСПРОСТРАНЕНИЯ И СНИЖЕНИЯ  
ШУМА**



---

## **ДОКЛАДЫ ПО ТЕМЕ ТЗ.1**

**СТРУИ**



## **РАЗРАБОТКА МЕРОПРИЯТИЙ ПО СНИЖЕНИЮ ВНЕШНЕГО НЕСТАЦИОНАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК СОПЛА САМОЛЁТА**

Р.Г. Абдрашитов, О.Ю. Попов, **Е.А. Иванушкин**,

М.И. Андреев

*«ОКБ Сухого», г. Москва*

Конструкция самолёта вблизи сопла двигателя самолёта обычно испытывает повышенные акустические нагрузки от реактивной струи двигателя, взаимодействующей окружающей воздушной средой.

В процессе эксплуатации самолётов первых серий Су-57 был выявлен повышенный износ и частичное разрушение механизмов управления перемещением лепестков левого сопла (рис. 1).



Рис. 1. Выявленный износ конструкции соплового аппарата

Одной из причин является повышенная аэроакустическая нагрузка на элементы левого сопла из-за различных условий обтекания левого и правого сопла в силу асимметрии геометрии планера, вследствие установки разных устройств подкилевого забора воздуха и дефлектора (рис. 2) на левой стороне корпуса перед отверстием сброса воздуха из канала продува мотоотсека.

Для разработки рекомендаций по конструктивным доработкам для увеличения ресурса элементов сопла выполнена численная расчётная оценка влияния асимметрии геометрии самолета Су-57 на акустические характеристики при обтекании левого и правого сопла. Также были исследованы различные конструктивные решения способные повлиять на снижение пульсаций вблизи левого сопла. Было рассмотрено 15 различных расчётных случаев как с изменением расходных характеристик рис. 3 в канале продува мотоотсека, так и различных конструктивных решений рис. 4.

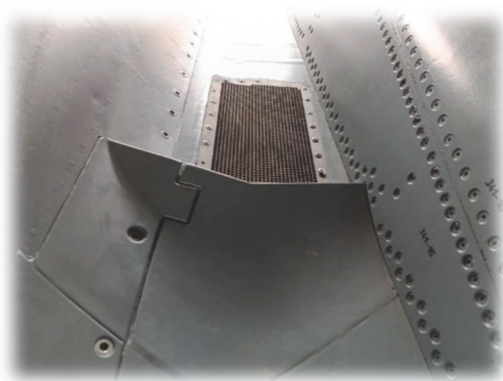


Рис. 2. Дефлектор канала продува мотоотсека

Численное моделирование внешнего обтекания планера (рис. 5) осуществлялось с использованием отечественного программного комплекса ЛОГОС. В процессе численных исследований применялись модификации гибридного RANS-LES метода отсоединенных вихрей – EDES и DDES.



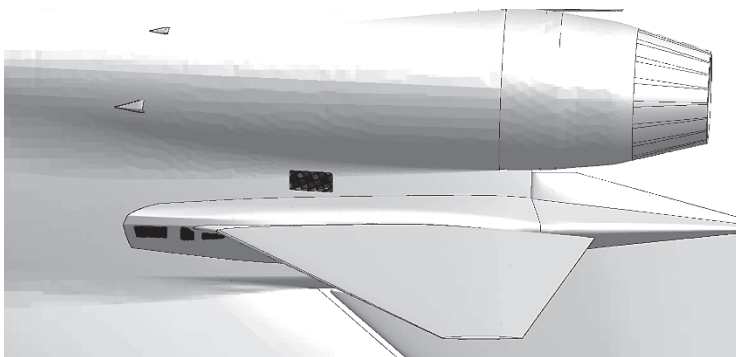


Рис. 3. Вариант изменения расходных характеристик канала продува мотоотсека с организацией дополнительных перфорированных сеток в подкилевом воздухозаборнике

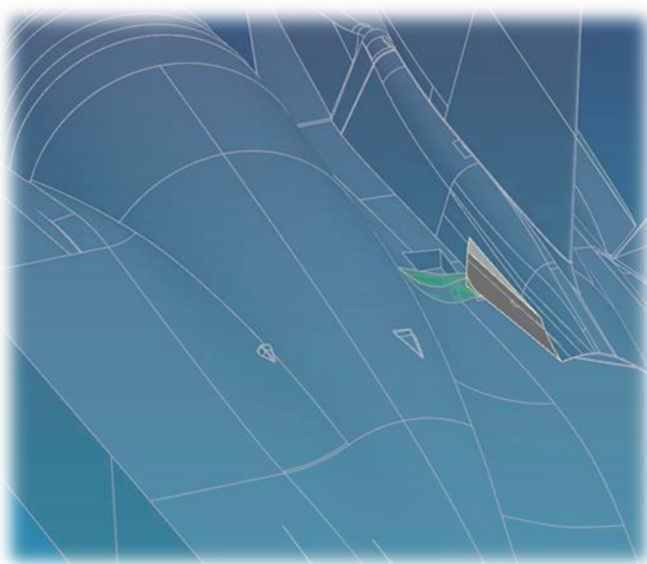


Рис. 4. Вариант изменения течения вблизи окна продува мотоотсека с организацией дополнительного дефлектора на подкилевом воздухозаборнике

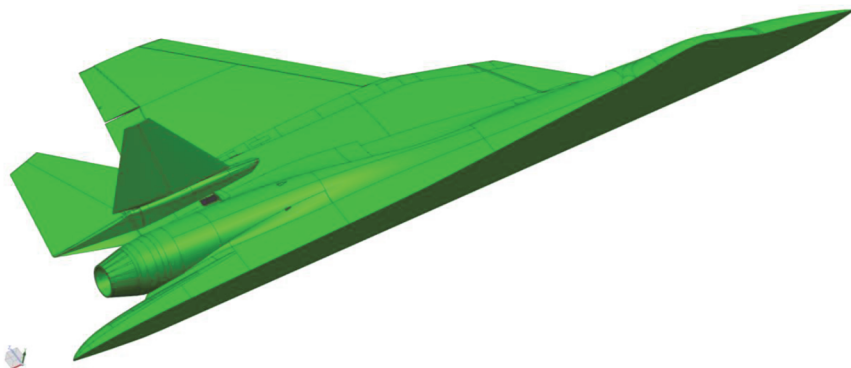


Рис. 5. Общий вид полумодели планера

По результатам газодинамических расчетов получены стационарные и нестационарные поля течений в исследуемых зонах, а также зависимости пульсаций давления от времени в контрольных точках в окрестности и на поверхности створок сопла (рис. 6).

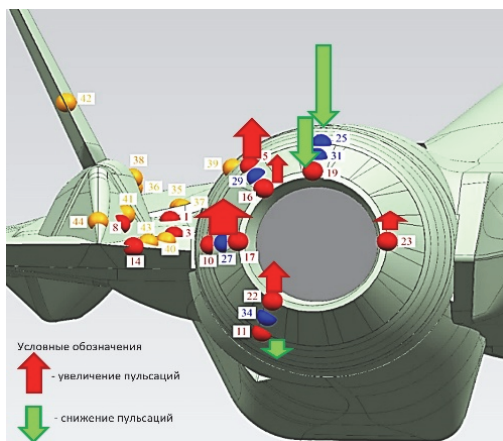


Рис. 6. Расположение контрольных точек на левом сопле

На основе проведенных исследований было выявлено, что решением является снятие с планера дефлектора перед окном выброса воздуха из канала продува мотоотсека, что приводит к снижению пульсационной нагрузки вблизи лопаток левого сопла.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ И АНАЛИЗ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ШУМА НАГРЕТЫХ ДОЗВУКОВЫХ И СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ

И.В. Беляев, **О.П. Бычков**, В.Ф. Копьев, И.Ю. Миронюк,  
Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев  
*ФАУ ЦАГИ, Москва, oleg.bychkov@tsagi.ru*

Исследование шума турбулентных струй продолжается уже около 70-ти лет, однако общепринятая теория процесса шумообразования до сих пор отсутствует. При этом особый интерес представляет исследование шума нагретых струй, поскольку именно при таких условиях работают настоящие реактивные двигатели. В большинстве экспериментальных исследований в заглушенных камерах и при построении соответствующих моделей источников шума, ввиду сложности организации процесса подогрева, рассматривались изотермические, так называемые «холодные» струи (например, [1-3]). Поэтому, хотя для нагретых струй накоплен определенный экспериментальный материал и выявлены основные тенденции влияния температуры на их акустические характеристики [4], степень детализации проведенных исследований остается весьма низкой по сравнению с таковой для холодных струй.

В рамках модернизации уникальной научной установки «Заглушенная камера с потоком АК-2» ФАУ «ЦАГИ», проведенной в 2021-2023 гг. при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, реализована возможность детального исследования характеристик шума струй в широком диапазоне скоростей их истечения и температур нагрева (рис. 1). В работе представлены результаты предварительного исследования акустических характеристик струй в диапазоне чисел Маха  $0.4 \leq M \leq 2$  и температур торможения  $298\text{K} \leq T^* \leq 523\text{K}$ .

Первичный анализ полученных экспериментальных данных продемонстрировал основные известные тренды по изменению шума струи при её нагреве. Впервые была выполнена подробная азимутальная декомпозиция шума нагретых струй. Показано, что для сверхзвуковой струи, истекающей из сопла с расчетным числом Маха  $M = 2$ , нагревание от температуры  $T^* = 298\text{ K}$  до

$T^* = 498$  К при фиксированном расчетном перепаде давления  $\pi_s = 7.82$  приводило к равномерному увеличению шума в дальнем поле без изменения в азимутальном составе (рис. 2). При этом постепенный сдвиг максимума излучения в область больших углов  $\theta$  от оси струи, как и увеличение общего уровня шума, связано с увеличением фактической скорости истечения струи при её нагреве.



Рис. 1. Экспериментальное исследование шума турбулентной нагреваемой струи в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ с помощью метода азимутальной декомпозиции

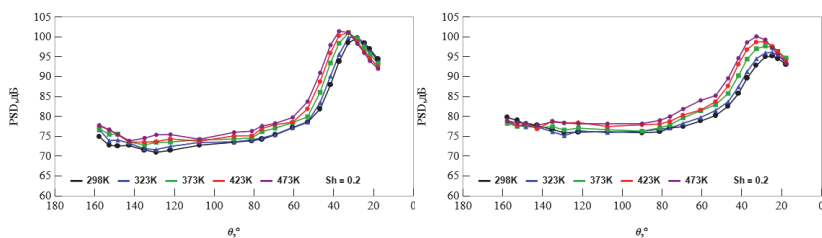


Рис. 2. Изменение направленности азимутальных мод на цилиндрической поверхности в дальнем поле для числа Струхала  $St = 0.2$  при различной температуре струи (на графиках указана полная температура в струе). Слева – осесимметричная мода; справа – первая азимутальная мода.  $M = 2$ , расчетный режим.

Для дозвуковых струй в эксперименте имелась возможность сравнения акустических характеристик холодной и нагретой струи при фиксированной скорости истечения. Таким образом было получено, что для струи малой скорости её нагрев приводит к модификации азимутального состава 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 азимутальной направленности был получен впервые и сигнализирует о появлении нового дополнительного источника шума дипольного характера в случае нагретой струи.

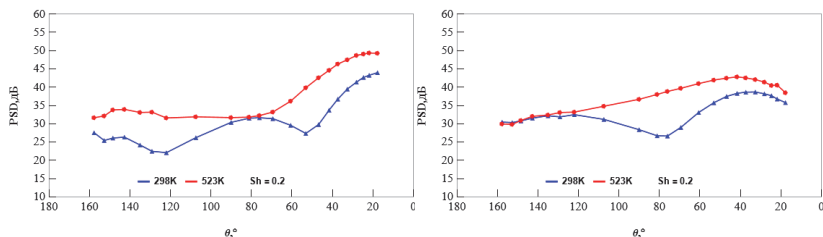


Рис. 3. Изменение направленности азимутальных мод на цилиндрической поверхности в дальнем поле для числа Струхала  $St = 0.2$  при различной температуре струи. Слева – осесимметричная мода; справа – первая азимутальная мода. Акустическое число Маха  $Ma = 0.4$ .

В акустическом отделении ЦАГИ также проводится численное моделирование шума нагретых струй, что при тщательной валидации собственного кода на полученных новых экспериментальных данных позволит получить дополнительную информацию, в том числе о тонких характеристиках энтропийного источника шума.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 21-71-30016).

## Литература

1. V. Kopiev, S. Chernyshev. Correlation model of quadrupole noise sources in turbulent jet: effect of refraction. AIAA paper. 2015. 2015-3130.
2. A.V. Cavalieri, P. Jordan, T. Colonius, Y. Gervais. Axisymmetric superdirectivity in subsonic jets. J. Fluid Mech, v. 704., 2012, pp. 388-420.
3. Бычков О.П., Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф., Фараносов Г.А., Чернышев С.А. О двух подходах к моделированию шума низкоскоростных дозвуковых струй, т.506, №1, 2022, с. 16-25.
4. A. Khavaran, D.C. Kenzakowski, A.F. Mielke-Fagan. Hot jets and sources of jet noise. IJA, v. 9, No.4-5, 2010, pp. 491-532.

# МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСТЕЧЕНИЯ ДВУХКОМПОНЕНТНЫХ ГАЗОВЫХ СТРУЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ КВАЗИГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УРАВНЕНИЙ

И.И. Бут<sup>1,2</sup>, А.С. Епихин<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Институт системного программирования РАН, Москва

<sup>2</sup>Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН,  
Москва

Исследование уровня шума от струйных течений разных газов по-прежнему остаётся важной и актуальной задачей. В данной работе проведено численное моделирование и выявлены особенности структур истечения воздуха, водорода и аргона распространяющихся в пространство, затопленное воздухом при значениях параметров числа Маха  $M = 2.1$  и числа Рейнольдса  $Re = 70000$  [1]. Численное моделирование проводится с использованием решателя `reactingQGDFoam` [2] на базе регуляризованных уравнений газовой динамики [3] реализованного в открытом пакете `OpenFOAM`. Для оценки акустических характеристик исследуемых струй используется интегральная аналогия Фокса Вильямса-Хокинса [4], которая реализована в библиотеке `libAcoustics` [5, 6].

Рассматривается задача об истечении из круглого сопла диаметром  $d = 0.01$  м свободных, идеально расширенных струй воздуха, водорода и аргона в пространство, затопленное воздухом. Расчетная область представляла собой прямоугольный параллелепипед, в котором выходная граница удалена на  $100d$ , боковые - на  $20d$ , где  $d$  – диаметр среза сопла. Входная граница соответствовала срезу круглого сопла и совпадает с началом координат. Дополнительно выполнено сгущение расчетной сетки на  $30d$  вниз по потоку (рис. 1).

Исходя из рекомендаций, представленных в работах [7, 8], в области измельчения использовалась расчетная сетка с разрешением 32 ячейки на диаметр сопла. Расчетная сетка содержит порядка 30 млн. Виртуальные микрофоны располагались на расстоянии  $R = 40d$ , угол положения микрофонов  $\theta$  задавался от 15 до 90 градусов. В решателе `reactingQGDFoam` применялись следующие настроечные параметры, которые определены в работе [7]:  $\alpha_{QGD} = 0.15$ ,  $Sc_{QGD} = 0$ .

Результаты валидации используемого подхода и сравнение с экспериментальными данными при истечении струи воздуха показана на (рис. 2). В работе применялась открытая контрольная поверхности для расчета акустического давления исходя из рекомендаций, представленных в работах [9]. На (рис. 2,б) показана направ-

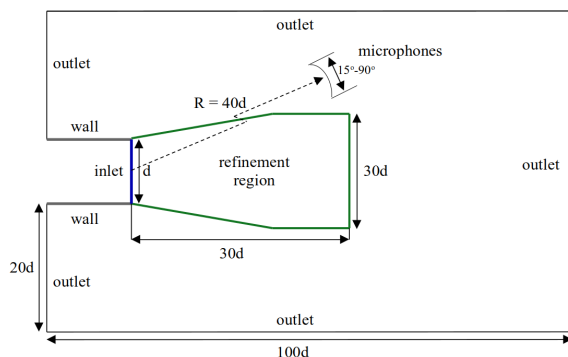


Рис. 1: Схема расчётной области

ленность уровня звукового давления, можно видеть, что у струи водорода значительно выше уровень шума и угол направленности акустического даавления.

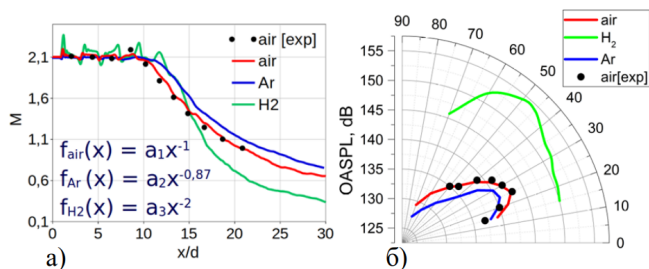


Рис. 2: Результаты моделирования: а)распределение числа Маха вдоль оси струи; б)направленность уровня звукового давления

Работа выполнена при поддержке Московского центра фундаментальной и прикладной математики, Соглашение с Министерством науки и высшего образования РФ № 075-15-2022-283.

## Литература

1. T.R. Troutt, D.K. McLaughlin. Experiments on the flow and acoustic properties of a moderate Reynolds-number supersonic jet. J. Fluid Mech. v.116, 1982, pp. 123–156
2. QGDSolvers: <https://github.com/unicfdlab/QGDSolver>, по состоянию на 31.05.2024

3. Т.Г. Елизарова. Квазигазодинамические уравнения и методы расчёта вязких течений. 2007
4. G. Brès, F. Pérot, D. Freed. A Ffowcs Williams-Hawkins solver for Lattice-Boltzmann based computational aeroacoustics. AIAA Paper., 2010, pp. 3711.
5. A. Epikhin, I. Evdokimov, M. Kraposhin, M. Kalugin, S. Strijhak. Development of a dynamic library for computational aeroacoustics applications using the OpenFOAM open source package. Procedia Computer Science, v.66, 2015, pp. 150-157.
6. libAcoustics library, <https://github.com/unicfdlab/libAcoustics>, по состоянию на 31.05.2024
7. A. Epikhin, M. Kraposhin. Prediction of the Free Jet Noise Using Quasi-gas Dynamic Equations and Acoustic Analogy. Lecture Notes in Computer Science, v.12143, 2020.
8. A. Epikhin, I. But. Numerical Simulation of Supersonic Jet Noise Using Open Source Software //ICCS Cham: Springer Nature Switzerland, v.14077, 2023, pp. 292-302.
9. M.L. Shur, P.R. Spalart, and M.K. Strelets. Noise prediction for increasingly complex jets. Part I: Methods and tests. International journal of aeroacoustics v.4.3, 2005, pp. 213-245.



# **ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ИНТЕНСИВНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ШУМОВ НА СТАДИИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ РАЗВИТЫХ РАЗРЫВОВ**

**С.Н. Гурбатов, И.Ю. Демин**

*Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского,  
г. Нижний Новгород, demin@rf.unn.ru*

Распространение интенсивных акустических шумовых волн (например, реактивный шум – Jet Noise) в слабодиспергирующих средах описывается обобщенным уравнением Бюргерса (УБ) [1, 2]. Обобщенное УБ описывает три физических эффекта, влияющих на форму и амплитуду распространяющейся волны: динамическую нелинейность, вязкое затухание и геометрическую расходимость.

Для начального шумового поля УБ не имеет точного аналитического решения, и задача о эволюции нелинейных случайных процессов решается численными методами, например, предложенной в данном докладе разностная схемой в спектральной области с использованием быстрого преобразования Фурье (БПФ). Предложенная схема численного решения позволила рассмотреть эволюцию нелинейных случайных волн в случае сильной нелинейности и слабой сферической расходимости волны.

Применительно к вычислительным задачам аэроакустики в докладе представлен обзор результатов численного моделирования распространения интенсивных акустических шумов на стадии развитых разрывов, когда формируется автомодельный спектр интенсивных шумов. В докладе приведены оценки для модельных и реальных экспериментов по распространению плоских и сферических регулярных и шумовых волн, а также предложен метод определения характеристик начального спектра по результатам измерения шума на дальних трассах от источника.

Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (ГосЗадание № FSWR-2023-0031).

## **Литература**

1. Гурбатов С.Н., Руденко О.В., Саичев А.И. Волны и структуры в нелинейных средах без дисперсии. Приложения к нелинейной акустике. – М.: Физматлит, 2008.

# **АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ УЗЛА ПОДВЕСКИ ДВИГАТЕЛЯ ПОД КРЫЛОМ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА С УЧЁТОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПЛАНЕРА И РЕАКТИВНОЙ СТРУИ**

**Д. И. Дугин, Е. С. Матяш, А. А. Савельев**

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора  
Н.Е. Жуковского, Жуковский, andrey.savelyev@tsagi.ru*

В сфере авиационного двигателестроения прослеживается тенденция к использованию двигателей с высокой степенью двухконтурности, что способствует повышению энергоэффективности и экологичности силовой установки. Однако увеличение степени двухконтурности двигателя ведёт к увеличению его диаметра, что вызывает две проблемы, способные свести на нет преимущества такого двигателя: повышение внешнего сопротивления двигателя и возникновение отрицательной аэродинамической интерференции с планером самолёта. В качестве решения первой проблемы рассматривается создание компактных мотогондол и ламинаризация обтекания двигателя [1]. Решение второй проблемы требует моделирования полной конфигурации летательного аппарата, включая фюзеляж, крыло, пилон и работающий двигатель [2], что подразумевает проведение сложных и ресурсозатратных расчётов.

В настоящей работе проводится исследование аэродинамических особенностей интеграции двигателя с высокой степенью двухконтурности в облик магистрального самолёта. Рассматривается перспективный магистральный самолёт с овальным несущим фюзеляжем, средним расположением крыла и подкрыльевой компоновкой силовой установки. Аэродинамическое проектирование узла подвески двигателя выполняется на основе расчётов течения методом RANS. Для расчётов используется программа ZEUS, входящая в пакет прикладных программ EWT-ЦАГИ [3].

Показано, что реактивная струя оказывает значительное влияние на распределение давления на поверхности крыла и фюзеляжа, а ошибка в определении подъёмной силы и сопротивления компоновки без учёта струи (мотогондола с протоком) неприемлемо велика — около 5 %. Поэтому учёт влияния реактивной струи является необходимым элементом методики определения интегральных аэродинамических характеристик летательных аппаратов с ТРДД с раздельным истечением потоков.

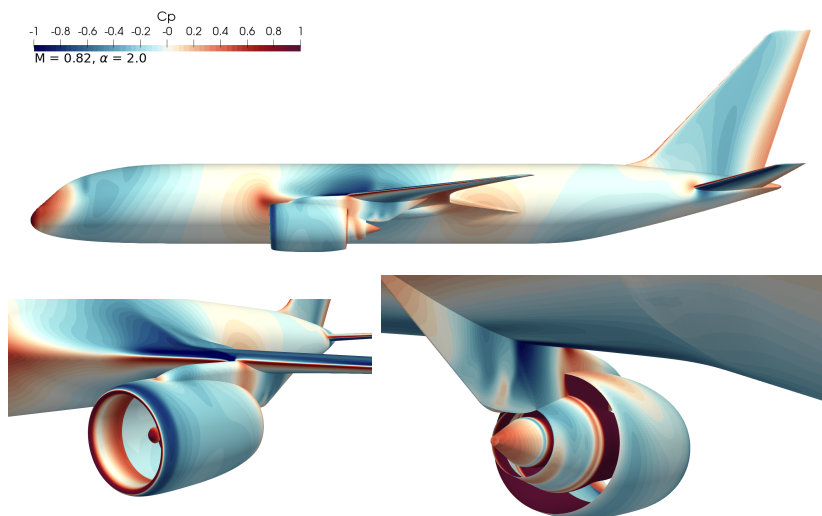


Рис. 1: Коэффициент давления на поверхности самолёта

## Литература

1. Матяш Е.С., Савельев А.А., Трошин А.И., Устинов М.В. Учёт влияния сжимаемости газа в  $\gamma$ -модели ламинарно-турбулентного перехода // Журнал вычислительной математики и математической физики. — 2019. — Т. 59, № 10. — С. 1779–1791.
2. Зленко Н.А., Матяш С.В., Михайлов С.В., Савельев А.А. Эмпирико-математические модели в задаче оптимального аэродинамического проектирования узла подвески мотогондолы под крылом самолёта // Учёные записки ЦАГИ. — 2018. — Т. XLIX, № 2. — С. 62–77.
3. Босняков С.М. Концепция программного продукта EWT-ЦАГИ и основные этапы её развития // Труды ЦАГИ. — 2007. — № 2671. — С. 3–19.

# ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ RANS/ILES(I) МЕТОДА НА ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ВОЗДУХА

А.С. Жигалкин, Д.А. Любимов

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва, E-mail: lyubimov@ciam.ru

Для комбинированного RANS/ILES(i) метода высокого разрешения [1] предложены способы улучшения разрешения высоких частот на дозвуковых скоростях с помощью умножения диффузионной части схемы Роу на коэффициент, зависящий от числа Маха. В первом варианте он определялся следующим образом:  $F_{mloc} = C_m + (1 - C_m)(1 - (1 - \min(1, M_{loc}))^{P1})^{P2}$ , где:  $M_{loc} = \min(1, M)$ ,  $C_m = 0.1-1$ ,  $P1 = P2 = 2$ . Во втором варианте для расширения области малых значений функции  $F_{mloc}$  выбрано:  $P1 = 2.2$ ,  $P2 = 8$ . Введена функция  $F_{om} = 1 + (C_{om} - 1)\min(1, (|\Omega|/C_{oref})^{P3})$ , где  $P3 = 2$ ,  $C_{om} = C_m$ ,  $C_{oref} = 0.1-0.8$ . Она позволяет избежать уменьшения схемной вязкости при малой завихренности  $\Omega$ . Коэффициент при диффузионной части схемы Роу имеет вид:  $F_{sum} = \max(F_{mloc}, F_{om})$ . В области RANS снижения схемной вязкости не требуется и  $F_{sum} = 1$ .

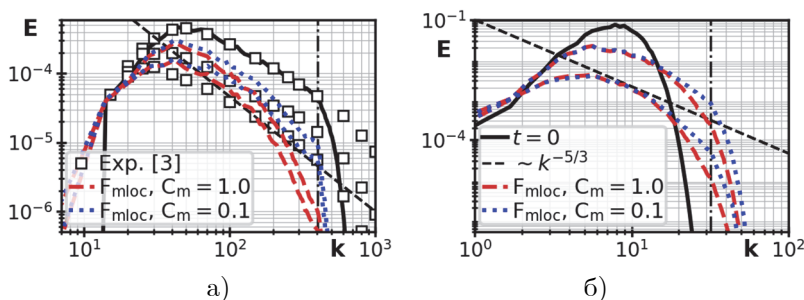


Рис. 1. Энергетические спектры в разные моменты времени для режима 1 (а) и режима 2 (б); вариант 1

Были выполнены расчеты распада однородной изотропной турбулентности при турбулентных числах Маха  $M_t$ , описанными в [2]:  $M_t \ll 1$ ,  $M_t = 0.3$ ,  $M_t = 1.2$  (режимы 1, 2 и 3 соответственно). Далее будут представлены наиболее значимые результаты. На рис. 1 для варианта 1 (функция  $F_{mloc}$ ) приведены энергетические спектры на режимах 1 и 2 в разные моменты времени. Видно, что сильнее всего подъем на высоких частотах наблюдается для

режима 1:  $M_t \ll 1$ . На режиме 2 улучшение также наблюдается, но в меньшей степени. Для режима 3 подъем на высоких частотах заметен на дозвуковых режимах. Иллюстрацией разрешения вихревых структур может служить Q-критерий. На рис. 2 он показан окрашенным в цвета числа  $M$  на режиме 1. Видно, что при  $C_m=0.1$  достигается заметное увеличение количества мелких вихревых структур по сравнению базовым вариантом с  $C_m=1$ .

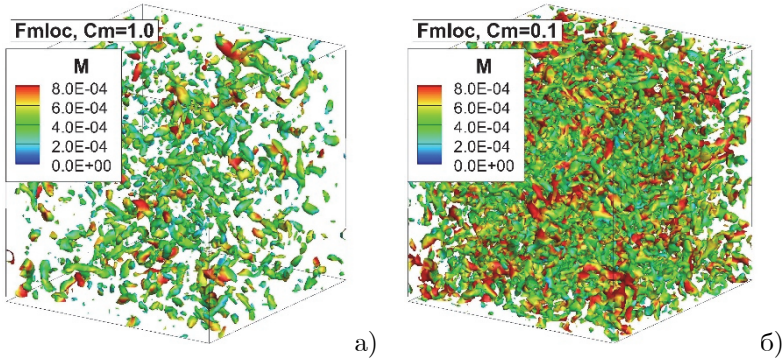


Рис. 2. Исоповерхности Q-критерия, окрашенные в цвета чисел Маха для режима 1 для исходного (а) варианта и варианта 1 (б)

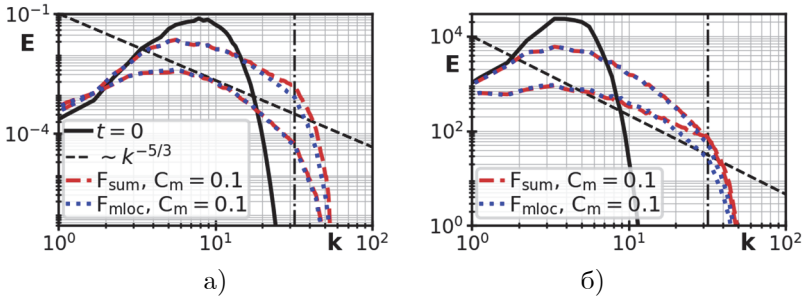


Рис. 3. Энергетические спектры в разные моменты времени для режима 2 (а) и режима 3 (б)

Вариант 2 дал на этом режиме такие же результаты, как и вариант 1, поскольку  $F_{sum}$  и  $F_{mloc}$  практически совпадают. На режиме 2 при использовании варианта 2 наблюдается некоторое увеличение мелких вихревых структур, поскольку  $M_t=0.3$  функции  $F_{sum}$  и  $F_{mloc}$  близки. Это видно на рис. 3а. При увеличении времени и уменьшении числа Маха кривые для обоих вариантов совпадают. Различия наблюдаются лишь для малых моментов времени. Это

также видно и на рис. 4а и 4б, где для момента времени, соответствующего верхней паре кривых рис. 3а, показаны поля  $Q$ -критерия, окрашенные в цвета числа  $M$ . Видно, что для варианта 2 населенность мелкими вихрями больше.

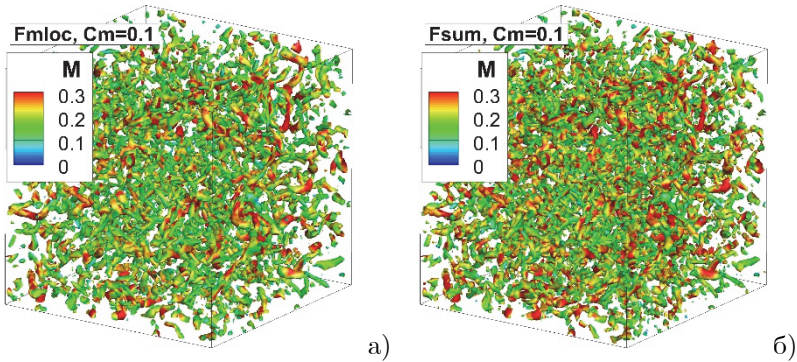


Рис. 4. Исоповерхности  $Q$ -критерия, окрашенные в цвета чисел Маха для режима 2. Сравнение вариантов 1 (а) и 2 (б).

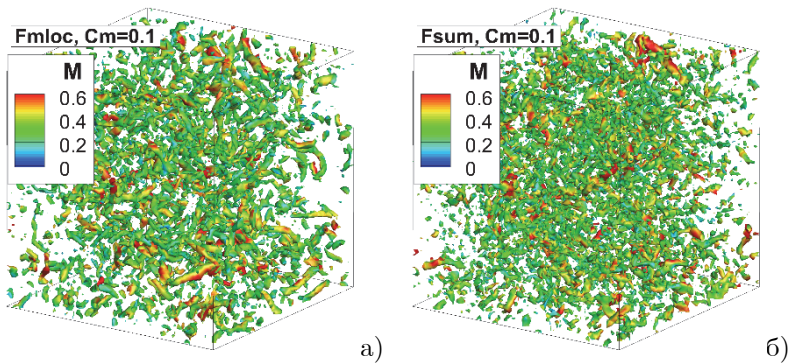


Рис. 5 Исоповерхности  $Q$ -критерия, окрашенные в цвета чисел Маха для режима 3. Сравнение вариантов 1 (а) и 2 (б).

Для режима 3, энергетические спектры которого показаны на рис. 3б, на дозвуковых скоростях вариант 2 позволяет улучшить разрешение мелких вихревых структур. Подтверждением этого служат рисунки 5а и 5б, на которых показаны поля  $Q$ -критерия, окрашенные в цвета числа  $M$ . Видно, что максимальные значения  $M$  достигают 0.6. На этом режиме функция  $F_{\text{sum}}$  демонстрирует лучшие результаты по сравнению с  $F_{\text{mloc}}$ .

Это показано на рис. 5, где шкала чисел Маха доходит до  $M=0.6$ . Видно, что в случае варианта 2 заметно возрастает количество мелких вихревых структур.

Для практических задач предложенный вариант 2 снижения схемной вязкости может быть эффективен для течений с  $M=0-0.7$ , в частности, для дозвуковых затопленных дозвуковых струй. Было рассчитано истечение струи из модельного сопла SMC000 [4]. Общее число ячеек составляло  $1.5 \cdot 10^6$ . Полные параметры на входе в сопло равнялись  $P_0=186.1$  КПа,  $T_0=300$ К, параметры внешней среды –  $P=100$  КПа,  $T=300$ К. На рис. 6а показано поле функции  $F_{\text{sum}}$ . Область малых значений функции находится только в слое смешения струи, т.е. там, где это актуально. На рис. 6б представлено мгновенное поле числа  $M$ . В ядре струи оно близко к  $M=1$ , поэтому  $F_{\text{sum}} \approx 1$ .

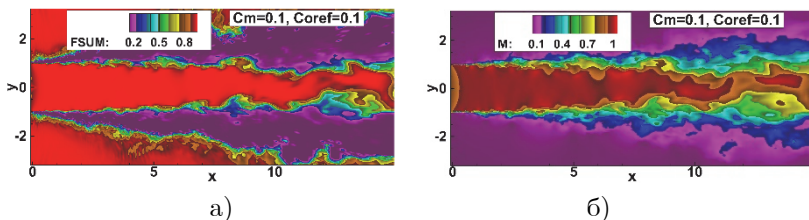


Рис. 6. Поле функции  $F_{\text{sum}}$  (а), мгновенное поле числа  $M$  (б)

Влияние функции  $F_{\text{sum}}$  на течение в струе хорошо видно на рис. 7. При  $C_m=1$  (рис. 7а) около среза сопла течение близко к стационарному, а завихренность быстро затухает. Для варианта 2 течение нестационарное почти от среза сопла, высокий уровень завихренности сохраняется на длине начального участка – рис. 7б.

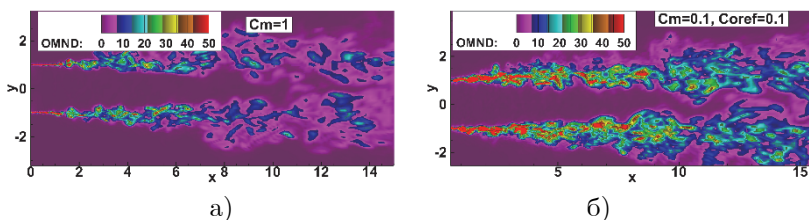


Рис. 7. Поле модуля завихренности в продольном сечении струи для исходного варианта (а) и варианта 2 (б)



## Литература

1. Любимов Д.А., Честных А.О. Исследование RANS/ILES-методом течения в высокоскоростном воздухозаборнике смешанного сжатия на различных режимах работы // ТВТ. 2018. Т. 56. № 5. С. 729–737.
2. Жигалкин А.С., Любимов Д.А. Анализ RANS/ILES-методом влияния турбулентности набегающего потока на течение в сверхзвуковом воздухозаборнике. Оценка диссипативных свойств разностной схемы на примере моделирования распада однородной изотропной турбулентности в рамках ILES // ТВТ. 2022. Т. 60. № 1. С. 63-75.
3. Compte-Bellot G., Corrsin S. Simple Eulerian time correlation of full- and narrowband velocity signals in grid-generated “isotropic” turbulence // JFM. 1971. V. 48. P. 273/
4. Bridges J., Brown C.A. Parametric Testing of Chevrons on Single Flow Hot Jets // 2004. AIAA pap. No. 2824.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КРУГЛОЙ НЕДОРАСШИРЕННОЙ СТРУИ

В.И. Запрягаев, А.Н. Кудрявцев, Д.В. Хотяновский

*Институт теоретической и прикладной механики*

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

*alex@itam.nsc.ru*

На основе численного решения уравнений Навье–Стокса проведено моделирование развития возмущений и перехода к турбулентности в нерасчетной струе, вытекающей из конвергентного (звукового) сопла, с числом Маха на срезе сопла  $M = 1$  при двух отношениях полного давления к давлению в окружающем пространстве  $N_{pr} = p_0/p_a = 5$  и 9. Параметры расчетов соответствуют условиям эксперимента, проведенного в Лаборатории экспериментальной аэрогазодинамики ИТПМ СО РАН. Численное моделирование проводится в трехмерной постановке с разрешением вихревой структуры течения. Расчеты проводились с помощью вычислительного кода NuCFS [1], разработанного в Лаборатории вычислительной аэродинамики ИТПМ СО РАН, с пространственной дискретизацией конвективных членов уравнений Навье–Стокса на основе WENO схемы сквозного счета 5-го порядка [2]. Использовалась расчетная область в виде усеченной пирамиды квадратного сечения с высотой  $L_x = 20 D$  вдоль оси струи  $x$  и размерами  $L_y = 8 D$ ,  $L_z = 8 D$  по нормальным осям  $y$ ,  $z$  в начальном сечении  $x = 0$ . Здесь  $D$  – диаметр струи в начальном сечении, который далее используется в качестве масштаба длины. Угол расширения пирамидальной расчетной области в продольном направлении равнялся  $7,5^\circ$ . Расчетная сетка сгущалась в области ядра и ближнего поля струи. Расчеты проводились на сетке  $N_x = 864$ ,  $N_y = 430$ ,  $N_z = 430$  (160 млн ячеек во всей расчетной области). На входной границе расчетной области, при  $x = 0$ , задавался кусочно-постоянный (ударный) профиль струи: при  $|y|, |z| \leq D/2$  задавались значения газодинамических переменных, соответствующие течению на срезе сопла; при  $|y|, |z| > D/2$  задавались значения, соответствующие окружающему газу. Параметры струи и окружающего газа соответствуют условиям эксперимента для недорасширенной струи с  $N_{pr} = 5$  и 9. Для лучшей определенности численной краевой

задачи, граничные условия на входной границе, соответствующие окружающему газу, задавались с добавлением фонового потока небольшой скорости, соответствующей числу Маха 0,05.

Визуализация поля течения, представленная на рис. 1 для случая  $N_{pr} = 5$ , показывает, что расчет воспроизводит основные детали среднего и пульсационного движения. Возмущения начинают быстро расти ниже по потоку от сечения, совпадающего с диском Маха в первой бочке струи. Течение быстро турбулизуется, причем рост неустойчивости, как и можно было ожидать, начинается на границе струи, а также во внутреннем слое смешения, исходящим из линии пересечения падающего висячего скачка, диска Маха и отраженного скачка. Такие наблюдаемые в эксперименте характерные особенности течения как интенсивное вихревое движение и крупномасштабные вихревые структуры присутствуют и в численных результатах.

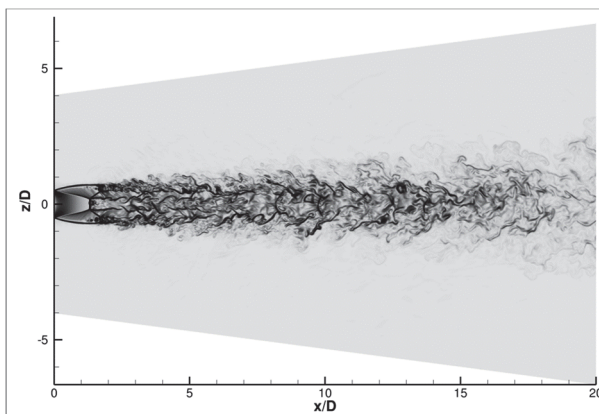


Рис. 1. Численная шпирен-визуализация мгновенного поля течения

На рис. 2 показаны численные шпирен-визуализации среднего и мгновенного поля течения в плоскости  $y = 0$  вблизи выходного сечения сопла. Очевидно, что, средняя и мгновенная картины течения сильно отличаются друг от друга. На среднем поле течения видна классическая ячеистая «бочкообразная» структура сверхзвуковой недорасширенной струи с несколькими бочками. Газ последовательно проходит через систему скачков уплотнения и волн разрежения. В двух первых бочках отражение скачков от оси является нерегулярным, и за двумя отчетливо видимыми дисками

Маха присутствуют замкнутые дозвуковые зоны, ограниченные в радиальном направлении кольцевыми слоями смещения, начинающимися на линиях пересечения трех ударных волн – падающего и отраженного скачков, диска Маха. В следующих бочках видимые диски Маха отсутствуют, и отражение от оси кажется регулярным. Хорошо известно, что в случае невязкого осесимметричного течения регулярное отражение от оси теоретически невозможно [3]. Тем не менее, подобные ударно-волновые конфигурации без видимого диска Маха постоянно наблюдаются в экспериментах даже при больших числах Рейнольдса [4]. Принято считать, что на самом деле в этих случаях реализуется нерегулярное отражение с очень маленьким диском Маха.

Из шпирен-визуализации мгновенного поля можно заключить, что течение в ядре струи остается ламинарным только до первого диска Маха. За ним в исходящем из тройной точки слое смещения развивается неустойчивость Кельвина–Гельмгольца, и формируются вихри. Возмущения распространяются на всю дозвуковую зону и воздействуют на сам диск Маха.

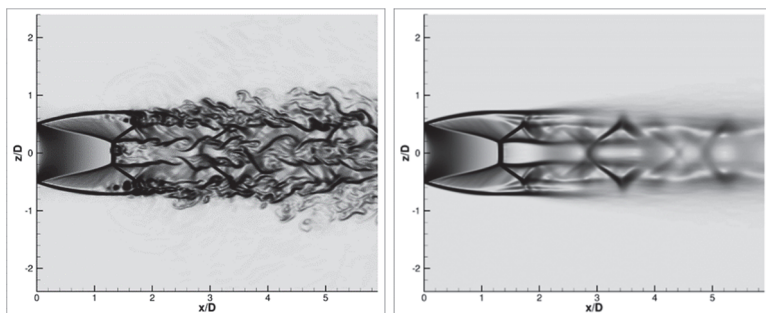


Рис. 2. Численный шпирен мгновенного и усредненного поля течения вблизи выходного сечения сопла

Еще раньше неустойчивость начинает развиваться в слое смещения на границе струи. Здесь также появляется типичная цепочка вихрей, граница струи становится нерегулярной, наряду с перемешиванием струи с окружающей средой происходят и выбросы газа во внешнее течение («берстинг»). Развиваются мелко-масштабные пульсации, возмущения во внешнем и внутреннем слое смещения сливаются, происходит переход к турбулентности во всей струе. При этом на фоне развитой турбулентности по-

прежнему присутствуют крупномасштабные вихри, очевидно играющие существенную роль в динамике струйного течения.

Более детальное количественное сопоставление можно выполнить, сравнивая измеренные в эксперименте распределения давления Пито с расчетными данными. На рис. 3 приведены распределения данной величины вдоль оси струи. Видно, что примерно до  $x/D = 2$  наблюдается хорошее согласие расчета и эксперимента. Ниже по потоку от этой точки давление Пито начинает возрастать. Эта тенденция прослеживается и в расчете, и в эксперименте, однако, расчетный график как бы сдвинут вниз по потоку относительно экспериментального.

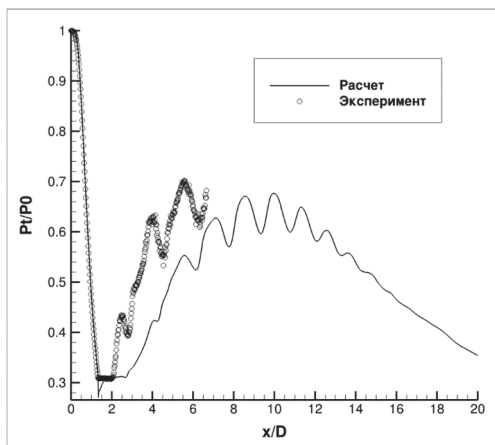


Рис. 3. Распределения давления Пито, отнесенного к давлению в форкамере, вдоль оси струи в эксперименте (символы) и в расчете (сплошная кривая) при  $N_{Pr} = 5$

Причина расхождения данных расчета и эксперимента, возможно, заключается в том, что после перехода к турбулентности в расчете не разрешаются все динамические масштабы вихревых движений, и, таким образом, игнорируются роль мелкомасштабных пульсаций в турбулентном перемешивании. Число Рейнольдса в данном случае весьма велико, поэтому прямое численное моделирование наверняка является недоразрешенным и фактически мы имеем моделирование методом крупных вихрей, без явной подсеточной модели, точнее роль такой модели играет присущая используемой схеме сквозного счета численная вязкость. Возможно, введение подсеточной модели могло бы улучшить согласие.

Работа поддержана РФФИ, грант 23-11-00258. Численное моделирование проводилось на гибридном вычислительном кластере ЦКП «Механика» ИТПМ СО РАН.

## Литература

1. A.A. Shershnev, A.N. Kudryavtsev, A.V. Kashkovsky, et al. A numerical code for a wide range of compressible flows on hybrid computational architectures. *Supercomputing Frontiers and Innovations*, v.9(4), 2022, pp. 85–99.
2. G.S. Jiang, C.-W. Shu. Efficient implementation of weighted ENO schemes. *J. Comput. Phys.*, v.126, 1996, pp. 202–228.
3. Курант Р., Фридрихс К. Сверхзвуковое течение и ударные волны. –М.: Изд-во иностр. литер. 1950.
4. Мельников Д.А. Отражение скачков уплотнения от оси симметрии. *Изв. АН СССР. Механ. и машиностр.*, №3, 1962, С. 24–30.

## ОСОБЕННОСТИ ИЗЛУЧЕНИЯ ЗВУКА СТРУЕЙ ЗА СОПЛОМ С ОДНОСТОРОННИМ РАСШИРЕНИЕМ ПОТОКА

В.Г. Зуйкова, В.П. Маслов, **А.К. Миронов**, Е.В. Мышенков  
ФАУ «Центральный Институт Авиационного Моторостроения им.  
П.И. Баранова», Москва, *akomir@mail.ru, aktironov@ciam.ru*

Проведено экспериментальное исследование шума струи за соплом с односторонним расширением потока. Предполагается, что плоское сопло для перспективного СПС объединяет выхлоп двух двигателей со смешением потоков и степенью двухконтурности порядка 2.2-2.6. С использованием 3-D печати была изготовлена модель сопла, с соотношением сторон 1:5. Фотография и схема продольного разреза модели приведены на рис. 1.

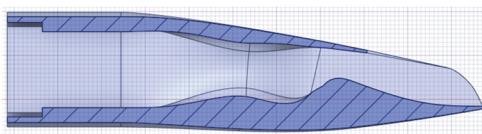
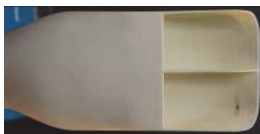


Рис. 1

Эксперименты проводились без подогрева струи, масштаб модели составлял  $\approx 1:30$ . Перепад давления варьировался в диапазоне  $\text{NPR}=1.7\text{-}2.4$ . С помощью  $1/4''$  конденсаторных микрофонов были определены треть-октавные спектры излучения и диаграммы направленности шума струй. Проведено сравнение с эталонным осесимметричным соплом, имеющим одинаковую площадь с площадью горла плоского сопла.

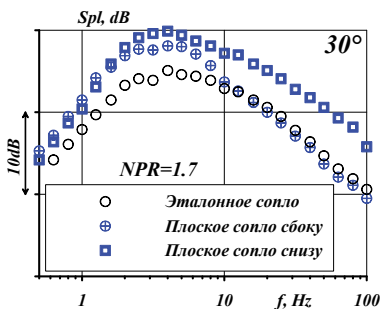


Рис. 2а

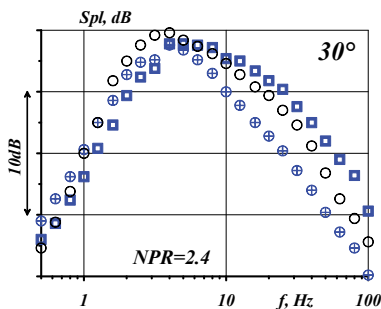


Рис. 2б

Результаты экспериментов показали, что при дозвуковых перепадах давления шум струи за плоским соплом превышает уровни акустического излучения струи за соплом осесимметричным. На рис. 2а показаны треть-октавные спектры шума осесимметричной струи (эталонное сопло) и спектры шума струи за плоским соплом, измеренные сбоку и снизу от клина расширения. Результаты приведены для полярного угла  $30^\circ$ . Видно, что частотные составляющие в области максимума спектров для плоского сопла на 5-6 dB выше, чем для эталонного. Здесь следует отметить, что исследованная конфигурация сопла была оптимизирована по параметру минимальных потерь тяги на крейсерском режиме работы двигателей. При переходе к сверхзвуковым режимам истечения разница между интенсивностью акустического излучения струй за плоским соплом уменьшается и при перепаде давления 2.4 (рис. 2б) наблюдается небольшое снижение шума при расположении микрофонов сбоку (короткая сторона сопла).

Интересно отметить, что, так же как и для случая обычного целевидного сопла [1], шум струи напротив длинной стороны сопла оказался выше, чем со стороны короткой.

Для объяснения наблюдаемых эффектов были проведены расчеты поля течения в сопле и струе. Математическое моделирование проводилось с помощью численного решения уравнений Рейнольдса, замкнутых моделью турбулентности Спэларта-Аллараса в 3D-постановке. На рис. 3а приведен продольный разрез распределения чисел Маха в сопле и струе, полученный при  $\text{NPR}=1.7$ .

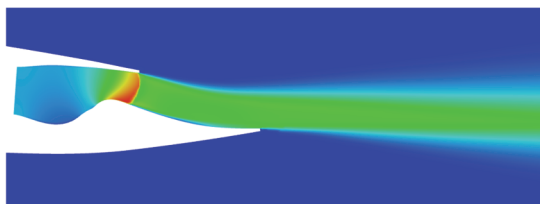


Рис. 3а

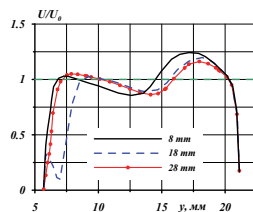


Рис. 3б

Результаты расчетов показали, что при  $\text{NPR}=1.7$  на кромке верхней обечайки происходит резкое ускорение потока, при этом скорость потока превышает в 1.2-1.25 раз расчетную скорость истечения (рис. 3б). На рис. 3б приведены профили скорости в горле сопла в различных поперечных сечениях струи. Если учесть, что



по теории Лайтхилла [2] шум струи пропорционален 8-й степени скорости истечения струи и первой степени плотности, то элементарные оценки по профилям плотности и скорости в горле сопла дают усиление шума струи за плоским соплом при  $NPR=1.7$  на величину порядка 4-6дБ по сравнению со струей с равномерным профилем на выходе из сопла. Это хорошо согласуется с результатами рис. 2а. При увеличении перепада давления профили в горле сопла становятся более равномерными, что улучшает акустические характеристики струи за плоским соплом с односторонним расширением потока.

Дополнительно были проведены эксперименты с моделью плоского секторного сопла. На верхней обечайке были размещены расходящиеся-сходящиеся лепестки, на клине расширения – устройство для дополнительной эжекции воздуха. Результаты экспериментов показали, что секторное сопло в рассмотренной конфигурации снижает шум струи на величину порядка 3-5 dB. При этом, эффективность снижения шума растет при увеличении перепада давления. Расчеты поля течения в секторном сопле показали, что лепестки и каналы дополнительной эжекции делают профиль скорости в горле сопла равномерным для всех исследованных перепадов давления.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 26 июня 2021г. № 075-15-2021-605).

## Литература

1. Кузнецов В.М. Звуковое поле струи, истекающей из щелевидного сопла. Труды ЦАГИ, вып.2000, 1979, Изд. отд. ЦАГИ, с. 24-30.
2. Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically. Pt 1. General Theory // Proc. Roy. Soc. London, Ser.A. 1952. V.221, No. 1107, P. 564-587.

# **О НЕЛИНЕЙНОЙ ДИНАМИКЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙ И ЕЕ СВЯЗИ С ЭФФЕКТИВНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ ЗВУКА АКУСТИЧЕСКОЙ АНАЛОГИИ**

**С.А. Карабасов**

*ФАУ «ЦАГИ», г. Москва, skarabasov@gmail.com*

Пространственно-временная динамика пульсаций давления в турбулентных струйных течениях исследуется с помощью теории нелинейных динамических систем с использованием подхода на основе символьного анализа. По сравнению со многими другими методами анализа, такими как акустическая аналогия, резольвентный анализ, вейвлеты или разложения на ортогональные моды, предлагаемый подход полностью свободен от каких-либо допущений моделирования при обработке турбулентных полей, основанных на линеаризации вокруг некоторого среднего течения.

Разработанный подход, использующий теорию порядковых структур и символьного анализа, применяется для анализа данных расчета на основе крупных вихрей (LES), отвечающих условиям истечения круглых и шевронных струй эксперимента NASA SHJAR для акустических чисел Маха 0,5 и 0,9. LES решения основанные на пристеночной функции получены с использованием метода КАБАРЕ, ускоренного на графических процессорах (GPU). Результаты символьного анализа выявляют пространственное распределение структур струйного течения с высокой вероятностью организованной динамики. Чтобы связать полученные результаты с аэроакустической теорией, обсуждаются сравнения полученных закономерностей с распределением плотности эффективных источников шума, рассчитанных на основе модели обобщенной акустической аналогии Гольдштейна.

Работа проведена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 17 мая 2022 г. № 075-15-2022-1023).

## О СВОЙСТВАХ ПРОЦЕССОВ СМЕШЕНИЯ И ШУМООБРАЗОВАНИЯ В ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЯХ

**С.Ю. Крашенинников**

*ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, sykrashennnikov@ciam.ru*

Согласно результатам многочисленных исследований затопленных турбулентных струй при дозвуковых скоростях истечения и высоких числах Рейнольдса слой смешения струи на удалении до 5 диаметров сопла имеет устойчивую и хорошо воспроизводимую в различных экспериментах структуру. Пульсационное движение в слое смешения сопровождается акустическим излучением, свойства которого также хорошо воспроизводятся в экспериментах.

В струе возникает слой турбулентного смешения, свойства которого практически универсальны. Значение константы  $c$ , которая характеризует интенсивность нарастания толщины слоя смешения  $b$ :  $c=b/x$  с достаточной точностью воспроизводится в различных экспериментах. Значения параметров, характеризующих распределение осредненных и пульсационных компонент скорости также практически универсальны.

Представленный в работах [1 и 2] анализ показывает, что свойства турбулентного течения в слое смешения и акустическое излучение обусловлены процессами, турбулентного смешения при взаимодействии турбулентной струи с внешней средой.

В [1] показано, что природа эжекции, всасывания внешней среды в струю, связана с небольшим понижением статического давления в слое смешения из-за порождения пульсаций скорости. Использовано представление слоя смешения, как слабо расширяющегося двумерного сдвигового слоя с трехмерным пульсационным движением, взаимодействующим с окружающей средой вследствие эжекции, вызванной понижением статического давления в слое смешения из-за турбулентных пульсаций. Такой подход позволил получить физически обоснованную схему течения в слое смешения турбулентной струи.

Проведен анализ свойств пульсационного движения в слое смешения с использованием известного соотношения для порождения энергии турбулентных пульсаций в градиентном потоке.

Результаты проведенного анализа показывают, что общие свойства слоя смешения обусловлены основной характеристикой течения: отношением корреляции пульсаций продольной и поперечной скоростей к общей интенсивности турбулентных пульсаций скорости. Эту характеристику можно считать известной и, приблизительно, универсальной, поскольку имеются соответствующие результаты измерений. В этом случае, результаты анализа взаимодействия течения в слое смешения и внешнего течения, индуцированного пониженным статическим давлением в слое смешения, дают возможность определить уровень пульсаций скорости в слое смешения.

Этот подход позволяет представить общую схему течения в слое смешения, который взаимодействует с внешней средой из-за наличия в нем областей с пониженным статическим давлением. Общий уровень понижения статического давления однозначно связан с интенсивностью пульсаций скорости. Он также определяет интенсивность эжекции в слой смешения.

Разрежение в слое смешения струи, как установлено ранее авторами, связано с образованием в слое смешения областей пониженного давления. Эти области движутся вдоль потока и, в среднем, создают упомянутое разрежение в слое смешения.

В работе [3] проведено исследование образования областей пониженного давления в слое смешения турбулентной струи и акустического излучения. Для этого использовались данные, полученные экспериментально и при вычислительном моделировании, описывающие установление течения в турбулентной струе при «импульсном» истечении струи из осесимметричного сопла.

Анализ показал, что наблюдаемое небольшое разрежение в слое смешения струи, возникает из-за наличия в турбулентном потоке в слое смешения, где генерируются турбулентные пульсации, движущиеся вместе с потоком области пониженного и повышенного давления

Анализировались возможности образования и существования областей с повышенным и пониженным статическим давлением в слое смешения турбулентной струи.

Основной задачей было определение причин и последовательности образования неоднородностей распределения в слое смешения турбулентной струи статического давления.

Проведенное исследование показало, что сразу за кромкой сопла, проявляются небольшие области с неоднородностью

распределения статического давления на уровне 10—20% от скоростного напора в струе. Эти области двигаются вдоль течения вместе с потоком постепенно увеличиваясь в размере. Визуализация течения вблизи кромки сопла показывает, что их образование обусловлено отрывом потока от кромки в устанавливающемся и полностью установившемся течении. Эволюция этих неоднородностей соответствует закономерности линейного расширения слоя смешения.

Разрежение создается в «отрывном» течении, которое возникает в результате формирования «мелких» отрывов потока от кромки сопла. Характерный размер этих отрывных областей первоначально соответствует размеру пристеночной неоднородности у кромки сопла. Далее он увеличивается в соответствии с ростом толщины слоя смешения.

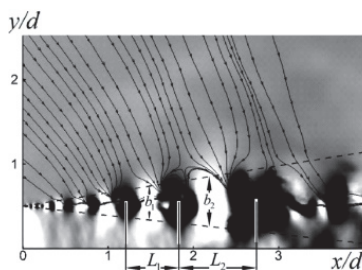


Рис. 1

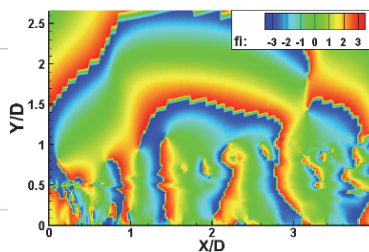


Рис. 2

На рис. 1 показана «мгновенная» структура течения в слое смешения, полученная по результатам численных расчетов [1].

Величина статического давления обозначена градиациями серого: темный фон - разрежение, светлый - превышение величин давления, по сравнению с внешним. Показаны также линии тока втеkania в струю.

В работе [4] показано, что в слое смешения в начальном участке струи размер первоначально образующихся неоднородностей увеличивается вдоль потока по линейному закону, как и толщина слоя смешения.

В работах [1, 2] показано, что продольный размер этих неоднородностей  $L=0.385x$ . Этот размер неоднородностей параметров течения в слое смешения соответствует известным данным о распределении характерных частот излучения шума вдоль слоя смешения.

Неоднородности в слое смешения движутся со скоростью конвекции

$$u_c \approx 0.6u_0,$$

где  $u_0$  – скорость истечения струи. Таким образом, в слое смешения при их движении вдоль потока возникает периодический процесс. Период движения неоднородностей возрастает пропорционально их размеру. Он соответствует известной из многочисленных экспериментов зависимости числа Струхала излучаемого шума от продольной координаты  $Sh = 1.55 d/x$ .

На рис. 2 приведены результаты расчетов распространения возмущений давления и поперечной компоненты скорости для  $Sh \approx 1$ , при скорости истечения струи около 300 м/с. Данные получены для фиксированного момента времени. Можно видеть, что начало возникновения акустического возмущения приблизительно соответствует приведенному соотношению.

В [3] показано, что образование акустических возмущений непосредственно связано с первоначальным образованием в слое смешения чередующихся областей с повышенным и пониженным давлением. Их появление обусловлено отрывом потока от кромки сопла.

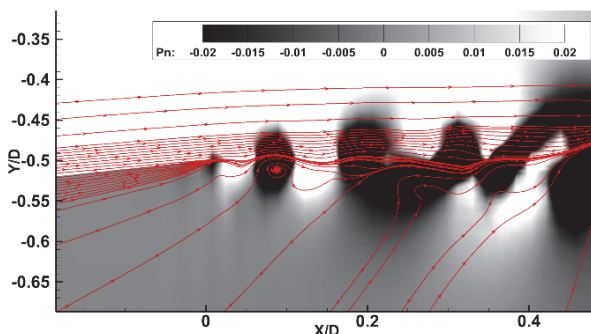


Рис. 3

На рис. 3 видно начало образования, практически на кромке сопла, области пониженного давления, в которую начинает вовлекаться внешняя среда. Далее эта область сдвигается, и кромка находится в области повышенного давления. Совокупность аналогичных данных, полученных для разных условий и режимов

истечения, показывает, что этот процесс свидетельствует о нестационарности отрывного течения на кромке сопла

## **Литература**

1. Крашенинников С.Ю., Семенёв П.А. Анализ характеристик пульсационного движения в турбулентной струе в процессах смешения и шумообразования. Изв. РАН, МЖГ №4, 2022, с. 26-40.
2. Крашенинников С.Ю., Миронов А.К., Польшняков Н.А. Шумообразование турбулентных струй, обусловленное динамическим воздействием струи на окружающую среду. Сборник Трудов XXXIV сессии Российского акустического общества. – М., ГЕОС, 2022, С. 561-568
3. Крашенинников С.Ю., Миронов А.К., Польшняков Н.А. Исследование динамики течения при начале распространения турбулентной струи. Изв. РАН, МЖГ №6, 2022 с. 135-150.
4. Демьянов М.А. Теоретическое исследование развития на начальном участке слоя смешения гидродинамических возмущений, происходящих из точки примыкания к твердой кромке. Сборник Трудов XXXV сессии Российского акустического общества. М., ГЕОС, 2023, С. 1059-1064.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗВИТИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ И ПЕРЕХОДА К ТУРБУЛЕНТНОСТИ В РАСЧЕТНЫХ СТРУЯХ

А.Н. Кудрявцев, Д.В. Хотяновский, **А.А. Шершнев**

*Институт теоретической и прикладной механики*

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

*alex@itam.nsc.ru*

На основе численного решения уравнений Навье–Стокса проведено моделирование развития возмущений и перехода к турбулентности в расчетной струе, вытекающей из круглого сопла. Моделирование проводится в трехмерной постановке с разрешением вихревой структуры течения для двух значений числа Маха струи и нескольких значениях числа Рейнольдса. Расчеты проводились с помощью вычислительного кода NuCFS [1], разработанного в Лаборатории вычислительной аэродинамики ИТПМ СО РАН, с пространственной дискретизацией конвективных членов уравнений Навье–Стокса на основе WENO схемы сквозного счета 5-го порядка [2]. Использовалась расчетная область в виде усеченной пирамиды квадратного сечения с высотой  $L_x = 40 D$  вдоль продольной оси  $x$  и размерами  $L_y = 10 D$ ,  $L_z = 10 D$  по нормальным осям  $y$ ,  $z$  в начальном сечении  $x = 0$ . Здесь  $D$  – диаметр струи в начальном сечении, который далее используется в качестве масштаба длины. Угол расширения пирамидальной расчетной области в продольном направлении равнялся  $7,5^\circ$ . Расчетная сетка сгущалась в области ядра и ближнего поля струи. Расчеты проводились на сетке  $N_x = 1152$ ,  $N_y = 330$ ,  $N_z = 330$  (125 млн ячеек во всей расчетной области). На входной границе расчетной области, при  $x = 0$ , задавался струйный профиль для продольной компоненты скорости в виде:

$$U(r) = \frac{U_j + U_a}{2} + \frac{U_j - U_a}{2} \tanh\left(\frac{r_0 - r}{2\theta}\right), \quad (1)$$

где  $U_j$ ,  $U_a$  – соответственно скорости струи и внешнего потока;  $r_0 = 0,5$  – радиус струи в начальном сечении;  $\theta$  – толщина струи в начальном сечении, которая принималась равной  $\theta = 0,01$ . Профиль температуры в начальном сечении задавался из соотношения Крокко–Буземана для газа с числом Прандтля  $Pr = 1$ . Давление на входной границе полагалось постоянным, что соответ-



ствуется случаю расчетной струи. Для лучшей определенности численной краевой задачи граничные условия на входной границе, соответствующие окружающему газу, задавались с добавлением фонового спутного потока небольшой скорости  $U_a$ , соответствующей числу Маха 0,05.

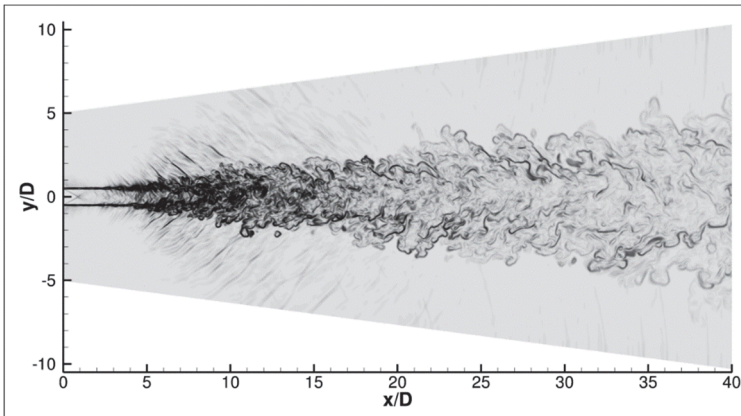


Рис. 1. Численная шпирен-визуализация мгновенного поля течения для струи с числом Маха  $M = 2,12$

Первый рассмотренный расчетный случай соответствует условиям эксперимента [3] для сверхзвуковой изобарической струи с числом Маха  $M = 2,12$  и числом Рейнольдса, определенным по диаметру  $D$  выходного сечения сопла,  $Re = 70\,000$ . Вторым расчетным случаем для дозвуковой струи с числом Маха на выходе из сопла  $M = 0,9$ , соответствует условиям численного моделирования, проведенного в работе [4]. Во всех случаях в кольцевом слое смешения, ограничивающем струю, развиваются возмущения, которые постепенно распространяются на ядро струи. При  $M = 0,9$  возмущения на начальной стадии являются осесимметричными, при  $M = 2,12$  в течении присутствуют и осесимметричные, и трехмерные возмущения. Результаты численного моделирования, полученные для случая  $M = 2,12$ , приведены на рис. 1. На некотором расстоянии от среза сопла начинается быстрый рост мелкомасштабных трехмерных пульсаций, после чего происходит переход к турбулентности. Для струи с  $M = 2,12$  это случается при значении безразмерной продольной координаты  $x/D \approx 10$ . Сразу после этого скорость среднего течения на оси

начинает быстро падать и при  $x/D \approx 18$  становится меньше скорости звука.

Сравнение распределения вдоль оси числа Маха среднего течения, представленное на рис. 2, показало очень хорошее совпадение с экспериментальными измерениями [3]. Примечательной деталью развития течения сверхзвуковой расчетной струи было интенсивное излучение в окружающее пространство звука в виде наклонных маховских волн. Это излучение происходило на определенном участке, начиная со стадии, когда в слое смешения появлялись крупномасштабные вихревые возмущения, включая всю зону перехода к турбулентности, и заканчиваясь незадолго до того, как скорость струи уменьшалась до звуковой.

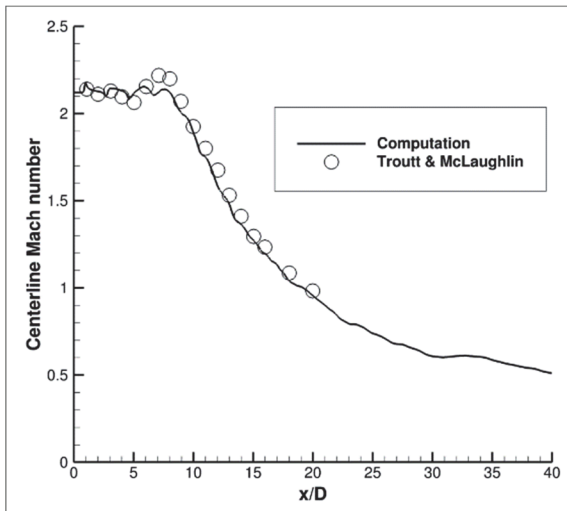


Рис. 2. Распределение числа Маха вдоль оси в расчете и эксперименте [3]

Работа поддержана РФФ, грант 23-11-00258. Численное моделирование проводилось на гибридном вычислительном кластере ЦКП «Механика» ИТПМ СО РАН.

## Литература

1. A.A. Shershnev, A.N. Kudryavtsev, A.V. Kashkovsky, et al. A numerical code for a wide range of compressible flows on hybrid computational architectures. *Supercomputing Frontiers and Innovations*, v.9(4), 2022, pp. 85–99.
2. G.S. Jiang, C.-W. Shu. Efficient implementation of weighted ENO schemes. *J. Comput. Phys.* v.126, 1996., pp. 202–228.
3. T.R. Troutt, D.K. McLaughlin. Experiments on the flow and acoustic properties of a moderate-Reynolds-number supersonic jet. *J. Fluid Mech.*, v.116, 1982, pp. 123–156.
4. C. Bogey, C. Bailly. Influence of nozzle-exit boundary-layer conditions on the flow and acoustic fields of initially laminar jets. *J. Fluid Mech.*, v.663, 2010, pp. 507–538.



---

## **ДОКЛАДЫ ПО ТЕМЕ ТЗ.2**

### **ПЛАНЕР САМОЛЁТА И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ШУМ**



## РАСЧЕТ ВОДНОСТИ В МЕСТАХ РАЗМЕЩЕНИЯ ДАТЧИКОВ НА ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ НОСОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА ВОЗДУШНОГО СУДНА

А.А. Аксенов<sup>1</sup>, А.А. Бабулин<sup>2</sup>, М.Э. Березко<sup>2</sup>,  
П.М. Бывальцев<sup>1</sup>, Н.С. Кураносов<sup>1</sup>, В.И. Шевяков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ООО «ТЕСИС», Москва, [andrey@tesis.com.ru](mailto:andrey@tesis.com.ru)

<sup>2</sup>Филиал ПАО «Яковлев» – «Региональные самолеты», Москва,  
[aa\\_babulin@sj.yakovlev.ru](mailto:aa_babulin@sj.yakovlev.ru)

Обеспечение безопасной эксплуатации воздушного судна (ВС) в условиях обледенения – одна из важных задач при аэродинамическом проектировании. Надежная работа датчиков системы воздушных сигналов (СВС) лежит в основе обеспечения безопасности полетов. К работоспособности датчиков СВС в условиях обледенения предъявляются жесткие требования, выполнение которых подтверждается соответствующими сертификационными стендовыми испытаниями. Условия испытаний каждого датчика определяются параметрами потока в месте его размещения на внешней поверхности ВС. Таким образом, необходимость обеспечения безопасной эксплуатации ВС приводит к задаче численного моделирования распределения водности потока в условиях обледенения в местах предполагаемого размещения датчиков СВС.

В данной работе эта задача решается с использованием модуля расчета обледенения IceVision [1], разработанного на базе программного комплекса FlowVision [2]. Рассматривается задача определения распределения водности вдоль нормалей к поверхности передней части фюзеляжа в предполагаемых местах размещения восьми датчиков при определенных условиях обледенения, характеризующихся сочетанием полетных и климатических параметров (число Маха  $M$ , высота  $H$ , угол атаки  $\alpha$ , водность LWC, монодисперсный состав капель с диаметром  $D_k$ ) в условиях стандартной атмосферы (с давлением  $P$  и температурой  $T$ ).

Моделируется течение воздушно-капельной среды со 100%-ой относительной влажностью. Для газообразной среды (воздух + водяной пар) интегрируется система уравнений, состоящая из уравнений неразрывности, движения, энергии и переноса массовой

доли водяных паров, записанных в консервативной форме. Последнее из уравнений моделирует массоперенос в форме перемешивания воздуха и водяного пара.

Для моделирования потока капель используется Эйлеров подход. Интегрируются уравнения для концентрации капель, переноса импульса и переноса энергии частиц. Массоперенос между газообразной средой и жидкими каплями в виде испарения последних и конденсации пара в задаче не учитываются. Взаимодействие между газовой фазой и жидкими каплями осуществляется через обмен импульсом и энергией, а сама воздушно-капельная среда состоит из двух взаимопроникающих континуумов.

Важно отметить, что для численного интегрирования уравнений используются разностные схемы со 2-м порядком аппроксимации. Как показывает практика эксплуатации пакета FlowVision, использование для капельной среды разностной схемы 1-го порядка точности в задачах обледенения дает удовлетворительные результаты. А в расчетах водности в окрестности обтекаемых тел использование аналогичного подхода приводит к большим ошибкам и не рекомендуется для применения.

На границах расчетной области задаются следующие граничные условия (ГУ, далее названия ГУ следуют в терминологии FlowVision): на входной границе и боковине цилиндра (расчетной области) ставятся «неотражающие» ГУ, на плоскости симметрии «симметричные» ГУ, а на выходной границе задается вычисляемое в ходе самого расчета распределение статического давления и условий нулевой производной по направлению течения остальных искомых переменных. Реализованное на выходной границе ГУ для давления в конечном итоге можно также трактовать как условие нулевой производной по направлению течения.

Для расчета течения используется адаптированная по поверхности фюзеляжа система вложенных сеток до 3-го уровня адаптации с количеством слоев на фюзеляже 30x28x28, определяющих размер сетки 18,81 млн ячеек (рис. 1,а). В целях повышения точности результатов строится дополнительная (4-ая) адаптация сетки по пространству по заданному диапазону градиента водности, охватывающая 4-е из 5-и рассматриваемых точек размещения датчиков (рис. 1,б). В результате итоговый размер сетки составляет 32,24 млн ячеек.



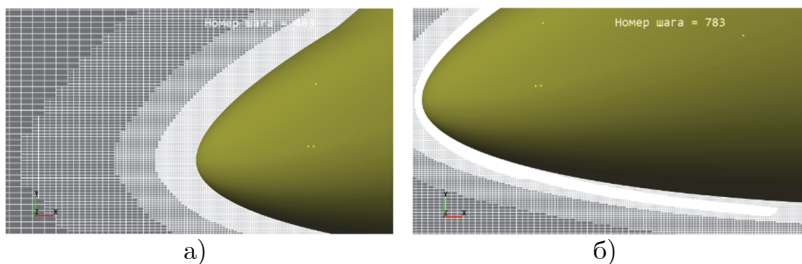


Рис. 1. Расчетная сетка: а) с 3-мя уровнями адаптации; б) с дополнительным 4-м уровнем адаптации

Верификация численного подхода осуществляется путем сопоставления результатов с данными, полученными с помощью Ansys FENSAP ICE на тестовой задаче по определению водности в окрестности профиля NACA 0012 в 3-х выбранных точках. Качественно результаты близки. Имеющиеся же количественные отличия результатов обусловлены различием типов и разрешающих способностей использованных расчетных сеток (рис. 2).

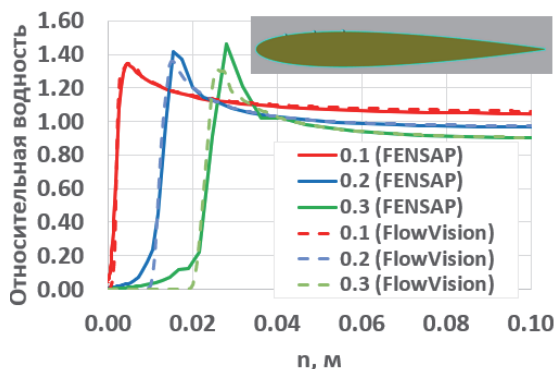


Рис. 2. Сравнение результатов, полученных по FlowVision и FENSAP ICE

Полученные результаты расчетов водности в окрестности фюзеляжа ВС показывают:

- 1) значительную сеточную зависимость распределения водности по нормали к поверхности фюзеляжа;
- 2) при увеличении разрешающей способности сетки точка пересечения кривых на графиках зависимости водности от расстояния до стенки остается практически в неизменном положении, и это обстоятельство можно использовать для

экстраполяции результатов на сетки с более мелкими ячейками путем простого перераспределения водности в окрестности точки пересечения кривых водности (рис. 3).

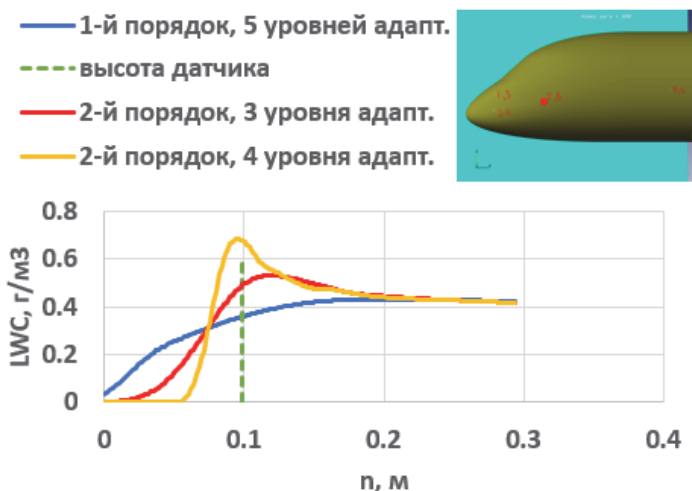


Рис. 3. Распределения водности вдоль нормали к поверхности, рассчитанные с разными порядками точности для одного из датчиков

## Литература

1. Сорокин К.Э., Бывальцев П.М., Аксенов А.А., Жлуктов С.В., Савицкий Д.Б., Бабулин А.А., Шевяков В.И. Численное моделирование обледенения в программном комплексе FlowVision. Компьютерные исследования и моделирование, 2020, Т.12, № 1, с.83-96.
2. Аксенов А.А. FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика. Компьютерные исследования и моделирование, 2017, Т.9, № 1, с.5-20.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ КРУПНОКАПЕЛЬНОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION

А.А. Аксенов<sup>1</sup>, А.А. Бабулин<sup>2</sup>, В.В. Богатырев<sup>3</sup>, С.В. Жлуктов<sup>1</sup>,  
**К.Э. Сорокин<sup>1</sup>**, В.И. Шевяков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ООО «Тесис», г. Москва, [sorokin@flowvision.ru](mailto:sorokin@flowvision.ru)

<sup>2</sup>Филиал ПАО «Яковлев» – «Региональные самолёты», г. Москва,  
[v\\_shevyakov@sj.yakovlev.ru](mailto:v_shevyakov@sj.yakovlev.ru)

<sup>3</sup>ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, [vladimir.bogatyrev@tsagi.ru](mailto:vladimir.bogatyrev@tsagi.ru)

С 2023 г. 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. На сегодняшний день как в РФ, так и в остальном мире, нет магистральных самолетов, сертифицированных по обновленным нормам, в особенности для условий крупнокапельного обледенения (SLD) с метеоусловиями, нормированными в Приложении «О».

По причине высокой стоимости экспериментальных методик, в рамках сертификационных мероприятий допускается определение форм и размеров ледяных отложений с опорой на результаты численного моделирования с дальнейшим их подтверждением при полётах в естественных условиях обледенения, что особенно актуально для крупнокапельного обледенения вследствие высокой сложности его экспериментального исследования. При моделировании обледенения необходимо рассматривать все режимы полета: взлет, набор высоты, крейсерский режим, режим ожидания, снижение и посадку. Наиболее опасным с точки зрения обледенения несущих поверхностей ВС является полет в режиме ожидания. Стоянка ВС при отрицательных температурах в условиях интенсивных осадков также может сопровождаться образованием ледяных отложений при таянии снега или выпадении «ледяного дождя» на обогреваемое остекление кабины экипажа. Вода, которая

стекает вниз по фюзеляжу, может растекаться и замерзать в виде гребневидных ледяных наростов. Опасность при этом представляют возмущения потока, возникающие на взлете из-за таких наростов: при попадании на вход приемников давления эти возмущения искажают показания системы воздушных сигналов.

В соответствии с требованиями Приложения «О» условия обледенения должны учитывать присутствие переохлаждённых капель воды диаметром до 500 мкм и более (до 40 мкм в Приложении «С»). Основными физическими процессами, определяющими при этом динамику формирования ледяных отложений, являются срыв плёнки воды с поверхности и разбрызгивание плёнки при попадании в неё и при выпадении на «сухую» поверхность крупных капель в составе полидисперсного набегающего воздушно-капельного потока. В таких условиях срывающиеся капли имеют не только другой диаметр (обычно меньший, чем средний диаметр капель в рамках Приложения «О»), но и отличную от выпадающих капель температуру.

Для расчёта обледенения самолётов в рамках Приложения «О» активно совершенствуется модель обледенения IceVision в программном комплексе (ПК) FlowVision [1]. В ПК FlowVision изменение формы льда рассчитывается с использованием технологии Volume Of Fluid. Внешнее обтекание самолёта рассчитывается одновременно с изменением формы льда и с его прогревом. В отличие от подходов, реализованных в распространенных зарубежных ПК (Fensap ICE, StarCCM+, Lewice), в ПК FlowVision эйлерова расчётная сетка не перестраивается, а изменение объема льда сопровождается только модификацией геометрии ячеек сетки, в которых проходит контактная поверхность лед-воздух. Такой подход обеспечивает устойчивый расчет образования ледяных отложений произвольной формы.

Во FlowVision для моделирования двухфазного течения воздуха и капель используется многоскоростная модель взаимопроникающих континуумов в приближении Эйлер-Эйлер. В рамках которой реализован учет распределения капель по размерам. Необходимым функционалом модели IceVision для решения задач обледенения в метеорологических условиях по Приложению «О» является разделение капель по семействам (фракциям) в спектрах размеров. При этом в IceVision капли характеризуются переменным

диаметром при задействовании моделей испарения, и отдельное семейство выделено для вторичных капель.

Численный алгоритм 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 и влажного 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 льда. К первостепенным особенностям крупнокапельного обледенения, наряду со значительным увеличением зоны улавливания капель, относится сложное взаимодействие капель с поверхностью вследствие их разбрызгивания и отскока. В IceVision внедрены несколько моделей этих явлений, основанных на известных публикациях [2].

Расчёт течения пленки воды по твёрдой поверхности во FlowVision проводится с учетом действия аэродинамических сил, силы тяжести, градиента гидростатического давления и силы поверхностного натяжения. Результатом учета поверхностного натяжения является эффект поперечного стягивания плёнки, что приводит к образованию потоков воды в форме ручейков и ледяных отложений в виде гребнеобразных наростов. На поверхности льда выполняется балансовое соотношение, в котором учитываются энергия падающих капель, теплообмен между льдом и воздухом, теплота кристаллизации (таяния) и теплота испарения / сублимации (конденсации).

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 выделить модели разбрызгивания/отскока в свете практического применения к задачам полетного обледенения несущих поверхностей, которое в первую очередь характеризуется повышенными скоростями потока. Так для задачи об обтекании профиля NASA 23012 потоком, содержащим капли с MVD=236 мкм, при разделении капель на спектр размеров с 27 семействами получено хорошее

соответствие экспериментальным данным [3] по коэффициенту захвата (рис. 1).

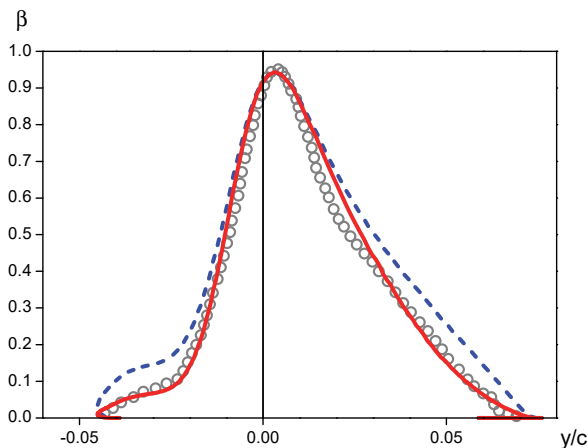


Рис. 1. Коэффициент захвата, полученный с использованием модели «Райт» [2] при  $MVD=236$  мкм: --- — без разбрызгивания, — — с разбрызгиванием,  $\circ\circ\circ$  — эксперимент [3]

Также в работе представлены результаты апробации реализованной во FlowVision модели обледенения для решения задач моделирования стояночного обледенения и имитации работы ПОС, в том числе в условиях, соответствующих Приложению «О».

Проведенные исследования форм ледяных отложений в условиях крупнокапельного обледенения ставят вопрос о дальнейшем совершенствовании методик расчета с учетом пониженных концентраций капель наиболее крупных размеров и, как следствие, дискретности их соударения с поверхностью.

## 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.

## РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО УЛУЧШЕНИЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА

А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, Е.С. Перченков,  
П.В. Савин, А.Ю. Слитинская, **И.Л. Чернышёв**

*Федеральное автономное учреждение Центральный*

*Аэрогидродинамический Институт имени профессора*

*Н.Е. Жуковского (ФАУ «ЦАГИ»), Жуковский, ivan.chernyshev@tsagi.ru*

С целью обеспечения потенциала расширения условий эксплуатации проработаны варианты модификации элементов взлетно-посадочной механизации крыла ближнемагистрального самолета. Предложены варианты модификации геометрии одноцелевых закрылков Фаулера и внешнего предкрылка при выполнении условия минимизации отличий внешних обводов модифицированных элементов от исходных. Первая версия закрылка имеет увеличенную толщину носовой части для обеспечения безотрывного обтекания на больших углах отклонения и улучшения прочностных и усталостных свойств конструкции. Второй вариант отличается от первого увеличенной на 45 мм хорда для обеспечения устойчивого повышения несущих свойств на всех режимах полёта. Предкрылок отличается от базового большим радиусом носка на всем размахе, кроме окрестности мотогондолы, в целях увеличения несущих свойств.

Проведены испытания механизированной модели ближнемагистрального самолёта в АДТ Т106 с различными вариантами закрылков и предкрылков. Модель испытана как в крейсерской конфигурации с убранной механизацией при числах Маха от  $M=0.2$  до  $M=0.88$  с фиксированным переходом пограничного слоя, так и с различными вариантами отклонённой механизации при  $M=0.2$  и  $P=1+4$  ата со свободным переходом.

В испытаниях на крейсерских скоростях полёта наивысшее аэродинамическое качество показал вариант с исходным предкрылком и удлинённым закрылком ( $\Delta K_{\max}=0.2$  по сравнению с исходным вариантом), при этом моментные характеристики



практически не изменились. Этот эффект был предсказан в ходе ранее выполненной работы расчётным образом. Эффект, в основном, объясняется ослаблением скачка уплотнения в корневой области крыла.

Этот же вариант обеспечивает устойчивое повышение несущих свойств, как в крейсерской конфигурации, так и при выпущенной механизации, причём в посадочном положении он имеет наименьший пикирующий момент.

Вариант с минимальной модификацией в крейсерской конфигурации не отличается от базового варианта, так как отличия в геометрии носовой части закрылка на крейсерских режимах не проявляются. Он даёт увеличение  $C_{y0}$  на посадке, однако проигрывает варианту с исходным предкрылком и удлиненным закрылком по несущим характеристикам, по моментным характеристикам в посадочной конфигурации и по крейсерскому качеству.

Модифицированный внешний предкрылок (внутренний предкрылок не менялся) обеспечивает существенный прирост  $C_{y_{max}}$  в крейсерской конфигурации, и меньший прирост в конфигурациях с выпущенной механизацией. Наибольшая подъёмная сила реализуется с вариантом (модифицированный предкрылок, увеличенный закрылок), особенно большие выигрыши по сравнению с базовым вариантом, наблюдаются в крейсерской конфигурации.

# ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДОННОГО ТЕЧЕНИЯ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.Е. Борисов, А.Е. Луцкий, Я.В. Ханхасаева

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

Одной из важнейших задач при сверхзвуковом обтекании летательных аппаратов (ЛА) является изучение особенностей течений в протяженных отрывных зонах в донной области с целью определения донного давления и параметров следа вниз по потоку, существенно влияющих на аэродинамические характеристики изделий. В частности, донное сопротивление вносит значительный вклад в общее сопротивление ЛА [1].

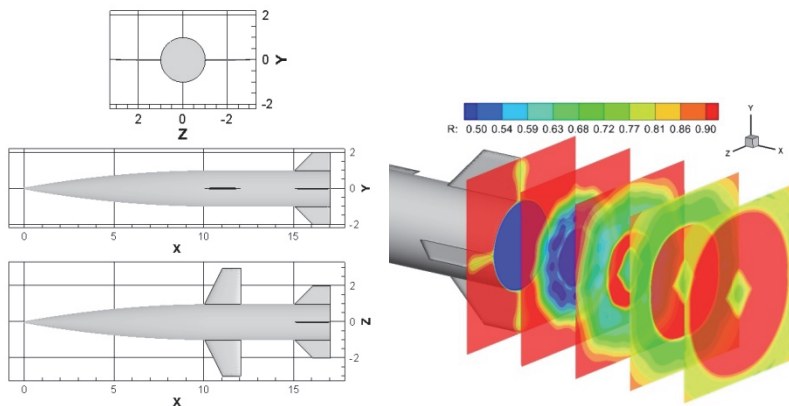


Рис. 1. Модель ЛА (слева), срезы распределения плотности в донном течении, расчет с SA,  $\alpha = 0^\circ$  (справа)

Методы на основе RANS (URANS) уравнений были разработаны для прогнозирования таких важных характеристик течения как сила, момент, скорость и т.д., но не были напрямую предназначены для моделирования сложных нестационарных когерентных структур, колебаний давления или турбулентных напряжений, наблюдаемых в донном течении. Однако методы данного класса широко используются и для анализа различных донных конфигураций. LES метод хорошо справляется с крупномасштабными нестационарными течениями, зависящими от времени и геометрии, однако требует существенно лучшего разрешения расчетной сетки.

Гибридные методы типа RANS/LES и DES используют комбинации описанных выше методов в зависимости от характеристик течения. При этом используемая в любом из этих методов модель турбулентности должна с хорошей точностью моделировать пристеночную турбулентность [2, 3].

В настоящей работе представлены результаты численного исследования течений в донной области модели летательного аппарата, оснащенного крыльями и хвостовым оперением (рис. 1), при его сверхзвуковом обтекании. Рассмотрены несколько режимов полета при числе Маха  $M = 2.5$  и углах атаки  $\alpha = 0^\circ, 5^\circ$ . Моделирование проводилось с помощью разработанного авторами программного комплекса для расчета трехмерных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа на основе уравнений URANS с моделями турбулентности Спаларта-Аллмараса (SA) / SST Менгера и реализованным на их основе методом IDDES. Исследовано влияние выбора модели турбулентности на характер течения в донной области.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, проект 22-11-00126.

## Литература

1. J.L. Herrin, J.C. Dutton. Supersonic Base Flow Experiments in the Near Wake of a Cylindrical Afterbody. AIAA Journal, Vol. 32, No. 1, 1994, pp. 77–83.
2. F. Simon, S. Deck, P. Guillen, P. Sagaut. Reynolds-Averaged Navier-Stokes/Large-Eddy Simulations of Supersonic Base Flow. AIAA Journal, Vol. 44, No. 11, 2006, pp. 2578–2590.
3. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Травин А.К., Шур М.Л. Современные подходы к моделированию турбулентности: учебное пособие. – СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2016. – 234 с.

## РАСЧЁТЫ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА, УСТАНОВЛЕННОГО НА ПЛАСТИНЕ

**И.С. Босняков**, О.Н. Виноградов, А.В. Волков, Н.А. Клюев

<sup>1</sup> ФАУ ЦАГИ, Жуковский, *igor.bosnyakov@tsagi.ru*

В работе идёт речь о течении вблизи стыка крыла с поверхностью. Толстый турбулентный пограничный слой у пластины натекает на толстое 25% симметричное крыло. Вблизи стыка поверхностей образуется подковообразный вихрь. Этот вихрь сопровождается системой вторичных вихрей, на поверхности пластины при этом наблюдаются места отрыва и присоединения потока. Картина обтекания нестационарна, наблюдается т.н. бимодальность течения, соответствующая двум попеременно меняющимся вихревым конфигурациям.

По данной задаче имеется два набора данных: из экспериментального исследования [1] и из расчёта DNS [2]. В экспериментальной постановке не хватает данных для построения полной математической модели течения. В результатах расчёта DNS не хватает описания нестационарных характеристик течения – представлены только осредненные результаты. Постановки отличаются толщиной набегающего на крыло пограничного слоя.

Задача характеризуется существенной сложностью. Анализ сеточной сходимости показывает, что нужны чрезвычайно подробные сетки. Решение задачи в постановке RANS с располагаемыми моделями турбулентности даёт только стационарное решение. Требуется применение вихреразрешающих подходов, и тогда бимодальность решения можно получить в расчёте.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда №23-11-00210, <https://rscf.ru/project/23-11-00210/>

## Литература

1. Devenport W.J., Simpson R.L. Time-dependent and time-averaged turbulence structure near the nose of a wing-body junction // J. Fluid Mech. – 1990. – №3 (210) – С.23–55
2. [http://kbwiki.ercftac.org/w/index.php/?title=DNS\\_1-6\\_Description](http://kbwiki.ercftac.org/w/index.php/?title=DNS_1-6_Description)

## **АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ КОМПОНОВОК МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ С РАЗЛИЧНЫМ УРОВНЕМ АКУСТИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ**

**Н.Н. Брагин, Е.А. Заварзина, А.А. Крутов, Е.А. Пигусов**  
*ФАУ «ЦАГИ», Жуковский, [nbragin1@yandex.ru](mailto:nbragin1@yandex.ru)*

Представлены численные исследования эффективности аэродинамических схем магистральных самолётов (МС) в том числе нетрадиционных с учетом применения новых технологий в сравнении с классической компоновкой. В связи с этим для исследования вариантов интеграции силовой установки (СУ) МС с оценкой ее акустической эффективности на данной стадии исследований рассмотрены следующие варианты СУ:

- ТРДД сверхбольшой степени двухконтурности не под крылом;
- гибридная СУ (ГСУ) предложенная ФАУ «ЦИАМ».

Результаты показали, что наибольший потенциал реализации имеют схемы с эллиптическим фюзеляжем и крылом, расположенным в схеме низкоплан или среднеплан [1], поэтому для исследования вариантов интеграции силовой установки (СУ) МС с оценкой ее акустической эффективности на данной стадии исследований более подробно рассмотрены вышеуказанные схемы. Кроме того, с точки зрения исследования нетрадиционного размещения ТРДД рассмотрена компоновка типа летающее крыло [2]. Данная компоновка теоретически может обладать высоким максимальным коэффициентом аэродинамического качества  $K_{\max}=22$  и двигателями установленными над верхней поверхностью крыла, что в теории должно позволить снизить уровень шума ТРДД на местности. Несмотря на преимущества, существует ряд сложностей, в числе которых, обеспечение устойчивости и управляемости компоновки, приемлемая масса конструкции и выполнения норм летной годности.

Полученные на данном этапе работы результаты будут использованы для дальнейшего исследования вариантов интеграции СУ МС и оценки ее акустической эффективности.

## Литература

1. Магистральный самолет Патент на изобретение N2813390 C1 Рос. Федерация Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Крутов А.А., Пигусов Е.А., Черноусов В.И., Заявка N2023123472 11.09.2023, опубл. 12.02.2024
2. А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. Бузоверя, Б.И. Гуревич, Е.А. Заварзина, О.В. Карась, Е.А. Пигусов, К.И. Черный Аэродинамическое проектирование перспективного дальнемагистрального самолета интегральной схемы // Ученые записки ЦАГИ N6, 2023, стр. 63-71.

# ТЕХНОЛОГИЯ ТРЕХМЕРНОЙ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ВНЕШНИХ ОБВОДОВ МОТОГОНДОЛЫ АВИАЦИОННОГО ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ FLYPOINT PARAMETRICA И LS-TECH FRAMEWORK

Е.Д. Быковская, Л.С. Лаврищева, Н.Н. Староверов, И.И.

Трубицын

ООО «ЛС-Технологии», г. Санкт-Петербург, [info@ls-technologies.ru](mailto:info@ls-technologies.ru)

Сегодня в авиастроении применяют трехмерную аэродинамическую оптимизацию компоновки летательных аппаратов и элементов планера. Важнейшим при оптимизации таких сложных криволинейных поверхностей, как крыло самолета, мотогондола, хвостовое оперение и фюзеляж является параметризация этих объектов. При этом создание цифровой параметрической модели самолета сопряжено с большими трудностями. Системы автоматизированного проектирования (САПР) не позволяют создавать единую криволинейную поверхность сложного объекта с возможностью управлять его формой в режиме реального времени варьированием его параметров в широких диапазонах. Кроме того, задачу усложняет наличие большого числа параметров в исходном математическом описании модели.

Отсутствие возможности эффективной параметризации элементов планера в САПР и многолетние исследования проблем параметризации обусловили создание технологии трехмерной параметрической оптимизации, базирующейся на полностью российских программных продуктах — Flypoint Parametrica и LS-TECH Framework.

В настоящей работе рассматривается применение технологии трехмерной параметрической оптимизации на примере мотогондолы турбореактивного двухконтурного двигателя административного самолета. В качестве прототипа самолета выбрана геометрия Gulfstream G600, а в качестве двигателя – модель Pratt & Whitney Canada PW815GA.

На первом этапе была построена параметрическая 3D-модель мотогондолы в программном комплексе Flypoint Parametrica. Модель представляет собой совокупность NURBS-поверхностей с гладкой стыковкой, построенных по четырем взаимно перпендикулярным осевым сечениям мотогондолы.

Параметризация модели в Flypoint Parametrica с помощью точек и числовых значений в параметрической секции позволяет управлять геометрией воздухозаборника и сопла в режиме реаль-

ного времени, изменяя габариты мотогондолы; размеры, форму и угол наклона носика обечайки воздухозаборника; кривизну переходных участков от носика к миделю и к горлу воздухозаборника; размеры, форму и положение горла коллекторного участка воздухозаборника; диаметр сопла наружного контура и параметры, определяющие его угол поднутрения (рис. 1). Геометрия центрального тела двигателя, а также геометрия остальных элементов компоновки самолета в данной работе не параметризуются.

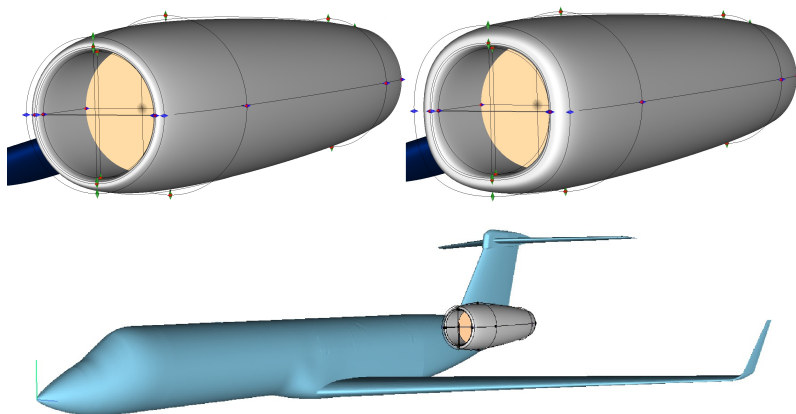


Рис. 1: Изменение параметрической модели мотогондолы двигателя в Flypoint Parametrica

Далее с целью определения аэродинамических характеристик самолета на крейсерском режиме полета было проведено численное моделирование течения газа в одном из коммерческих пакетов вычислительной гидроаэродинамики. Задача решалась в стационарной постановке с использованием уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замкнутых моделью турбулентности  $k-\omega$  SST Ментера.

На границах расчетной области задавалось условие свободного потока с фиксацией давления и температуры в соответствии с условиями Международной стандартной атмосферы, а также число Маха для условий крейсерского режима полета. На диске вентилятора задавался фиксированный массовый расход воздуха, а перед соплом смешения – полное давление и температура струи отдельно в горячей и холодной части. Плотность среды рассчитывалась по модели идеального газа, вязкость — по закону Сазерленда со стандартными параметрами для воздуха.



Для оптимизационных исследований была построена неструктурированная полиэдральная расчетная сетка размерностью 1,3 млн. ячеек (№1). Безразмерный параметр  $y+$  принимал значения в диапазоне от 30 до 300. Сеточная сходимость проверялась на различных моделях размерностью до 17 млн. ячеек (в т.ч. с распределением  $y+$  в диапазоне от 0 до 1) и была подтверждена по интегральным параметрам оптимизации уже на сетке №1.

В рамках работы решались две оптимизационные задачи в два этапа: первый — оптимизация эффективности воздухозаборника путем повышения равномерности поля скоростей на входе в двигатель, второй — минимизация потерь эффективной тяги двигателя путем оптимизации геометрии сопла. При оптимизации ВЗ были ограничены параметры геометрии сопла, а при оптимизации сопла — параметры, отвечающие за форму воздухозаборника.

Оптимизация осуществлялась градиентным методом по метамодели, построенной на этапе анализа чувствительности. Анализ чувствительности, выполненный в широком диапазоне изменения параметров, позволил существенно редуцировать размерность оптимизационных задач, исключив параметры с влиянием на интегральные характеристики менее 1–2%. В качестве управляемых параметров при оптимизации воздухозаборника использовались характеристики, отвечающие за диаметр миделевого сечения, осевое положение горла и форму носика воздухозаборника, а на этапе оптимизации сопла — за диаметр сопла наружного контура и угол поднутрения.

Технология оптимизации и расчетная цепочка строится на трех ключевых компонентах. Сначала выполняется построение параметрической 3D-модели мотогондолы в Flypoint Parametrica. Полученная модель импортируется в расчетный пакет, где в автоматическом режиме происходит стыковка с фюзеляжем и другими элементами компоновки и проводится расчет обтекания модели. Затем производится перенос найденных аэродинамических характеристик в оптимизатор, который осуществляет поиск экстремума целевой функции. После завершения расчетной оптимизационной цепочки новые значения параметров снова передаются в Flypoint Parametrica, где геометрия перестраивается в режиме реального времени, и, таким образом, оптимизационный цикл замыкается. А управляет всем процессом оптимизации программная платформа LS TECH Framework, предназначенная для организации и автоматизированной настройки расчетных оптимизационных процессов. Благодаря LS TECH Framework все процедуры оптимизации, включая работу с параметрической геометрией, построение расчетной

сетки, настройку решателя и предварительный анализ результатов полностью автоматизированы и не требуют от специалистов экспертных знаний в оптимизации для настройки процесса.

Таким образом за 300 итераций анализа чувствительности и 2 дополнительных запуска решателя при проверке результатов оптимизации стало возможным найти оптимальные конфигурации мотогондолы двигателя.

На рис. 2 показано наложение исходной и оптимизированной формы воздухозаборника.

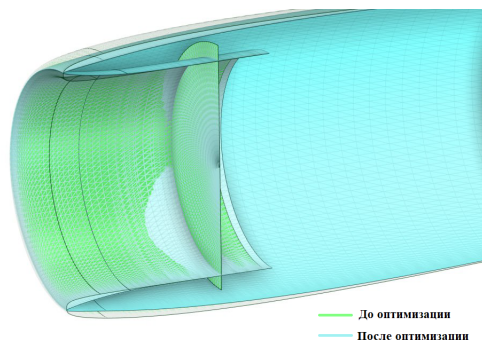


Рис. 2: Сравнение исходной геометрической модели воздухозаборника с оптимальной

В результате оптимизации воздухозаборника значение средне-квадратического отклонения скорости на диске вентилятора снизилось на 7,7%, а коэффициент потерь эффективной тяги двигателя при оптимизации сопла снизился на 5,7%.

## Литература

1. Лаврищева Л.С. Численное моделирование объектов морской техники и разработка технологии оптимизации формы гребного винта: дис. канд. физ.-мат.наук: 01.02.05 — СПб, 2018 — 246 с.
2. Официальный сайт компании ООО «ЛС-Технологии» [Электронный ресурс]. URL: <https://ls-technologies.ru/>.
3. Савельев А.А. Расчетные исследования обтекания мотогондол гражданских самолетов с учетом ламинарно-турбулентного перехода и методика автоматизированного проектирования их формы: дис. канд. техн.наук: 05.07.01 — Жуковский, 2019 — 118 с.

# ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ОПТИМИЗАЦИОННЫХ ПРОЦЕДУР ПО СНИЖЕНИЮ ШУМА НА МЕСТНОСТИ ДЛЯ САМОЛЁТА ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ НА ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ

М.С. Войтишина<sup>1</sup>, В.И. Шевяков<sup>2</sup>, С.Л. Денисов<sup>3</sup>,

Н.Н. Остриков<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Филиал ПАО «Яковлев» – «Региональные самолёты», г. Москва,  
m\_voytishina@ssj.irkut.ru

<sup>2</sup>Филиал ПАО «Яковлев» – «Региональные самолёты», г. Москва,  
v\_shevyakov@ssj.irkut.ru

<sup>3</sup>ФАУ «ЦАГИ», Акустическое отделение, г. Москва,  
aeroacoustic@tsagi.ru

В связи с ужесточением экологических требований к перспективным ВС, в том числе по шуму на местности в контрольных точках сертификации [1], перед разработчиками встает вопрос об учете требований по акустике в процессе разработки новых моделей ВС и модернизации существующих.

Одним из известных способов увеличения аэродинамической эффективности самолёта является установка законцовок крыла различного типа (рис. 1). Законцовки могут быть оптимизированы как на взлётно-посадочные, так и на крейсерские режимы. Однако, влияние установки законцовок на акустические характеристики до сих пор изучалось мало.



Рис. 1. Примеры законцовок крыла – слева направо:  
«концевая шайба», «винглет», «шарклет»

Детальный анализ базы данных NoiseDB самолета SJ-100 показывает, что применение законцовок крыла потенциально может приводить к снижению шума самолёта на местности в сумме по

трьём контрольным точкам на величину до 1 EPNdB. В связи с этим исследование влияния законцовок крыла на снижение шума на местности представляет серьёзный практический интерес, поскольку позволяет обеспечить увеличение запаса самолёта по шуму на местности относительно норм ИКАО.

Таким образом, проведение исследований с целью определения оптимальных аэродинамических характеристик на режимах взлёта, набора высоты и посадки для исходной конструкции крыла и крыла самолёта с законцовками, с точки зрения снижения шума на местности, является актуальной задачей. Это и является темой данной работы.

Для проведения исследований была разработана методика [2] поиска оптимальной траектории, допустимой с точки зрения сертификационных процедур и оптимальной с точки зрения снижения шума при заданных углах отклонения закрылков и предкрылков на основе анализа аэродинамических характеристик самолёта с учётом сертификационных требований.

Для валидации данной методики было проведено сравнение результатов расчёта шума самолёта SJ-100, выполненного с помощью вышеупомянутой методики с результатами сертификационных испытаний. Результаты сравнения показывают хорошее согласование для всех точек, в которых проводится сертификация самолёта по шуму на местности (расхождение с замеренными значениями не превышает 1%). Это позволяет сделать вывод о возможности использования методики [2] для определения параметров траектории в приложении к задаче предварительного расчёта шума самолёта в сумме по трём контрольным точкам на ранних этапах разработки ВС.

Результаты проведенных расчётных исследований для самолёта SJ-100 показали положительное влияние установки законцовок как с точки улучшения характеристик самолёта, в том числе сокращения длины потребной ВПП, так и с точки зрения снижения шума самолёта на местности. Так, применение законцовок крыла на самолёте SJ-100 привело к суммарному снижению шума самолёта на местности в сумме по трём контрольным точкам на 2.5 EPNdB, что позволило выполнить требования Главы 14 норм ИКАО по шуму на местности.

Анализ конфигураций для различных углов отклонения предкрылков и закрылков показал, что на режиме взлёта и набора

высоты использование законцовок приводит к суммарному снижению шума на величину до 2.0-2.5 EPNdB в зависимости от углов установки предкрылков и закрылков по сравнению с исходной конфигурацией самолёта без законцовок.

На режиме захода на посадку установка законцовок крыла приводит к снижению шума на 0.6-1.2 EPNdB для различных углов установки закрылков и предкрылков. Однако дальнейшее снижения шума на данном режиме наталкивается на существенное увеличение посадочной скорости самолёта, что является нежелательным, поскольку может привести к увеличению шума шасси и/или механизации, а также к возрастанию длины потребной ВПП и увеличению нагрузок на шасси при посадке.

## **Литература**

1. Охрана окружающей среды. Авиационный шум. Том 1. Приложение 16. Глава 14. Издание седьмое. Июль 2014 г. Международная организация гражданской авиации (ИКАО).
2. С.А. Величко. Выбор конфигурации механизации крыла для сертификации самолета по шуму на местности // Материалы XXVI Научно-технической конференции по аэродинамике ЦАГИ, с.69, 26-27 февраля 2015 г. Володарского, 2015 г.

## **МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ФОРМЫ КРЫЛА СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА С ЦЕЛЬЮ СНИЖЕНИЯ ВЕЛИЧИНЫ ЗВУКОВОГО УДАРА**

**А.В. Волков, У.Г. Ибрагимов, О.В. Карась**  
*ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, andrey.wolkov@tsagi.ru*

В настоящее время активно прорабатываются проекты перспективных сверхзвуковых пассажирских самолетов нового поколения. Аэродинамический облик первого советского сверхзвукового пассажирского самолета был сформирован более 50 лет назад. Проектирование компоновок в то время базировалось главным образом на анализе многочисленных экспериментальных исследований. Отличительной чертой современных методов аэродинамического проектирования является возможность использования быстрых расчетных кодов адекватного определения аэродинамических и акустических характеристик обтекания, что открывает возможность построения различных алгоритмов поиска оптимальных решений.

Настоящая работа направлена на отработку алгоритма определения оптимальных аэродинамических форм крыла сверхзвукового гражданского самолета, обеспечивающих достижение высоких значений аэродинамического качества при условии низкого уровня звукового удара.

Прямой расчёт аэродинамических характеристик осуществляется с использованием разработанного в ЦАГИ кода BLWF [1], обеспечивающего достоверный и быстрый результат. BLWF – общее название семейства разработанных программ оперативного расчёта трансзвукового обтекания компоновок магистральных самолётов с учётом влияния вязкости, ориентированных на массовое использование в задачах аэродинамического проектирования. Метод, реализованный в коде BLWF, базируется на решении задачи о вязко-невязком взаимодействии потоков (зональный подход). В этом подходе предполагается, что все вязкие силы заключены в тонком пристеночном слое, что позволяет разбить расчетную область на две области - невязкую, где решаются уравнения Эйлера, и вязкую, в которой уравнения Рейнольдса, вследствие малой

толщины слоя, значительно упрощаются (уравнения пограничного слоя Прандтля). Решение во внешней (невязкой) и внутренней (вязкой) областях достигается последовательно с учетом взаимного воздействия одной области на другую. Режимы крейсерского полета, как правило осуществляются при безотрывном обтекании, когда воздействие вязких сил проявляется лишь в тонкой пристеночной области.

В представленной работе используется алгоритм автоматической генерации расчетных сеток с технологией «Химера». Согласно этой технологии расчет обтекания многоэлементной конфигурации осуществляется с использованием набора пересекающихся расчетных сеток. Каждая сетка генерируется около своего элемента компоновки независимо от других элементов. При расчете обтекания численное интегрирование уравнений движения осуществляется попеременно на каждой из расчетных сеток с обменом информацией между ними. Другими словами, предполагается, что необходимые граничные значения параметров потока на границе текущей сетки могут быть получены интерполяцией параметров потока, полученных на сетках соседних элементов. Для проведения расчетов обтекания сверхзвуковых самолетов была изменена процедура построения основной сетки фюзеляжа. Сеточные линии вдоль радиальных направлений наклонены к оси самолета под углом Маха  $\beta = \arcsin 1/M$ .

Конечно-разностная аппроксимация второго порядка точности стационарной формы уравнений Эйлера осуществляется в рамках метода конечных объёмов. Для расчета потоков на гранях ячеек используется вариант ошеровской модели приближенного решения задачи Римана о распаде разрыва, что даёт непрерывно дифференцируемые потоки и позволяет эффективно использовать алгоритмы ньютоновского типа при решении результирующей системы нелинейных разностных уравнений.

Предполагается, что во внешнем течении отсутствуют источники тепла. В этом случае уравнение энергии может быть исключено из системы определяющих уравнений без потери точности и заменено условием постоянства полной энтальпии, которое используется для расчета давления. При этом система решаемых уравнений сокращается до четырёх уравнений (уравнение неразрывности плюс три уравнения импульсов), что приводит к заметному сокращению вычислительной работы.

Для определения величины звукового удара используются подходы, описанные в [2]. На основе рассчитанного возмущения скорости в ближнем поле определяется функция Уитхема. Далее, в соответствии с теорией изложенной в работе [3], определяются распределение давления в ближнем, а затем и в дальнем поле (на земле). Окончательно, по эпюре давления на земле рассчитывается величина звукового удара для рассматриваемого варианта компоновки.

При оптимизации аэродинамической компоновки используется подход, основанный на итерационной градиентной процедуре. На первом шаге выполняется расчет реакций аэродинамических характеристик на заданные вариации геометрии. Далее формируется градиент вариации геометрии при условии неизменности подъемной силы и продольного момента всего ЛА. Затем осуществляется одномерный спуск до достижения минимума функционала целевой функции. Вариация формы крыла осуществляется посредством изменения угла крутки и средней линии заданного сечения крыла.

С целью демонстрации работоспособности разработанного метода рассмотрен вариант аэродинамической компоновки сверхзвукового гражданского самолета (СГС) с верхним расположением силовой установки рис. 1.

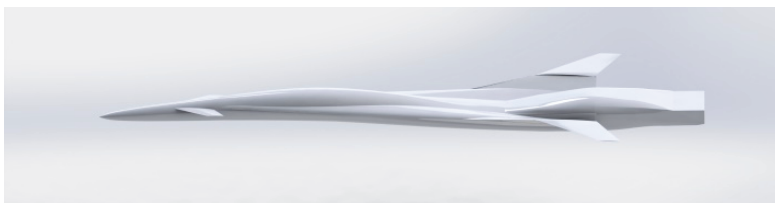


Рис. 1. Аэродинамическая компоновка СГС

Расчеты выполнялись при заданном значении коэффициента подъёмной силы и продольного момента. Задавались вариации крутки и угла V-образности двух концевых сечений крыла. В результате проведенной комплексной оптимизации удалось увеличить максимальное аэродинамическое качество тестовой компоновки на  $\Delta K_{\max} = 0.5$ .

С целью определения Парето фронта ограничений компоновки по уровням аэродинамического качества и звукового удара при возможных вариациях форм крыла проведена серия прямых



расчетов, в которой варьировались три параметра: координата передней кромки среднего опорного сечения крыла, координата передней кромки крайнего опорного сечения крыла и крута консольной части крыла.

В работе получено поле возможных значений аэродинамического качества и уровня громкости звукового удара (парето-фронт) при заданном  $C_{ya}$ , рис. 2. На этом рисунке сплошной линией показан парето-фронт решений. Было рассмотрено около 300 различных конфигураций. Полное время расчетов составило ~12 часов.

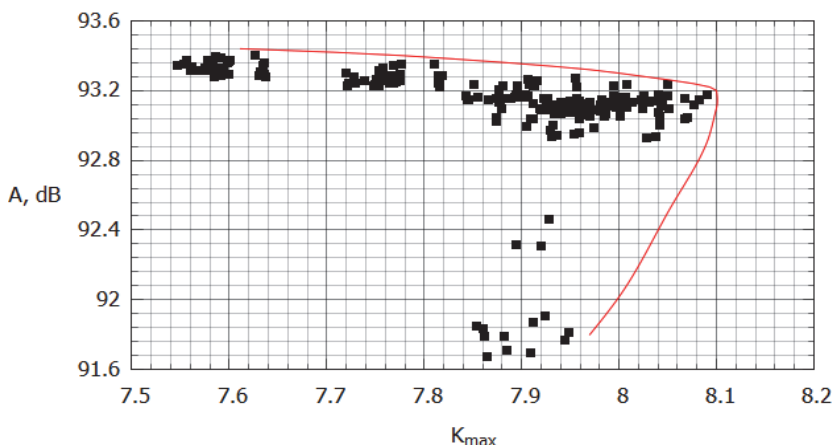


Рис. 2. Поле возможных значений аэродинамического качества и уровня громкости звукового удара

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 17 мая 2022г. № 075-15-2022-1023).

## Литература

1. Kovalev V.E., Karas O.V. Computation of transonic flows around a wing-plus-fuselage configuration taking viscous effects and a thin separated region into account. Recherche Aerospatiale. 1994. № 1. С. 23-38.
2. Чернышев С.Л. Звуковой удар. М.: Наука, 2011 – 351 с.
3. Жилин Ю.Л., Коваленко В.В. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе // Ученые записки ЦАГИ, т. XXIX, № 3-4, 1998.

## **ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ МЕХАНИЗИРОВАННОГО КРЫЛА В СХЕМЕ «СРЕДНЕПЛАН»**

**А.И. Волков, А.А. Крутов, С.А. Кузин, Е.А. Пигусов**

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора  
Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Жуковский, pigusoff@gmail.com*

В настоящее время научным сообществом, занимающимся концептуальным проектированием перспективных самолетов, сформировалось мнение, что самолеты нормальной аэродинамической схемы достигли предела в совершенствовании характеристик и не обладают потенциалом развития. Как в России, так и за рубежом, предлагаются различные варианты альтернативных аэродинамических компоновок, которые позволят существенно повысить технико-экономические характеристики [1]. Одной из схем перспективного магистрального самолета, рассматриваемых в «ЦАГИ», является «среднеплан». Это нетипичная для магистральных самолетов аэродинамическая схема со средним (по высоте фюзеляжа) расположением крыла, плавно сопряженного с фюзеляжем овального сечения посредством наплыва [2]. Данное техническое решение может позволить снизить массу конструкции планера и увеличить удлинение крыла без существенного роста массы планера. При этом наличие развитого наплыва может оказать влияние на уровень несущих свойств компоновки на взлетно-посадочных режимах полета.

С целью оценки особенностей обтекания данной компоновки с выпущенной взлетно-посадочной механизацией и различными вариантами наплыва проведены расчетные исследования при помощи программного комплекса, основанного на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса.

В результате математического моделирования обтекания компоновки показаны особенности обтекания крыла с выпущенной механизацией. Получен уровень несущих характеристик «среднеплана», сопоставимый с уровнем самолетов классической схемы при близкой степени сложности взлетно-посадочной механизации.

## Литература

1. А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. Бузовера, Б.И. Гуревич, Е.А. Заварзина, О.В. Карась, Е.А. Пигусов, К.И. Черный. Аэродинамическое проектирование перспективного дальнемагистрального самолета интегральной схемы // Ученые записки ЦАГИ №6, 2023, с. 63-71.
2. Магистральный самолет Патент на изобретение N2813390 С1 Рос. Федерация Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузовера Н.П., Крутов А.А., Пигусов Е.А., Черноусов В.И., Заявка №2023123472 11.09.2023, опубл. 12.02.2024

# **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**  
*ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский Московской обл., E-mail: lysenkov@tsagi.ru*

Современные самолеты создаются в условиях жестких экономических, экологических ограничений и требований безопасности полета. При разработке перспективных сверхзвуковых гражданских самолетов (СГС) сложность выполнения этих требований дополняется тем фактом, что незначительные изменения геометрии могут приводить к существенным изменениям характеристик. Одним из важных элементов, влияющих на топливную эффективность летательного аппарата, на его акустическое совершенство и на безопасность полета, является реактивное сопло.

Для уменьшения звукового удара и шума на местности в настоящее время на компоновке перспективного СГС с верхним расположением двигателя рассматривается плоское сопло с системой шумоглушения [1-3]. В данной работе проводится аэродинамическое проектирование реактивного сопла с использованием расчетных методов. Потери эффективной тяги изолированных плоских (прямоугольных) сопел выше потерь тяги эквивалентных круглых сопел из-за угловых эффектов на внутренних и внешних поверхностях плоских сопел. Поэтому при проектировании используются расчетные методы, которые способны разрешить указанные эффекты.

Решаются уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу, замкнутые полуэмпирической моделью турбулентности SST с использованием пакета программ EWT-ЦАГИ [4]. В расчетной программе реализована неявная конечно-объемная схема второго порядка аппроксимации по пространству для всех уравнений. Используется локально неявная схема, которая предназначена для решения стационарных задач. Делаются локальные шаги по

одношаговой неявной схеме с числом Куранта 20. Схема имеет первый порядок аппроксимации по времени. Подробности построения численной схемы можно найти в [4].

В результате расчетов определена эффективная тяга сопла [5]:

$$\vec{P}_c = -\vec{J} - \text{тяги сопла,}$$

$$\vec{P}_{c \text{ внутр}} = \vec{P}_c + \sum \vec{F}_{j \text{ внутр}} - \text{внутренняя тяга сопла,}$$

$$\vec{P}_{c \text{ эф}} = \vec{P}_{c \text{ внутр}} + \vec{F}_{j \text{ внеш}} - \text{эффективная тяга сопла,}$$

$$\vec{J} = m\vec{V} + (p - p_\infty)\vec{S}_c - \text{вектор полного импульса, } \vec{F}_j - \text{вектора сил, действующих на твердые поверхности.}$$

Проведены исследования влияния формы нижней внутренней поверхности сопла, в том числе при разных углах выхода из сопла. Незначительное влияние оказывает разный угол отклонения верхней створки регулирования сопла. Однако внутренние потери существенно меняются особенно при до- и трансзвуковых числах  $M$  полета.

При увеличении угла выхода из сопла струя больше поджимается, что приводит к уменьшению угла отклонения верхней створки и уменьшению потерь на ней. Интересным эффектом является наличие «висящего» внешнего скачка уплотнения при  $M = 0.9$  (Рис. 1).

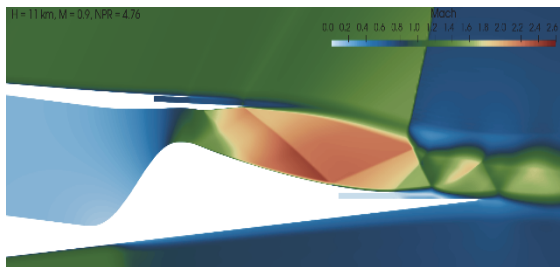


Рис. 1. Поле чисел Маха, режим  $H = 11$  км,  $M = 0.9$ ,  $\pi_c = 4.5$

При выборе оптимальных параметров плоского реактивного сопла возможно реализовать приемлемые величины потерь эффективной тяги сопла. На дозвуковых и сверхзвуковых режимах потери для плоского сопла в компоновке будут на 0.5% больше, а на трансзвуковых режимах на 1-2% больше, чем у круглого сопла.

Получены особенности течения в плоском сопле на взлетно-посадочном режиме. При использовании системы шумоглушения

потери тяги сопла возрастают более чем на 3%. Отчасти это связано с потерями в системе эжектора, через которую воздух с нижней поверхности аппарата подмешивается к основной струе из двигателя.

Система шумоглушения обеспечивает перемешивание потока из двигателя и внешнего потока. Шум струи существенно зависит от скорости. На Рис. 2 видно, что в рассмотренном сопле с системой шумоглушения скорость струи существенно уменьшается при движении к концевой части сопла.

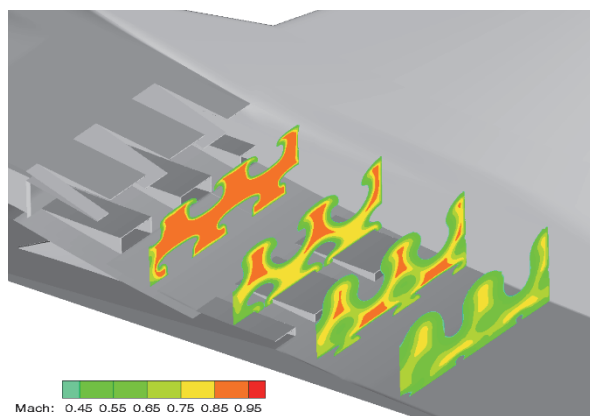


Рис. 2. Поле чисел Маха в сечениях  $x = \text{const}$ , режим  $H = 0$ ,  $M = 0.25$ ,  $\pi_c = 1.7$

## Литература

1. Миронов А.К., Крашенинников С.Ю., Павлюков Е.В., Житенев В.К., Кажан В.Г., Шенкин А.В. Плоское секторное сопло для снижения шума, создаваемого на местности административным сверхзвуковым самолетом // Труды ЦАГИ, выпуск 2710, 2013.
2. Быков А.П., Горбовской В.С., Кажан А.В., Кажан В.Г., Шенкин А.В. Расчетно-экспериментальные исследования аэродинамики сопла легкого сверхзвукового делового самолета // ТВФ, т. LXXXIX, №3-4 (720-721), 2015, с.38-50.
3. Горбовской В.С., Кажан А.В., Кажан В.Г., Самохин В.Ф., Шенкин А.В. Исследование аэродинамики сверхзвукового сопла с системой шумоглушения // Ученые записки ЦАГИ, т. LI, №4, 2020, с. 56-72.

4. Босняков С.М., Власенко В.В., Енгулатова М.Ф., Кажан Е.В., Матяш С.В., Трошин А.И. Промышленные солверы пакета EWT-ЦАГИ и их верификация на серии стандартных тестов // Труды ЦАГИ, т. 2735, 2015, с. 50–89.
5. Лаврухин Г.Н., Иванькин М.А., Талызин В.А. Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. I, II, III. – М.: Физматлит, 2017.



## **ПРИЛОЖЕНИЕ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ К ПРОБЛЕМЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКРАНИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ НЕКОМПАКТНЫХ ИСТОЧНИКОВ ШУМА**

**С.Л. Денисов, Н.Н. Остриков**

*ФАУ «ЦАГИ», Акустическое отделение, г. Москва,  
aeroacoustic@tsagi.ru*

Проблема снижения шума самолётов на местности с помощью эффекта экранирования шума силовой установки элементами конструкции планера самолёта является объектом активных исследований с середины 70-х годов 20 века. В работах [1,2] были выполнены первые экспериментальные исследования снижения шума струи, а в работе [3] снижение шума вентилятора посредством использования различных элементов планера с качестве акустических экранов, призванных снизить звуковое воздействие силовой установки на шум в дальнем поле.

Дальнейшие исследования [4,5] показали, что расчёт эффективности экранирования авиационных некомпактных источников шума является сложной мультидисциплинарной задачей, которая существенно зависит как от моделей, описывающих непосредственно источники шума, так и методов расчёта распространения звука от данных источников при наличии экранирующих поверхностей (в литературе такие методы расчёта называются методами теории дифракции). Как показано в работе [4], для корректного расчёта эффективности экранирования особенно важным фактором является распределение фазы звукового поля в непосредственной близости от экранирующей поверхности, поскольку именно оно отвечает за формирование распределение амплитуды в дальнем поле, где расположен наблюдатель.

Активные исследования [6] различных теорий дифракции показали, что наилучшую применимость к задачам расчёта эффективности экранирования авиационных некомпактных источников шума имеет Геометрическая Теория Дифракции (ГТД), которая не только обеспечивает корректный расчёт распределение фазы вблизи от экранирующей поверхности, но и допускает обобщение

на случай экранов сложной формы (например, плоских полигональных экранов, моделирующих планер самолёта), а также обобщается на случай источников сложной природы (монополь, диполь, квадруполь) и случай наличия спутного воздушного потока, что существенно расширяет её применимость в задачах аэроакустики.

Тем не менее, обобщение ГТД на случай экранов более сложной формы, более детально моделирующих геометрию планера самолёта, является достаточно сложной задачей, особенно при расчёте дифрагированного поля в зоне тени в зоне полутени.

Для преодоления этой проблемы целесообразно использовать различные численные методы расчёта распространения и рассеяния звука. В качестве таких методов наибольшее распространение получили Метод Конечных Элементов (МКЭ) [7] и Метод Граничных Элементов (МГЭ) [8]. Каждый из этих методов имеет свои сильные и слабые стороны, обсуждение которых можно найти, например, в [9], однако для дальнейшей реализации метода численного расчёта распространения звука при наличии экранирующей поверхности нами был выбран МКЭ, поскольку в [10] уже было продемонстрировано успешное применение МКЭ к задаче распространения звука в прямоугольном канале как при наличии спутного воздушного потока, так и при его отсутствии.

Здесь необходимо отметить, что развитие численных методов, МКЭ в частности, не является заменой методов ГТД. Скорее наоборот, МКЭ дополняет ГТД, уточняя различные аспекты распространения звука, особенно при его рассеянии на элементах конструкции, которые не могут быть описаны в рамках решения канонических задач дифракции. В совокупности это позволяют на раннем этапе проектирования летательного аппарата с помощью ГТД описать распределение звукового поля при рассеянии на элементах планера, вносящих основной вклад в формирование дифракционной картины в зоне тени, что позволяет выбрать наилучшие компоновки с точки зрения реализации эффекта экранирования. А затем, с помощью МКЭ, уточнить расчёт распределение звука в зоне тени посредством более корректного учёта геометрии планера, что позволит выявить наилучшие компоновочные решения с точки зрения снижения шума самолёта на местности.

В данной работе представлены результаты разработки МКЭ в постановке Бубнова-Галеркина ориентированного, прежде всего,

на решение задачи расчёта экранирования авиационных некомпактных источников шума. Для построения расчётной геометрии реализовано использование свободно распространяемого сеткопостроителя GMSH [11], а библиотека конечных элементов состоит линейных и квадратичных прямоугольных и треугольных элементов. Для реализации безотражательных граничных условий используется метод PML — Perfectly Matched Layers [8], который также реализован на базе сеткопостроителя GMSH.

На рисунке 1 представлен пример расчёта с помощью разработанного МКЭ распределения действительной (слева) и мнимой (справа) частей звукового поля при излучении звука точечным монопольным источником на частоте 1 кГц с помощью квадратичных прямоугольных конечных элементов.

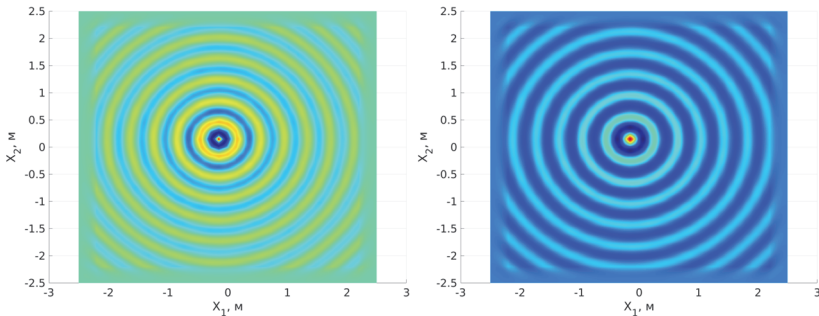


Рис. 1. Пример расчёта распределения звукового поля точечного монопольного источника с помощью МКЭ: слева — действительная часть, справа — мнимая часть

Верификация разработанного МКЭ на задачах дифракции звука на полосе и на прямоугольном экране продемонстрировали хорошее согласие с результатами расчётов, выполненных с помощью точного решения в первом случае и с помощью ГТД во втором случае. Валидация расчётов с результатами экспериментов по рассеянию звука на прямоугольном экране [12] в частотном представлении также показали хорошее качественное и количественное совпадение. Таким образом, разработанный МКЭ допускает дальнейшее развитие на случай исследования задач по дифракции звука в приложении к исследованию проблемы экранирования авиационных некомпактных источников шума.

Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ (грант 21-71-30016).

## Литература

1. U. Von Glahn, D. Groesbeck, and M. Reshotko. Geometry Considerations for Jet Noise Shielding with CTOL Engine-Over-The-Wing Concept. AIAA Paper 74-568, June 1974.
2. U. Von Glahn, D. Groesbeck, and J. Wagner. Wing Shielding of High-Velocity Jet and Shock – Associated Noise with Cold and Hot Flow Jets. AIAA Paper 76-547, July 1976.
3. Hellstrom G. Noise shielding aircraft configurations, a comparison between predicted and experimental results // 1973. P. 730-740.
4. N.N. Ostrikov, S.L. Denisov. Airframe Shielding of Noncompact Aviation Noise Sources: Theory and Experiment. AIAA Paper 2015 – 2691, June 2015.
5. Ostrikov N.N., Denisov S.L. Mean Flow Effect On Shielding Of Noncompact Aviation Noise Sources // 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 30 May - 1 June, 2016, AIAA Paper 2016 – 3014.
6. E.G. Broadbent. Noise Shielding for Aircraft. Prog. Aerospace Sci., Vol.17, pp. 231-268, 1977.
7. O.C. Zienkiewicz, R.L. Taylor. The Finite Element Method. Vol. 1: Solid Mechanics. Fifth edition published by Butterworth/Heinemann. 2000
8. S. Marburg, B. Nolte. Computational Acoustics of Noise Propagation in Fluids — Finite and Boundary Element Methods. DOI 10.1007/978-3-540-77448-8.
9. N. Atalla, F. Sgard. Finite Element Methods in Structural Acoustics and Vibration. CRC Press. Taylor & Francis Group. 2015.
10. S.L. Denisov, N.N. Ostrikov, M.A. Yakovets, M.S. Ipatov. Investigation of Sound Propagation in Rectangular Duct with Transversally Non-uniform Flow and Anisotropic Wall Impedance by Asymptotic Theory and 3D Finite Element Method // AIAA Paper 2019-2640, 2019.
11. C. Geuzaine and J.-F. Remacle. Gmsh: A 3D Finite Element Mesh Generator with Built-in Pre- and Post-Processing Facilities // Int. J. Numer. Methods Eng. 79 (11), 1309–1331 (2009).
12. Денисов С.Л., Корольков А.И. Исследование экранирования шума с помощью метода последовательностей максимальной

длины в приложении к задачам авиационной акустики //   
Акустический журнал, 2017, Т. 63. № 4. С. 419-435.

## **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ АКУСТИЧЕСКОГО ПОЛЯ, СОЗДАВАЕМОГО КРЫЛОМ ПРОТОТИПА СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ПОСАДКИ**

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

*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, [pavel.rodionov@keldysh.ru](mailto:pavel.rodionov@keldysh.ru)*

В настоящее время, в том числе в России, существуют несколько проектов, нацеленных на создание сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) с низким уровнем звукового удара. Высокий приоритет в рамках данных проектов, помимо непосредственно минимизации интенсивности звукового удара на крейсерских режимах полета, имеют оптимизация аэродинамики планера для всех режимов полета и выбор параметров силовой установки. Так как разрабатываемый самолет является гражданским, важное значение приобретает также соответствие сертификационным требованиям ИКАО по шуму на местности.

Как и в случае дозвуковых гражданских самолетов, наибольший источник шума СПС при взлете будет связан с работой силовой установки. По предварительным оценкам и на режиме посадки доминирующие источники шума СПС будут связаны с силовой установкой, хотя для современных дозвуковых самолетов существенный вклад в общий шум на посадке вносят и элементы планера, такие как шасси и органы механизации крыла [1]. Целью настоящей работы является получение и анализ спектрального состава шума крыла СПС на режиме посадки в дальнем и ближнем полях.

В докладе будут представлены результаты численного моделирования аэродинамики крыла прототипа СПС на режиме посадки и создаваемого им акустического поля. Моделирование аэродинамических характеристик было проведено в рамках RANS подхода при помощи модели SST RC Mod [2]. Для моделирования акустики в ближнем поле применялся гибридный RANS-LES метод DDES [3, 4] с подсеточным масштабом  $\Delta = \hat{\Delta}_\omega$  и подсеточной LES моделью  $\sigma$  (рис. 1а). Акустические пульсации в дальнем поле рассчитывались по методу FWH (рис. 1б). Вычисления проводились при помощи кода NOISEtte [5] с использованием конечно-объемной схемы EBR5. Был проведен анализ спектрального состава шума в точках ближнего и дальнего полей по третьоктавным полосам частот.

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Со-

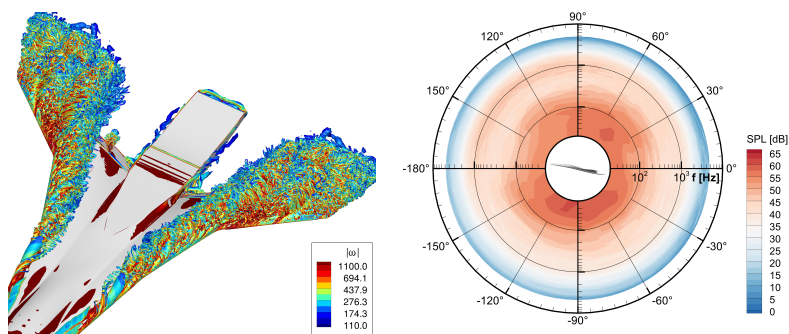


Рис. 1:  $M = 0.2$ ,  $Re_{lm} = 4.6 \times 10^6$ ,  $\alpha = 10^\circ$ , DDES. Мгновенное поле течения (слева; изоповерхности Q-критерия =  $5000 \text{ 1/c}^2$ ) и спектральный состав шума на расстоянии 150 м (справа)

глашение от 25.04.2022 № 075-15-2022-330). Вычисления проведены с помощью гибридного суперкомпьютера K60, установленного в Суперкомпьютерном Центре коллективного пользования ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, а также оборудования Центра коллективного пользования сверхвысокопроизводительными вычислительными ресурсами МГУ имени М.В. Ломоносова.

## Литература

1. W. Dobrzynski, R. Ewert, M. Pott-Pollenske, M. Herr, J. Delfs. Research at DLR towards airframe noise prediction and reduction. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2008, v.12, p.80–90.
2. A.S. Stabnikov, A.V. Garbaruk. Testing of modified curvature-rotation correction for  $k-\omega$  SST model. *J. Phys. Conf. Ser.*, 2016, v.769, p.012087.
3. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.K. Strelets, A.K. Travin. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities. *Int. J. Heat Fluid Flow*, 2008, v.29, p.1638–1649.
4. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.K. Strelets, A.K. Travin. An Enhanced Version of DES with Rapid Transition from RANS to LES in Separated Flows. *Flow, Turbul. Combust.*, 2015, v.95, p.709–737.
5. A. Gorobets, P. Bakhvalov. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers. *Comput. Phys. Commun.*, 2022, v.271, p.108231.

## **ИДЕНТИФИКАЦИЯ АКУСТИЧЕСКОГО ИСТОЧНИКА, ФОРМИРУЕМОГО ПРЯМЫМ КРЫЛОМ САМОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ПОСАДКИ, С ПОМОЩЬЮ ЧИСЛЕННОГО БИМФОРМИНГА**

Т. К. Козубская<sup>1</sup>, Г. М. Плаксин<sup>1</sup>, И. Л. Софронов<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> *Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук, г. Москва*

<sup>2</sup> *Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), г. Долгопрудный*

В рамках постепенно усложняющихся прикладных задач аэроакустики возникает необходимость разработки средств анализа данных, получаемых из вычислительного эксперимента. Численный бимформинг [1, 2, 3], являясь одним из таких средств, представляет из себя технологию идентификации акустического источника по данным, накопленным в ходе проведения CFD-расчета. В отличие от подобных технологий натурного эксперимента, численный бимформинг существенным образом учитывает особенности вычислительного происхождения получаемого массива данных и преимущества их большого объема.

В основе подхода численного бимформинга лежит решение обратной задачи на нахождение правой части в уравнении Гельмгольца, которая может соответствовать монопольному [1], дипольному [3] источнику и источнику смешанного типа. Подход для источников монопольного типа демонстрирует высокую точность при решении задачи на синтетических данных, в случае источников-диполей же возникает фундаментальная неединственность решения, в силу чего для достижения той же точности требуется априорная информация об источнике. При построении предлагаемого метода численного бимформинга отсутствует свойственное натурным техникам предположение о некоррелированности источника, поэтому рассматриваемая задача допускает наличие и коррелированных источников.

В данной работе с помощью численного бимформинга исследуется акустический источник, формируемый прямым крылом самолета на режиме посадки. Исследование проводится на данных CFD-расчета турбулентного обтекания профиля крыла 30P30N с выпущенной механизацией [4]. Данный эксперимент является хорошо изученным как с точки зрения натурных экспериментов, так и вычислительных. В частности, в работе [5] излагаются результаты продувки в аэродинамической трубе того же профиля с последующим применением бимформинга, что позволяет провести сравнение



численного подхода с традиционным.

При решении данной задачи для заданной частоты рассматриваются источники монопольного, дипольного и смешанного типов. В силу наличия ограничений на шаг сетки источника (см. [1]) источники отыскиваются на линии (рис. 1). Для каждого типа источников проводятся тесты на синтетических данных для выявления устойчивости решения в зависимости от двух пространственных конфигураций микрофонов. Первая конфигурация представляет из себя охватывающие область источника микрофоны (рис. 1(слева)), вторая – микрофоны, расположенные под крылом (рис. 1(справа)). Рассмотрение таких конфигураций обуславливается тем, что при использовании первой обратная задача может быть более устойчивой, в то время как вторая представляет больший практический интерес. В работе показывается, что для второй конфигурации решение устойчиво только для монопольного источника, при восстановлении дипольного и смешанного источника требуется полный охват.

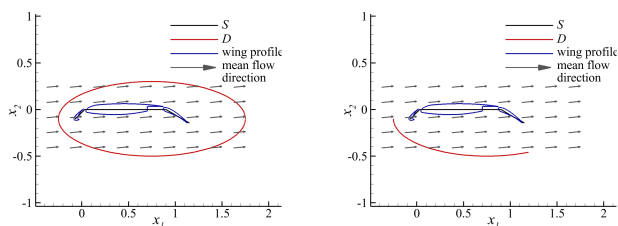


Рис. 1: Геометрическая конфигурация: микрофоны по всему контуру (слева), микрофоны под крылом (справа)

Для источников монопольного типа решение, полученное численным бимформингом (рис. 2), хорошо согласуется с источником, найденным в [5] с помощью традиционного бимформинга. Восстановленные источники дипольного (рис. 3) и смешанного типов также физически корректны. При этом для каждого типа источника вычисляется относительная норма невязки, для данной частоты имеющая наименьшее значение для дипольного источника, что может говорить о лучшей аппроксимации источника реального.

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

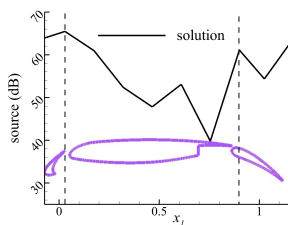


Рис. 2: Функция монопольного источника

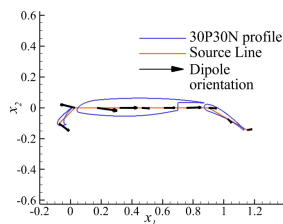


Рис. 3: Векторы дипольного момента

## Литература

1. T. K. Kozubskaya, G. M. Plaksin, I. L. Sofronov Statement of the beamforming problem and a method of its solution for the localization of an acoustic source based on computational experiment data. *Comput. Math. Math. Phys.*, v.61, №11, 2021, pp. 1864–1885.
2. A. Karakulev, T. Kozubskaya, G. Plaksin, I. Sofronov Ffowcs Williams–Hawkins analogy for near-field acoustic sources analysis. *Int. J. Aeroacoustics.*, v. 21, 2022, pp. 457–475.
3. T. K. Kozubskaya, G. M. Plaksin, I. L. Sofronov On Numerical Beamforming for Correlated Dipole-Type Sources. *Comput. Math. Math. Phys.*, V. 63, №11, 2023, pp. 2162–2175.
4. Горобец А. В., Дубень А. П., Козубская Т. К., Родионов П. В. Подходы к численному моделированию акустического поля, создаваемого крылом самолета с механизацией на режиме посадки. *Матем. моделирование.*, Т. 34, №7, 2022, 24–48
5. M. Sanders, L. Santana, C. Venner. The Sweep Angle Effect on Slat Noise Characteristics of the 30P30N High-Lift Model in an Open-Jet Wind Tunnel. AIAA 2020-2557. AIAA AVIATION 2020 FORUM. June 2020.

# ИССЛЕДОВАНИЕ ЭМПИРИКО-АНАЛИТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПУТЁМ СРАВНЕНИЯ С РЕЗУЛЬТАТАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ПРИ МАЛЫХ УГЛАХ АТАКИ

**А.П. Краснова, Л.А. Лаптева, Я.А. Новиков, Д.Ю. Тищенко**  
*МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, krasnovaanastasia585@gmail.com*

В рамках аэродинамического проектирования летательного аппарата (ЛА) одной из важнейших аэродинамических характеристик (АДХ) является нормальная аэродинамическая сила изолированных несущих поверхностей  $Y_{из.п}$ , для расчёта величины которой необходимо значение производной коэффициента нормальной силы несущей поверхности по углу атаки  $c_{y из.п}^{\alpha}$ . Её определение возможно с использованием численного моделирования обтекания объекта на основе интегрирования системы уравнений Навье-Стокса. Однако данный подход требует продолжительного времени расчёта и является трудоёмким, вследствие чего для аэродинамического проектирования рационально применять методики, основанные на эмпирико-аналитических зависимостях, что позволяет проводить множество расчётов за сравнительно небольшое время.

В открытых источниках эмпирико-аналитическая методика расчёта АДХ наиболее полно изложена в [1] и [2]. Для расчёта коэффициента нормальной силы изолированной несущей поверхности в данных работах предлагаются эмпирико-аналитические зависимости для определения величины  $c_{y из.п}^{\alpha} / \lambda$ , отличающиеся друг от друга входными геометрическими характеристиками несущей поверхности, вследствие чего возникает проблема однозначного определения  $c_{y из.п}^{\alpha}$ .

В представленных работах зависимости являются функциями следующего вида:

– в книге А.А. Лебедева и Л.С. Чернобровкина [1]

$$\frac{c_{y из.п}^{\alpha}}{\lambda} = f\left(\lambda \cdot \sqrt{M^2 - 1} \cdot \text{sign}(M^2 - 1), \lambda \cdot \text{tg}(\chi_{0,5}), \lambda \cdot \sqrt[3]{c}\right);$$

– в книге Н.Ф. Краснова [2]

$$\frac{c_{y \text{ из.п.}}^{\alpha}}{\lambda} = f\left(\lambda \cdot \sqrt{|M^2 - 1|} \cdot \text{sign}(M^2 - 1), \lambda \cdot \text{tg}(\chi_{0,5}), \eta\right).$$

Можно заметить, что при определении  $c_{y \text{ из.п.}}^{\alpha}$  в работе [1] учитывается влияние относительной толщины профиля несущей поверхности  $\bar{c} = c/b_A$ , тогда как в [2] учитывается зависимости  $c_{y \text{ из.п.}}^{\alpha}$  от сужения  $\eta$ , а  $\bar{c}$  не является входным параметром вовсе. Кроме этого, различия наблюдаются и в единицах измерения: в источнике [1] исследуемая величина измеряется в 1 / градус, а в [2] – в 1 / радиан. По этой причине возникла необходимость проведения анализа эмпирико-аналитических зависимостей, приведения к общей размерности (1 / радиан) и последующего сравнения. Для упрощения работы с данными зависимостями использовалась библиотека подпрограмм [3], в которую были добавлены рассматриваемые графические зависимости из [1, 2] в оцифрованном виде.

Кроме того, в рамках сравнения двух эмпирико-аналитических зависимостей было принято решение провести ряд расчётов с применением численного моделирования обтекания объекта и сравнить полученные результаты.

В качестве исследуемых объектов выступали изолированные несущие поверхности малого удлинения, которое характерно для современных образцов ракетной техники.

При том геометрические параметры изолированных несущих поверхностей для численного моделирования выбраны таким образом, чтобы значения входных комплексов  $\lambda \cdot \sqrt[3]{\bar{c}}$ ,  $\eta$  и  $\lambda \cdot \text{tg}(\chi_{0,5})$  одной несущей поверхности совпадали со значениями, представленными в литературе [1, 2], а по значениям входных комплексов второй несущей поверхности можно было провести сравнение интерполированных кривых.

В результате проведённого ряда численных моделирований были получены значения нормальных сил изолированных несущих поверхностей представленной на рис. 1а геометрии, через которые были определены производные  $c_{y \text{ из.п.}}^{\alpha}$ . Сравнение эмпирико-аналитических зависимостей между собой, а также с результатами численных расчётов представлены на рис. 1 – 2.

Таким образом, были сделаны выводы о том, что семейства кривых в [2] были построены только для тонких профилей, также

было продемонстрировано незначительное влияние  $\eta$  на значение  $c_{y \text{ из.п}}^\alpha$  по сравнению с  $\bar{c}$ . Кроме того, графики иллюстрируют единообразие зависимостей из источников вне транзвукового диапазона, однако при умеренных сверхзвуковых скоростях расхождение эмпирико-аналитических зависимостей из [1] и [2] увеличивается с ростом значения комплекса  $\lambda \cdot \text{tg}(\chi_{0,5})$ .

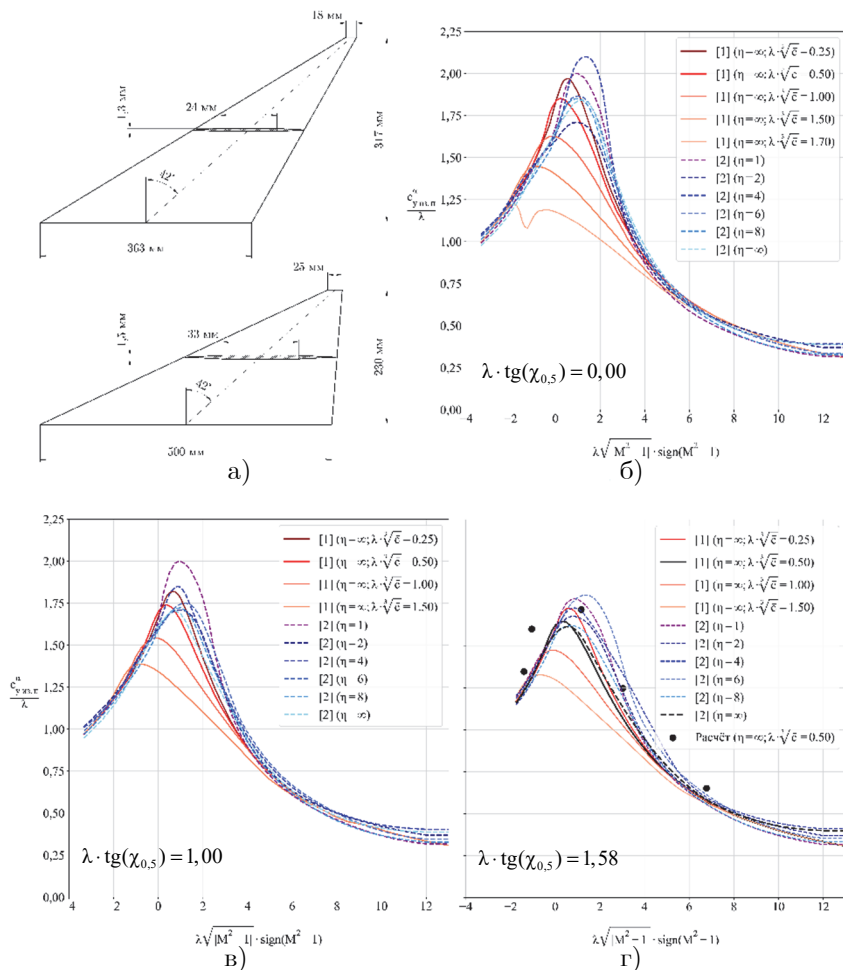


Рис. 1. Геометрия несущих поверхностей и сравнение результатов для различных  $\lambda \cdot \text{tg}(\chi_{0,5})$

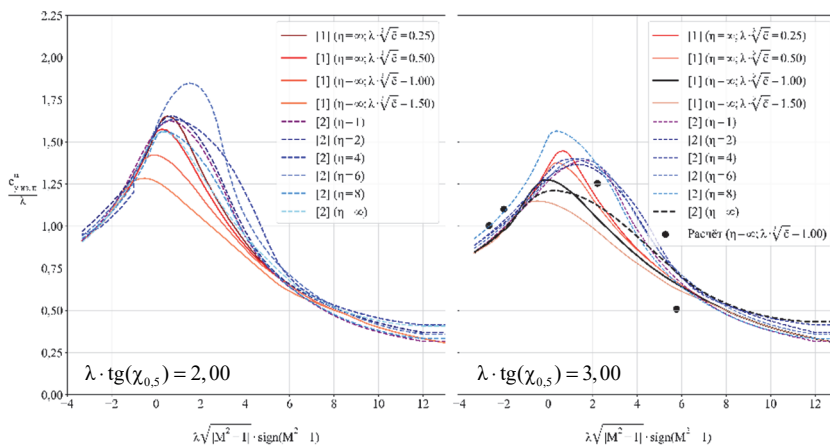


Рис. 2. Сравнение результатов для различных  $\lambda \cdot \text{tg}(\chi_{0,5})$

Результаты численного моделирования подтверждают адекватность обеих эмпирико-аналитических зависимостей, однако не позволяют выявить более предпочтительную зависимость для проведения аэродинамического проектирования, поскольку расхождение результатов, полученных тремя методами, соизмеримо.

## Литература

1. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для вузов. Изд. 2-е, переработанное и доп. М., «Машиностроение», 1973.
2. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н., Захарченко В.Ф. Аэродинамика ракет. Учебное пособие для технических вузов. М.: Высшая школа, 1968.
3. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2023613387. Российская федерация. AeroBDSM (SDK): библиотека подпрограмм для аэродинамического расчёта летательных аппаратов: №2022684196: заявл. 07.12.2022; опубл. 14.02.2023 / Л.А. Лаптева, Д.Ю. Тищенко [и др.]. – EDN WRCPDQ.

## **СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОГИДРОДИНАМИКИ ДЛЯ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДОЗВУКОВЫХ ПРОФИЛЕЙ КРЫЛА В ДВУМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ**

**Л.Д. Шелобанов, Д.С. Михайлов, Д.Ю. Тищенко,**

**Л.А. Лаптева**

*МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, leonidius8@yandex.ru*

Известны несколько методов получения аэродинамических характеристик (АДХ) профиля крыла: использование эмпирико-аналитических зависимостей, численное решение уравнений Навье-Стокса, применение вычислительных методов аэродинамики и др.

В основу первого метода положены математические и графические зависимости, которые используют основные геометрические характеристики профиля крыла. Такие зависимости не способны в явном виде учитывать распределение давления по профилю вдоль хорды крыла.

Численное моделирование путем интегрирования системы уравнений Навье-Стокса как правило проводится в специальных вычислительных пакетах для аэрогидродинамического моделирования, требует продолжительного времени расчета. В результате интегрирования уравнений Навье-Стокса могут быть получены распределения параметров потока.

Вычислительные методы аэродинамики также позволяют получить распределения параметров потока. Однако математическая модель в таких методах представляется в упрощенном виде по сравнению с системой уравнений Навье-Стокса.

С точки зрения затраченного времени на моделирование обтекания объекта для получения аэродинамических характеристик, при прочих равных условиях, численное интегрирование уравнений Навье-Стокса в математических пакетах уступает вычислительным методам аэродинамики. В таком случае целесообразно провести сравнение получаемых результатов между собой и с экспериментальными исследованиями в аэродинамической трубе.

В качестве метода вычислительной аэродинамики рассматривается панельный метод, который реализован в интерактивной программе Xfoil [1].

Целью настоящей работы является сравнение результатов экспериментальных исследований с результатами численного моделирования в математическом пакете для гидрогазодинамических расчетов и расчета с помощью панельного метода в программе Xfoil.

Панельный метод представляет собой разновидность аэродинамических вычислительных методов. Используется для моделирования обтекания объекта, как в двумерной, так и в трехмерной постановке [3].

Суть метода заключается в разделении обтекаемого тела на составные части – «панели», на которых вычисляется распределение потока, чтобы получить общее распределение, имеющее место при обтекании.

Для реализации панельного метода в рамках моделирования обтекания крыла бесконечного размаха, контур исследуемого объекта разбивается на граничные элементы, в каждом из которых фиксируются контрольные точки. Контрольные точки располагаются в середине граничного элемента [3]. В этих точках задается условие непротекания.

Как упомянуто ранее, одним из примеров программы, в которой реализован панельный метод, является интерактивная программа Xfoil [1]. Xfoil написана на языке программирования FORTRAN, позволяет рассчитывать распределение коэффициента давления  $c_p$  вдоль плоского обтекаемого объекта на верхнем и нижнем контуре дозвукового изолированного профиля, а также аэродинамические характеристики: коэффициенты подъемной силы, силы лобового сопротивления и момента тангажа в зависимости от угла атаки  $c_{y_a}(\alpha)$ ,  $c_{x_a}(\alpha)$  и  $m_z(\alpha)$ .

В качестве объекта исследования рассматривались аэродинамические профили крыла средней, малой и большой толщины: NACA0012, NACA2209, NACA2215 (рисунок 1).



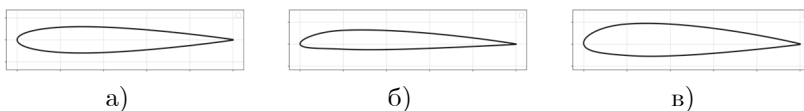


Рис. 1. Аэродинамические профили: а) NACA0012; б) NACA2209; в) NACA2215

Результаты экспериментальных исследований для указанных крыльев бесконечного удлинения представлены в источнике [2].

Численное моделирование проводилось с целью получения аэродинамических характеристик профилей крыльев. В качестве расчетной сетки использовалась двумерная неструктурированная сетка с ячейками в виде треугольников. Было проведено исследование сеточной сходимости с использованием профиля NACA0012. В результате выбрана расчетная сетка с количеством ячеек 190 000 (рисунок 2).

Для избежания возникновения местных скачков уплотнения была выбрана безразмерная скорость набегающего потока  $M = 0.2$ . Экспериментальные исследования [2] проводились при  $Re = 8 \cdot 10^6$ , что при выбранном числе Маха соответствовало абсолютной длине хорды  $b = 1.7$  м.

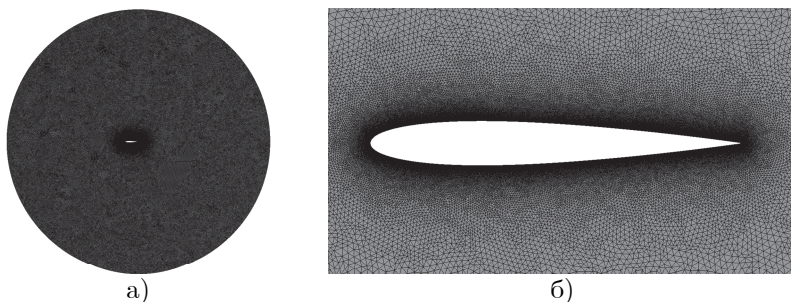


Рис. 2. Неструктурированная расчётная сетка: а) общий вид; б) в окрестности профиля

В качестве модели турбулентности выбрана модель SST  $k-\omega$ . Толщина пристеночной ячейки определена из условий равенства единице безразмерной пристеночной функции  $y_+ = 1$  [4].

Результаты численного моделирования в сравнении с результатами натурного эксперимента и расчетами в Xfoil представлены на рисунке 3.

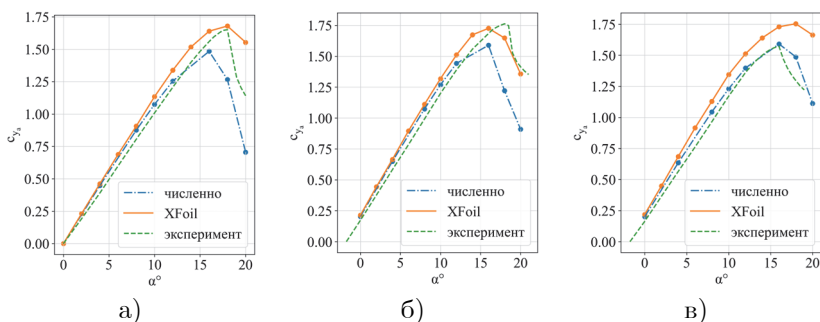


Рис. 3. Графики зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки  $c_{y_a}(\alpha)$  : а) NACA0012; б) NACA2209; в) NACA2215

В результате анализа графиков зависимостей коэффициентов подъемной силы от угла атаки можно сделать вывод о качественном совпадении кривых  $c_{y_a}(\alpha)$  при  $\alpha \leq \alpha_{кр}$ . Имеет место сходство производных коэффициента подъемной силы по  $\alpha$ . В большинстве случаев максимальные значения  $c_{y_{a\max}}$ , рассчитанные с помощью Xfoil, превышают значения, которые соответствуют другим методам получения АДХ. Отличие критических углов атаки  $\alpha_{кр}$  незначительно.

Таким образом, можно сделать вывод о высокой сходимости результатов расчета коэффициента подъемной силы  $c_{y_a}$  с помощью панельного метода с результатами численного моделирования и эксперимента. Максимальные расхождения для коэффициентов при  $\alpha \leq \alpha_{кр}$  не превышают 10%. Наблюдаемое совпадение кривых  $c_{y_a}(\alpha)$  (рисунок 3) панельного метода с численным моделированием и экспериментом демонстрирует высокие возможности вычислительных методов аэродинамики для расчета АДХ. Численное моделирование в математическом пакете для гидрогазодинамических расчетов при данной постановке задачи на персональном компьютере занимает порядка нескольких часов, а расчет с помощью панельного метода в программе Xfoil – порядка нескольких секунд. Преимущество такого подхода к расчету  $c_{y_a}$  в виде относительно низкого времени расчета позволяет использовать панельный метод как инструмент для проектирования звуковых летательных аппаратов на ранних стадиях разработки.

## Литература

1. Xfoil. Subsonic Airfoil Development System. URL: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/> (дата обращения: 25.02.2022).
2. Дородницын А.А., Красильщиков П.П., Минский Е.М., Полядский В.С., Рисберг А.Б., Свищев Г.П., Серебрянский Я.М., Струминский В.В. Руководство для конструкторов: Аэродинамика крыла. 2-е изд. Т. 1. Бюро новой техники НКАП, 1943. 114 с.
3. Y+ Wall Distance Estimation [Электронный ресурс] // CFD Online: [сайт]. [2005]. URL: <https://www.cfd-online.com/Tools/yplus.php>.

# **РАСЧЕТ ГЕНЕРАЦИИ, РАСПРОСТРАНЕНИЯ И ИЗЛУЧЕНИЯ ШУМА В СИСТЕМЕ СВЕРХЗВУКОВОЙ ВОЗДУХОЗАБОРНИК - РОТОР ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ВЕНТИЛЯТОРА НА РЕЖИМЕ ВЗЛЕТА**

**В.А. Шорстов**

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

В работе [1] было проведено численное исследование распространения по каналу сверхзвукового воздухозаборника (ВЗ) и излучения в дальнее поле предварительно рассчитанных возмущений вентилятора, работающего в однородном потоке. Следует предположить что возмущения генерируемые рабочим колесом вентилятора (РК) в существенно неоднородном и турбулентном потоке (см. [1]) будут отличны от регулярной системы ударных волн, так же могут отличаться особенности их распространения и излучения в дальнее поле. В текущей работе взаимное влияние течений в канале ВЗ и РК учитывается при помощи их совместного расчета. Как и в работе [1], для расчетов использовалась программа [2] и сетки Н топологии, за исключением С сеток около лопаток РК (рис. 1).

Расчетная сетка канала ВЗ получена преобразованием квадрата со стороной в 260 ячеек. Шаг сетки по осевому направлению близок к шагам по направлениям поперек канала вне области топологических углов. В работе использовалось РК первой ступени модельного вентилятора рассматриваемого в рамках проекта НЦМУ «Сверхзвук». В области стыковки сетка РК имеет 690 равномерных по углу ячеек. Во всех расчетах на твердых поверхностях использовалась функция стенки с  $y^+$  порядка 100. Используемые сетки не могут претендовать на хорошее описание присоединенных пограничных слоев, однако близость их шагов к равномерным хороша для описания распространения акустических возмущений и развития отрывов от острых кромок в рамках методов семейства DES.

На расстоянии хорды от лопаток РК, за их задними кромками, были организованы зоны демпфирования на основе взвешивания текущего решения с осредненным по времени.

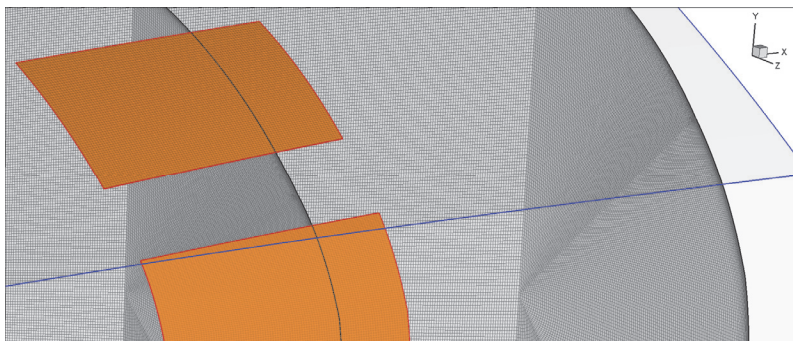


Рис. 1. Расчетные сетки для ВЗ (оранжевым изображены окна подпитки) и РК (перо лопатки голубое)

В работы применялся ряд подходов к описанию турбулентности включая URANS, DES и зонный вихреразрешающий подход. Для облегчения выявления эффектов связанных с допущениями и неточностями постановки расчеты ВЗ сопровождались расчетами РК с цилиндрическим модельным каналом. Канал содержит рабочую цилиндрическую часть с равномерной ячейкой в осевом направлении и расширяющуюся область, перед ней, с нарастающей ячейкой для демпфирования возмущений. Дополнительно около входной границы применяются области демпфирования аналогичные областям за задними кромками РК. Возмущения в канале создавались при помощи неровности на стенке порождающей отрыв который присоединяется до цилиндрического участка из за отрицательного градиента давления в сужающемся канале. Зона с неровностью всегда рассматривается в постановке URANS, из за грубости сетки. Описание течения в ней не может претендовать на физичность, но к цилиндрическому участку формируется почти стационарная область с потерями полного давления и повышенным уровнем турбулентной вязкости что и требуется для модельной задачи в постановке URANS. Для расчета с использованием вихреразрешения в начале цилиндрического участка устанавливается граница LES области с генератором синтетической турбулентности на входе.

На рисунке 2 представлены мгновенные картины течения в модельном канале с однородным потоком и канале с использованием зонного вихреразрешающего подхода. В зонной вихреразрешающей постановке стационарная составляющая окружной не-

равномерности составила 1.4% с размером сектора пониженного полного давления в 27°.

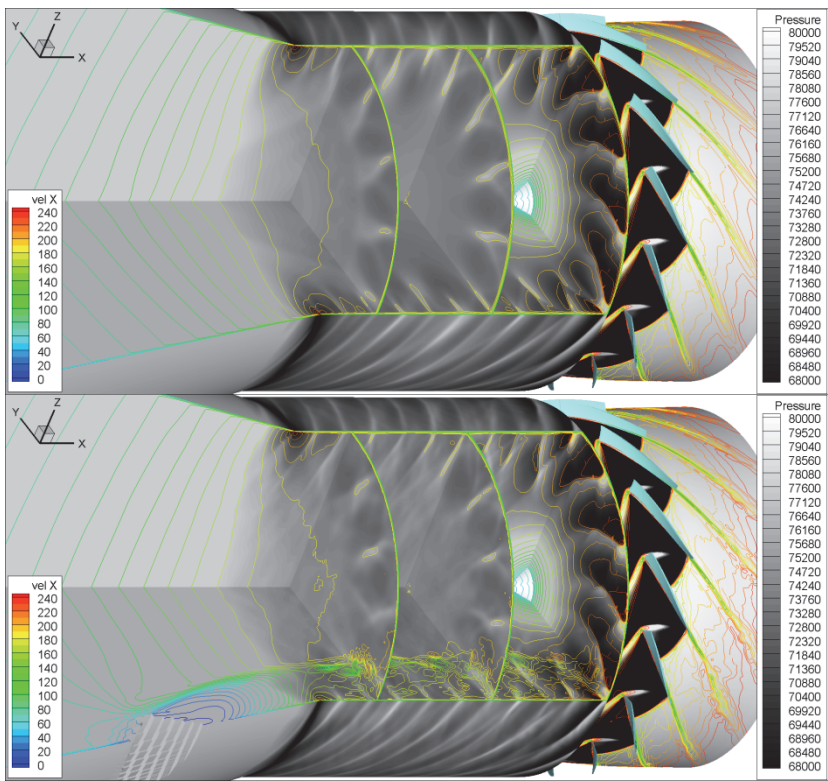


Рис. 2. Поля статического давления и изолинии осевой скорости в задачах с каналом с однородным потоком, с неровностью стенки в постановке URANS и с использованием зонного вихреразрешающего подхода

На рисунках 3, 4 приводятся сопоставления уровней акустического давления для расчетов канала с однородным потоком и с возмущениями в зонной постановке.

На них представлены спектры в плоскости расположенной в 0.06м от передних кромок лопаток РК, разложения на азимутальные моды в этой же плоскости, а так же изменения уровней на частоте следования лопаток РК на протяжении канала

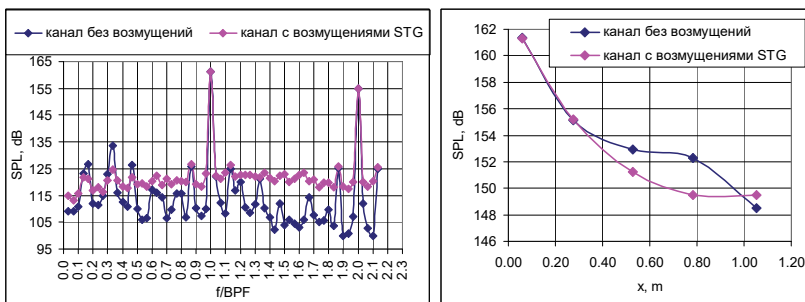


Рис. 3. Спектры уровней акустического давления в плоскости 0.06м от РК (слева) и уровни акустического давления на протяжении канала

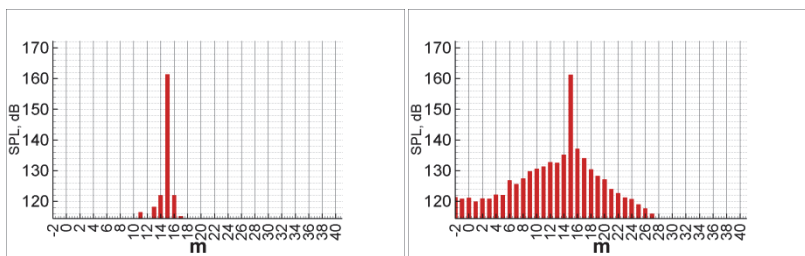


Рис. 4. Разложение боля акустического давления на азимутальные моды для канала с однородным и возмущенным потоками

Рисунки 3, 4 показывают, что рассмотренные возмущения не оказали существенного влияния на работу РК и генерируемый им шум, но возмущения от ВЗ будут больше.

Доклад подготовлен в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 24 июня 2021 г. №075-15-2021-605)

## Литература

1. В.А. Шорстов, Численное исследование особенностей распространения акустических возмущений в нерегулируемом сверхзвуковом воздухозаборнике, Матем. моделирование, 35:10 (2023), 19–35.
2. В.А. Шорстов Программа для ЭВМ «Трекер вихрей и волн» («ВиВ Трекер»), свидетельство № 2022661092, 15.06.2022.





---

**ДОКЛАДЫ ПО ТЕМЕ ТЗ.3**  
**ВЕРТОЛЁТЫ И САМОЛЁТНЫЕ ВИНТЫ**



## МОДЕЛИРОВАНИЕ ШАРНИРНОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА

И.В. Абалакин, **В.Г. Бобков**, А.В. Липатов, Т.К. Козубская  
*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, vbobkov@keldysh.ru*

В докладе представлена методика численного моделирования обтекания движущейся лопасти шарнирного винта вертолета, реализованная в программном комплексе NOISEtte [1]. В этой методике положение лопасти винта в пространстве рассчитывается с использованием кинематической модели с учётом трёх степеней свободы при действии аэродинамических сил и силы тяжести, а движение лопасти реализуется посредством динамической деформации неструктурированной расчетной сетки.

Течение вблизи винта описывается математической моделью на основе нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS) с замыкающей моделью турбулентности Спаларта-Аллармаса и поправкой на кривизну линии тока (SARC) [2]. Эта система численно решается контрольно-объемным методом повышенной точности с определением переменных в вершинах неструктурированной гибридной сетки [3]-[4].

Используемая кинематическая модель построена на основе решения системы нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих изменение углов взмаха и качания под действием внешних и инерционных сил.

Перемещение лопасти в пространстве при моделировании течения около лопастей описывается деформацией расчетной сетки без изменения её топологии. Деформация неструктурированной гибридной сетки, совершающих малые движения, основана на использовании вспомогательной опорной сетки [5]. При этом в расчетной сетке выделяется три зоны: недеформируемая внешняя, внутренняя, включающая в себя лопасть с прилегающими с ней области пограничного слоя с анизотропными сеточными элементами и зона деформации (Рис. 1). Сеточные узлы во внутренней зоне перемещаются как единое целое относительно узлов внешней зоны, что позволяет сохранить качество сетки в области пограничного слоя. Перемещение узлов и деформация элементов

расчетной сетки происходит только в области между ними (рис. 2, 3).

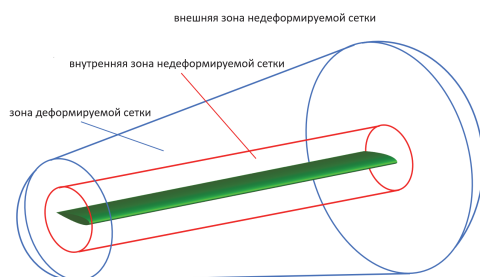


Рис. 1. Зоны деформации расчетной сетки

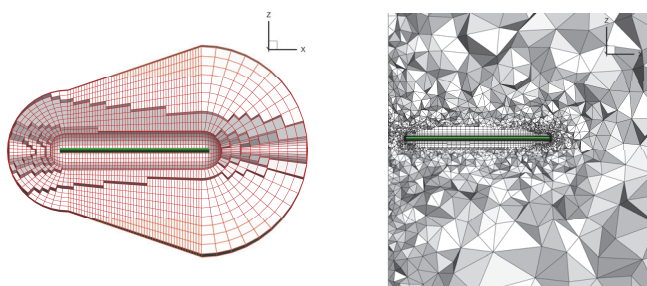


Рис. 2. Начальное положение опорной сетки (слева) и расчетная сетка вблизи лопасти (справа)

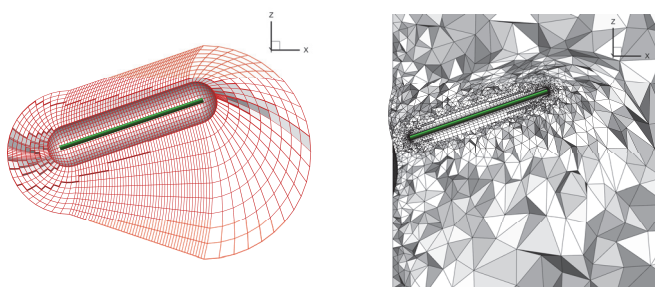


Рис. 3. Положение опорной сетки (слева) и вид расчетной сетки (справа) в процессе деформации

Для перемещения узлов в зоне деформации используется опорная сетка. Вдоль каждой радиальной сеточной линии опорной сетки решается одномерная задача сжатия-растяжения с целью обеспечения гладкого изменения размера сеточных элементов расчетной сетки.

С применением разработанной методики были проведены расчеты обтекания модельных несущих шарнирных винтов вертолета различных конфигураций.

## Литература

1. A. Gorobets, P. Bakhvalov. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers. *Computer Physics Communications*, v. 271, 2022, 108231, DOI: 10.1016/j.cpc.2021.108231.
2. M.L. Shur, M.K. Strelets, A.K. Travin, P.R. Spalart. Turbulence Modeling in Rotating and Curved Channels: Assessing the Spalart-Shur Correction. *AIAA Journal*, v. 38, no. 5, 2000, pp. 784-792.
3. Abalakin I., Bakhvalov P., Kozubskaya T., Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, v. 81, no. 6, 2016, pp. 331-356.
4. P.A. Bakhvalov, T.K. Kozubskaya. Construction of edge-based 1-exact schemes for solving the Euler equations on hybrid unstructured meshes. *Computational Mathematics and Mathematical Physics*, v. 57, no. 4, 2017, pp. 680-697.
5. В.Г. Бобков, В.А. Вершков, Т.К. Козубская, В.О. Цветкова. Методика деформации неструктурированных сеток в задачах определения аэродинамических характеристик тел при малых перемещениях. *Математическое моделирование*, т. 33, № 3, 2021, с. 109-132.

## **ПРИМЕНЕНИЕ ПМ ЛАЗУРИТ ДЛЯ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНОГО ВИНТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ**

Л.А. Балашов, **Л.А. Бендерский**, А.С. Жигалкин,  
Д.Д. Кошман, Д.А. Любимов, И.А. Рагулин, О.С. Серпинский  
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, *labenderskiy@ciam.ru*

Проведение инженерных расчетов воздушных винтов различной конфигурации для оценки их аэродинамических характеристик является актуальной задачей при проектировании летательных аппаратов с электродвигателями.

В работе проводится оценка возможности программного модуля Лазурит (далее – ПМ Лазурит) [1] для решения данного класса задач. Сравнение результатов расчетов проводится с паспортными данными на винт, теоретическим расчетом [2] и расчетом в программном комплексе Ansys Fluent.

Расчеты в ПМ Лазурит проводятся в стационарной постановке с моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса. В ПМ Лазурит реализован RANS метод высокого разрешения [3], для расчета конвективных потоков уравнений Навье-Стокса на гранях ячеек в схеме Роу используется схема WENO. Для сокращения времени расчета в ПМ Лазурит применяется гибридный подход к парализации вычислений – MPI и Open MP.

Геометрия рассчитываемого воздушного винта приведена на рис. 1а. Структурированная расчетная сетка для ПМ Лазурит состоит из 28 млн. ячеек. Расчетная область представляет собой параллелепипед, расстояние от плоскости вращения винта до верхней границы расчетной области составляет  $5D$  (где  $D$  – диаметр винта), до нижней –  $10D$ , расстояние от оси вращения винта до боковых границ составляет  $10D$ .

Расчет воздушного винта в Ansys Fluent проводился в нестационарной постановке (URANS), с использованием модели турбулентности SST на неструктурированной расчетной сетке типа polyhexcore (111 млн. ячеек). Расчетная область представляет собой цилиндрическое пространство с диаметром  $20D$  и высотой  $30D$  (рис. 1б), состоящие из двух сеток, соединенных интерфейсом.

Вращение воздушного винта задавалось вращением внутренней области относительно внешней сетки.

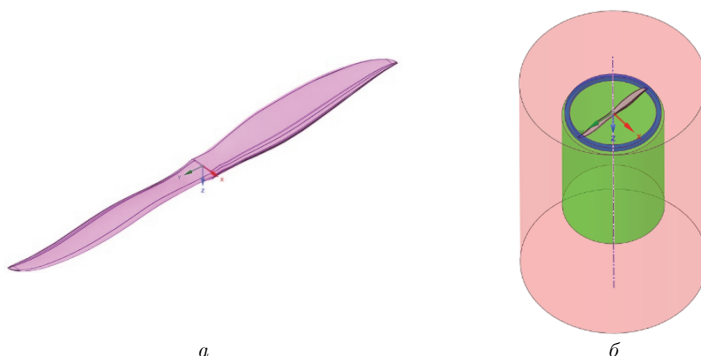


Рис. 1. а) Геометрия воздушного винта, б) расчетная область сеточной модели для ПК Ansys Fluent

Расчеты были проведены для скоростей вращения воздушного винта от 1200 об/мин ( $\Omega$ ) до 2700 об/мин. В результате расчетов получены поля течений и аэродинамические характеристики воздушного винта. Поля чисел Маха (рис. 2) имеют схожую структуру и для ПК Ansys Fluent разрешаются более подробно за счет использования существенно более подробной сетки.

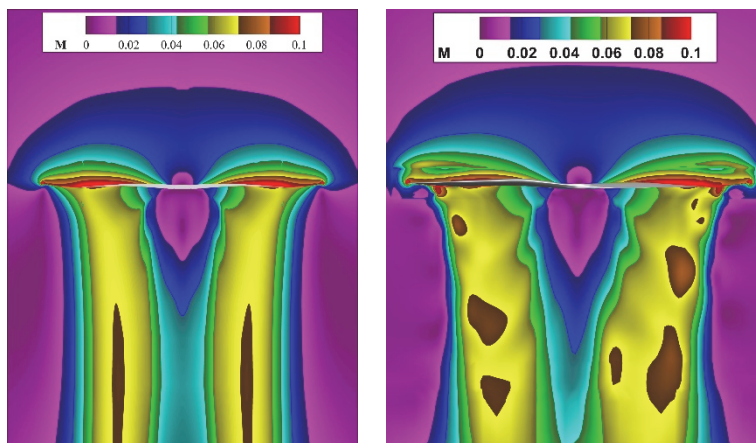


Рис. 2. Поле чисел Маха в сечении по оси винта для ПМ Лазурит слева и ПК Ansys Fluent справа при  $\Omega=2000$  об/мин.

Отличия в значениях тяги и момента воздушного винта при расчете обоими расчетными кодами практически отсутствуют (рис. 3), что говорит о хорошей сходимости результатов полученных с помощью ПМ Лазурит. CFD расчеты хорошо соответствуют теоретическому расчету из [2] и показывают больший момент чем заявлено в паспортных данных на винт.

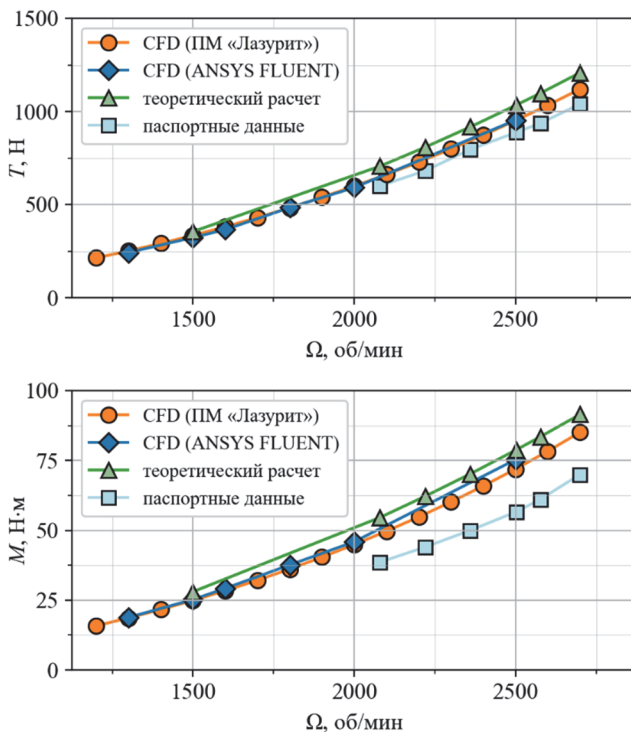


Рис. 3. Тяга (сверху) и момент (снизу) воздушного винта от скорости вращения. (теоретический расчет и паспортные данные из [2])

## Литература

1. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023666963. «Программный модуль компьютерного моделирования физических процессов в авиационных силовых установках» («Лазурит») / Д.А. Любимов, Л.А. Бендерский. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 08.08.2023.
2. А.В. Власов, А.Н. Варюхин, М.А. Овдиенко, Методика расчёта аэродинамических характеристик винта летательного



аппарата // материалы 66-й Всероссийская научная конференция МФТИ, Секция газовой динамики, горения и теплообмена, 2024.

3. Бендерский Л.А., Любимов Д.А., Потехина И.В., Федоренко А.Э. Исследование особенностей течения в воздухозаборнике смешанного сжатия при больших сверхзвуковых скоростях внешнего потока с помощью RANS метода высокого разрешения // 2015. Материалы XXVI Научно-технической конференции по аэродинамике. п. Володарского 26-27 февраля 2015. С. 48.

# КИНЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ЛОПАСТИ ШАРНИРНОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА

В.Г. Бобков, А.В. Липатов

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

В докладе представлено описание кинематической модели, управляющей движением тела с тремя степенями свободы под действием аэродинамических сил.

Используемая кинематическая модель движения лопасти, учитывающая изменения углов взмаха и качания лопасти под действием внешних сил (рис. 1) основана на решении системы нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений. Также данная модель включает в себя уравнения, описывающие заданный закон циклического управления в зависимости от азимутального угла положения лопасти. Уравнения циклического изменения угла установки лопасти задаются извне и являются параметрами данной модели.

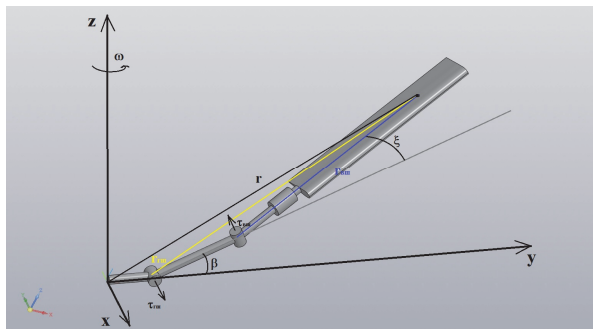


Рис. 1. Лопасть модельного шарнирного винта

Эта модель используется в программном комплексе NOISEtte [1] для численного моделирования обтекания движущейся лопасти шарнирного винта вертолета.

Помимо кинематической модели разработанная методика базируется на численном решении нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS) с замыкающей моделью турбулентности Спаларта-Алмараса и поправкой на кривизну линии тока (SA-RC) [2], также на вычислительной тех-

нологии, реализующей деформацию неструктурированной сетки при наличии малых движений лопасти в процессе газодинамического расчета [3]. Система уравнений URANS численно решается контрольно-объемным методом повышенной точности с определением переменных в вершинах неструктурированной гибридной сетки [4]–[5].

Разработанная кинематическая модель верифицируется на задачах, имеющих аналитическое решение. Среди них, рассматривается движение физического маятника в вязкой среде и движение вращающегося стержня.

Также проведены демонстрационные расчеты обтекания модельного шарнирного винта с различными законами управления и показано влияние этих законов на угол взмаха лопасти и интегральные характеристики винта, а, именно, аэродинамические силы и моменты силы.

## Литература

1. A. Gorobets, P. Bakhvalov. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers. *Comput. Phys. Commun.*, v. 271, 2022, 108231.
2. M.L. Shur, M.K. Strelets, A.K. Travin, P.R. Spalart. Turbulence Modeling in Rotating and Curved Channels: Assessing the Spalart-Shur Correction. *AIAA J.*, v. 38, no. 5, 2000, pp. 784–792.
3. В.Г. Бобков, В.А. Вершков, Т.К. Козубская, В.О. Цветкова. Методика деформации неструктурированных сеток в задачах определения аэродинамических характеристик тел при малых перемещениях. *Матем. моделирование*, т. 33, № 3, 2021, с. 109–132.
4. I. Abalakin, P. Bakhvalov, T. Kozubskaya. Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes. *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, v. 81, no. 6, 2016, pp. 331–356.
5. P.A. Bakhvalov, T.K. Kozubskaya. Construction of edge-based 1-exact schemes for solving the Euler equations on hybrid unstructured meshes. *Comput. Math. Math. Phys.*, v. 57, no. 4, 2017, pp. 680–697.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВИНТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.Н. Варюхин, А.В. Власов, М.А. Овдиенко

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, [avvlasov@ciam.ru](mailto:avvlasov@ciam.ru)

Для получения характеристик винта летательного аппарата чаще всего используются либо достаточно ограниченные экспериментальные данные, предоставляемые производителем винта, либо достаточно ресурсоёмкие CFD расчёты. Менее ресурсоёмким решением может быть применение струйной теории гребного винта.

В основе струйной теории гребного винта лежит теория элемента лопасти винта С.К. Джевецкого [1]. С.К. Джевецкий первым предложил рассматривать лопасть винта, как совокупность его элементов, представляющих из себя аэродинамические профили. Существенным недостатком теории С.К. Джевецкого является то, что она не учитывает добавочные скорости, индуцированные винтом, которые влияют на его обтекание. Этот недостаток учтён в струйной теории гребного винта, которая представляет из себя синтез теории С.К. Джевецкого и теории идеального винта с бесконечно большим числом лопастей.

Для определения добавочных скоростей в соответствии с струйной теории гребного винта в работе [1] выводится система из трёх уравнений:

$$v_t = \frac{k\Gamma}{2\pi r} (1 + \mu \cdot \operatorname{ctg} \beta_1) \quad (1)$$

$$v_a = v_t \frac{\operatorname{ctg} \beta_1 (1 - \mu \cdot \operatorname{tg} \beta_1)}{1 + \mu \cdot \operatorname{ctg} \beta_1} \quad (2)$$

$$\operatorname{ctg} \beta_1 = \frac{\omega r - v_t}{V + v_a} \quad (3)$$

где  $\beta_1$  – эффективный угол набегающего потока на элемент сечения лопасти винта,  $\omega$  – угловая скорость вращения винта,  $r$  – радиус рассматриваемого сечения,  $k$  – количество лопастей винта,  $v_a$  –

добавочная осевая скорость,  $v_t$  – добавочная окружная скорость,

$$\mu = \frac{C_x}{C_y}, \quad \Gamma = \frac{1}{2} C_y b \cdot W_1 = \frac{1}{2} C_y b \sqrt{(\omega r - v_t)^2 + (V + v_a)^2}$$

В работе [2] данная система сведена к одному уравнению.

Недостатком струйной теории гребного винта является то, что она не учитывает влияние конечности количества лопастей винта и концевые потери. Для учёта этих факторов в работе [3] предлагается использовать функцию Гольштейна:

$$f_g = \frac{2}{\pi} \arccos \left( e^{-\frac{k}{\sin \alpha} \frac{1-r}{r}} \right) \quad (4)$$

где  $\alpha$  – угол набегания потока на сечение лопасти.

Для учёта концевых потерь и влияния конечности количества лопастей винта необходимо подынтегральные выражения в формулах (8), (9) домножить на  $f_g$ .

С помощью полученной модели были проведены расчёты винта диаметром 1.6 м [4]. Его тяга и потребляемая мощность для частот вращения 1500 об/мин, 2000 об/мин и 2500 об/мин с учётом поправки Гольштейна на концевые потери и без учёта данной поправки представлены на рисунке 1. Как можно заметить, концевой эффект имеет наибольшее влияние на характеристики винта при высоких скоростях набегающего потока.

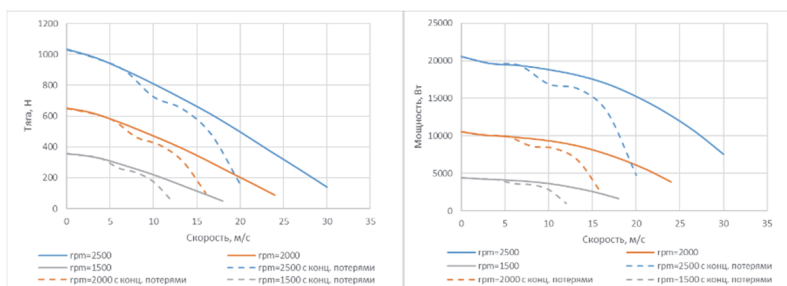


Рис. 1. Тяга (а) и потребляемая мощность (б) воздушного винта

Также было проведено сравнение результатов расчётов винта с характеристиками, заявленными производителем при скорости набегающего потока равного нулю.

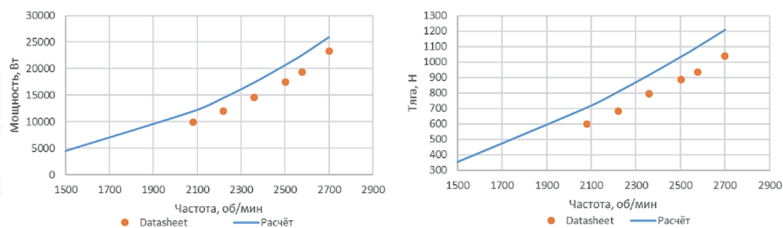


Рис. 2. Сравнение потребной мощности (а) и тяги (б) воздушного винта с данными производителя [4]

## Литература

1. В.П. Ветчинкин, Н.Н. Поляхов, Теория и расчёт воздушного гребного винта — Физика. Механика, Москва 2022
2. А.В. Власов, А. Н. Варюхин, М.А. Овдиенко, Методика расчёта аэродинамических характеристик винта летательного аппарата — 66-я Всероссийская научная конференция МФТИ, Секция газовой динамики, горения и теплообмена
3. В.И. Шайдаков, А.Д. Маслов, Аэродинамическое проектирование лопастей воздушного винта — Издательство МАИ, Москва, 1995
4. Электронный источник:  
<https://www.freerchobby.cc/collections/propeller/products/63-inch-2-blade-carbon-fiber-propeller-for-mega-uav-drone-airplane-paramotor-paraglider>

## ПОДХОД К РАСЧЁТУ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРЕОБРАЗУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.П. Горбань, Д.П. Зиновьев, Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов

*Центральный аэрогидродинамический институт*

*им. Проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, МО,*

*spintest@tsagi.ru*

В настоящее время в России и за рубежом проводятся работы по созданию летательных аппаратов, объединяющих качества самолёта и вертолёта, а именно винтокрылых летательных аппаратов с вертикальным взлётом и посадкой. Наибольшую перспективу представляют скоростные преобразуемые винтокрылые летательные аппараты с останавливаемым в полёте несущим винтом-крылом.

В ЦАГИ проводятся расчётно-экспериментальные исследования различных схем несущих систем преобразуемых винтокрылых летательных аппаратов. Полученные результаты по этой теме позволяют прогнозировать возможность создания преобразуемого летательного аппарата с останавливаемым в полёте несущим винтом-крылом (рис. 1), сочетающего хорошие характеристики на вертолётных режимах полёта и высокую скорость и/или экономичность на самолётных режимах.

В процессе разработки новых аэродинамических компоновок преобразуемых винтокрылых летательных аппаратов для расчёта



Рис. 1. Концепция ВКЛА с останавливаемым в полёте несущим винтом-крылом

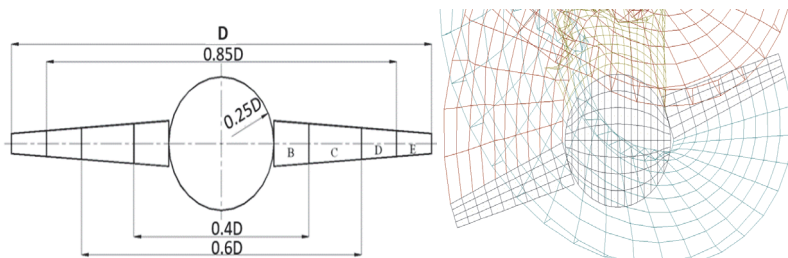


Рис. 2. Моделирование обтекания несущего винта-крыла

аэродинамических характеристик несущего винта, наряду с другими методами, применяются вихревые методы расчёта, основанные на нелинейной вихревой теории в нестационарной постановке [1,2]. Эти методы позволяют эффективно моделировать и оптимизировать аэродинамические характеристики несущих систем преобразуемых летательных аппаратов на различных режимах полёта (рис. 2).

## Литература

1. С.М. Белоцерковский, Б.Е. Локтев, М.И. Ништ. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик несущего винта. – М.: Машиностроение, 1992, с. 220.
2. Б.С. Крицкий. Математическое моделирование аэродинамики винтокрылого летательного аппарата. Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации, 2003, № 59, с. 24.



## **ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И ОЦЕНКА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СКОРОСТНЫХ ВИНТОКРЫЛЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ**

**В.П. Горбань, О.В. Дружинин, К.Г. Косушкин,  
Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов**

*Центральный аэрогидродинамический институт  
им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, МО,  
spintest@tsagi.ru*

В работе рассматриваются гражданские скоростные преобразуемые винтокрылые летательные аппараты (ПВКЛА) различных схем (одновинтовой, соосной, продольной и поперечной схем с оставляемыми несущими винтами-крыльями (НВК), а также конвертопланной схемы с поворотными винтами) средней весовой категории с одинаковыми грузопассажирскими кабинами вместимостью до 14 пассажиров и силовыми установками, состоящими из двух газотурбинных двигателей (ГТД).

Для каждой из схем были выбраны проектные параметры и сформированы альтернативные варианты обликов ВКЛА, выполняющих одинаковые требования по массе полезной нагрузки, статическому и динамическому потолку, дальности полета с целевой нагрузкой и максимальной крейсерской скорости.

В качестве критерия эффективности принята величина себестоимости единицы транспортной работы (тонно-километра). При определении рациональных параметров ВКЛА варьировались площадь крыла и удельная нагрузка на ометаемую винтом площадь, с учетом выполнения набора ограничений.

Анализ полученных в ходе выбора параметров ЛА значений стоимости тонно-километра показал, что конвертоплан при выполнении перевозок на расчетную дальность экономичнее чем ПВКЛА.

Проведена сравнительная оценка летно-технических характеристик рассматриваемых схем ПВКЛА. Сравнение показало, что при фиксированной величине полезной нагрузки ПВКЛА одновинтовой, соосной и поперечной схем близки по дальности. ПВКЛА продольной схемы несколько уступает им, а конвертоплан немного

превосходит. При этом конвертоплан по величине максимальной крейсерской скорости превосходит ПВКЛА рассмотренных схем.

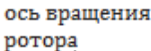
## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ЦИКЛИЧЕСКОГО ДВИЖИТЕЛЯ В РЕЖИМЕ ПОЛЕТА

А.А. Дектерев<sup>1, 2</sup>, Ар.А. Дектерев<sup>1</sup>, Д.А. Дектерев<sup>1, 2</sup>,  
**А.В. Сентябов<sup>1, 2</sup>**

<sup>1</sup>*Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН,  
Новосибирск, sentyabov\_a\_v@mail.ru*

<sup>2</sup>*Сибирский федеральный университет, Красноярск*

Циклический движитель (ротор) представляет собой один из способов обеспечить вертикальные взлет и посадку. В этом устройстве ось вращения располагается горизонтально, а параллельно ей закреплены аэродинамические поверхности (лопасти). Управление углом наклона лопастей ротора позволяет изменять направление и величину вектора тяги, что обеспечивает вертикальный взлет-посадку и высокую маневренность аппарата. Схема движения лопасти циклоидального ротора представлена на рис. 1. Лопасть вращается относительно оси ротора, с началом координат в точке  $O$  и одновременно способна поворачиваться вокруг собственной оси. Относительный угол  $\theta$  между линией хорды лопасти и тангенциальным направлением ротора называется углом наклона лопасти. Угол наклона изменяется периодически в течение цикла вращения, в зависимости от азимутального положения лопасти  $\Psi$ . Угол  $\varepsilon$  задает направление тяги циклоидального ротора, а величина эксцентриситета  $e$  задает максимальные углы поворота лопастей.



ДВИЖИТЕЛЯ

Исследований эффективности циклического ротора при создании тяги в режиме висения проводилось достаточно много [1–3], однако в условиях движения – взлета, посадки или горизонтального полета – аэродинамические условия сильно меняются. Так, численное моделирование показывает, что в режиме взлета эффективность снижается, а в режиме посадки – наоборот, повышается. Это ставит вопрос о систематическом исследовании характеристик циклического ротора во всем диапазоне параметров, включая параметры набегающего потока.

Рассмотрим аппарат с четырьмя одинаковыми циклическими движителями, расположенными симметрично относительно центра масс, причем роторы одной оси вращаются в сторону, противоположную роторам другой оси. Это означает, что в режиме висения нужно выставить одинаковые (точнее, симметричные) параметры частоты вращения, величины эксцентриситета и угла  $\epsilon$  для каждого ротора. Для горизонтального полета необходимо с помощью выбора управляющих параметров циклического движителя добиться баланса сил и моментов, действующих на летательный аппарат. В плоскости, перпендикулярной осям роторов, это сводится

к равенству нулю горизонтальной ( $F_x$ ) и вертикальной ( $F_y$ ) компонент равнодействующей силы и вращательного момента ( $T_z$ ).

$$F_x = 0,$$

$$F_y = 0,$$

$$T_z = 0$$

Решением этой системы из трех уравнений является значение трех управляющих параметров, в качестве которых используются величины эксцентриситета на каждом из движителей  $e_1$ ,  $e_2$  и общий для них обоим угол поворота эксцентрика (т.е. изменения фазового угла)  $\Delta\varepsilon$ .

Для определения сил и моментов, действующих на одиночный ротор при его вращении в набегающем потоке, представим их в приближенном безразмерном виде:

$$F_x = N \cdot \rho \cdot l \cdot C \cdot \frac{(R\omega)^2}{2} \cdot f(e) \cdot f_x(\Delta\varepsilon, \frac{V}{R\omega}),$$

$$F_y = N \cdot \rho \cdot l \cdot C \cdot \frac{(R\omega)^2}{2} \cdot f(e) \cdot f_y(\Delta\varepsilon, \frac{V}{R\omega}),$$

$$T = -N \cdot \rho \cdot l \cdot C \cdot \frac{(R\omega)^2 R}{2} \cdot \tau(e) \cdot f_T(\Delta\varepsilon, \frac{V}{R\omega}),$$

где  $N$  – количество лопастей ротора,  $\rho$  – плотность воздуха,  $l$  – длина оси ротора,  $C$  – длина хорды лопасти,  $R$  – радиус ротора,  $\omega$  – частота вращения ротора,  $e$  – величина эксцентриситета,  $T$  – крутящий момент на роторе. Таким образом, для расчета аэродинамики полета аппарата требуется определить зависимости сил и момента  $f(e)$ ,  $\tau(e)$  от максимального угла установки лопастей (который определяется эксцентриситетом  $e$ ), а также зависимости  $f_x(\Delta\varepsilon, V/(R\omega))$ ,  $f_y(\Delta\varepsilon, V/(R\omega))$ ,  $f_T(\Delta\varepsilon, V/(R\omega))$  сил и момента от скорости набегающего потока и угла поворота эксцентрика.

Такие зависимости были определены с помощью численных и экспериментальных исследований. Численная модель была основана на расчете трехмерного нестационарного турбулентного течения воздуха. При этом расчётная геометрия состояла из следующих частей: неподвижная область окружающего воздушного пространства, области ротора, области лопастей, которые совершают качающееся движение относительно центра крепления лопасти и поворачиваются вместе со всем ротором. Движение зоны лопасти

задавалось специальным законом, исходя из кинематической схемы (рис. 1). Взаимодействие между областями лопасти и ротора задавалось методом скользящих сеток.

Результаты расчетов обтекания одиночного ротора сравнивались с данными его продувок в аэродинамической трубе. Как показало сравнение, без набегающего потока силы, полученные при численном моделировании, совпадают с экспериментальными результатами в пределах отклонений последних. При наличии набегающего потока расчетная компонента горизонтальной силы  $F_x$  переоценивается по абсолютной величине тем больше, чем выше относительная скорость набегающего потока. Компонента  $F_y$  почти во всем диапазоне фазовых углов хорошо соответствует экспериментальным данным. В результате, построенные зависимости (рис. 2) хорошо описывают компоненты сил, действующих на ротор в набегающем потоке до относительных скоростей  $V/(\omega R) \approx 0,3$ .

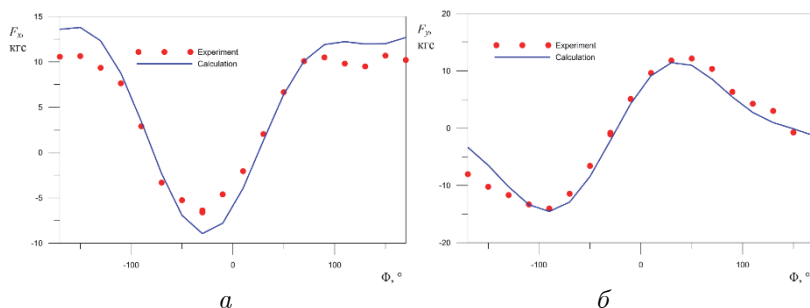


Рис. 2. Силы, действующие на ротор при скорости набегающего потока  $V/(\omega R) \approx 0,3$ : а) горизонтальная компонента силы, б) вертикальная компонента силы

Полученные данные были использованы для определения управляющих параметров  $e_1$ ,  $e_2$  и  $\Delta\epsilon$  режима полета аппарата, точность которых подтвердили испытания аппарата в аэродинамической трубе в соответствующих режимах.

Исследования выполнены в рамках государственного задания ИТ СО РАН.

## Литература

1. Carlos M. Xisto; J.A. Leger; J.C. Páscoa; L. Gagnon; P. Masarati; D. Angeli; and A. Dumas Parametric Analysis of a Large-Scale Cycloidal Rotor in Hovering Conditions. *J. Aerosp. Eng.*, 2017. Vol.30. 04016066. DOI:10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000658.
2. Carlos M. Xisto, Jos´e C. P´ascoa, Michele Trancossi Geometrical Parameters Influencing the Aerodynamic Efficiency of a Small-Scale Self-Pitch High Solidity VAWT. *Journal of Solar Energy Engineering*. Received April 16, 2015; February 22, 2016. doi:10.1115/1.4032794.
3. Jiwei Tang, Yu Hu, and Bifeng Song Unsteady Aerodynamic Optimization of Airfoil for Cycloidal Propellers Based on Surrogate Model. *JOURNAL OF AIRCRAFT*. 2017 DOI:10.2514/1.C033649

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА КВАДРОКОПТЕРА В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION

Д.В. Клименко<sup>1</sup>, А.В. Радостин<sup>2</sup>, С.Ф. Тимушев<sup>1</sup>,

**А.В. Февральских<sup>2</sup>**, Д.К. Щеглов<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Московский авиационный институт (НИУ), Москва,  
*irico.harmony@gmail.com*

<sup>2</sup>ООО «Тесис», Москва, *a.fevralskih@gmail.com*

<sup>3</sup>Акционерное общество «Северо-Западный региональный центр  
Концерн ВКО «Алмаз-Антей» - Обуховский завод»,  
Санкт-Петербург, *dou@goz.ru*

Развитие интереса к легким беспилотным летательным аппаратам стимулирует потребность в моделировании акустических характеристик этого вида техники. Особенно важным являются такие расчеты для различных компоновок летательного аппарата с несколькими винтами.

В работе представлены результаты апробации новых возможностей для выполнения акустических расчетов с использованием программного комплекса FlowVision на примере тонального шума квадрокоптера. Методика расчета основана на акустико-вихревой декомпозиции уравнений движения сжимаемой среды. Предлагаемый метод акустико-вихревой декомпозиции базируется на математически строгом преобразовании уравнений движения сжимаемой среды, которое приводит к неоднородному волновому уравнению относительно пульсаций энтальпии с источниковым членом, зависящим от поля скоростей вихревой моды. Возмущения давления в ближнем поле при этом рассматриваются как сумма акустических пульсаций и псевдозвука.

Расчет состоит из двух этапов. На первом этапе выполняется численное моделирование аэродинамики вращающегося пропеллера, по результатам которого накопленная информация о распределении амплитудно-частотных характеристик «гидродинамического источника звука» вблизи пропеллера (рисунок 1) сохраняется в файл, который используется на втором этапе расчета – в ходе решения волнового акустического уравнения.



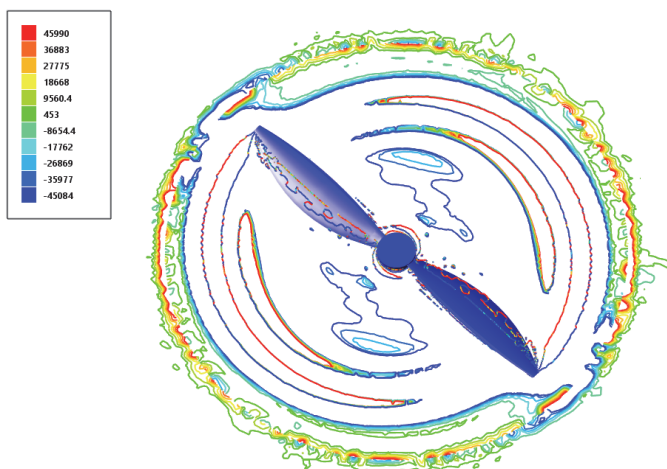


Рис. 1. Мгновенные изолинии переменной «гидродинамический источник звука» по результатам численного моделирования в программном комплексе FlowVision

В ходе решения задачи определены аэродинамические и акустические характеристики одиночного пропеллера APC Slow Flyer 10x4,7, получено отличное согласование значений коэффициентов тяги и мощности, определенных по результатам численного моделирования, с опорными данными. Это косвенно указывает на достоверность результатов определения характеристик акустического источника. Для решения задачи о прогнозировании уровня тонального шума квадрокоптера в последующих акустических расчетах используется конфигурация из сохраненных копий акустического источника одиночного пропеллера, разнесенных в пространстве.

Возможности разработанного подхода демонстрируются на примере серии акустических расчетов шумовых характеристик компоновки квадрокоптера при различных вариантах взаимного расположения источников и их фазовых характеристик.

## Литература

1. Тимушев С.Ф. Численное моделирование нестационарных гидродинамических процессов в центробежных насосах и вентиляторах с целью снижения их виброактивности и шума: диссертация ... доктора технических наук. – Москва, 1995, 145 с.
2. J.B. Brandt, M.S. Selig. Small-Scale Propeller Performance at Low Speeds – Online Database. <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html>, 2010.
3. Аксенов А.А., Тимушев С.Ф., Клименко Д.В., Федосеев С.Ю. Применение акустико-вихревого метода для моделирования шума пропеллера мультикоптера. Математическое моделирование, 2023, т.35, № 6, с. 14-36.

## **МЕТОДИКА РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АЭРОАКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ АВТОМАТИЗИРОВАННОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ**

**М.И. Мясников, А.И. Шомов**

*АО «НЦВ Миль и Камов», рп. Томилино, г.о. Люберцы, МО,  
m.myasnikov@nhcmk.ru, a.shomov@nhcmk.ru*

Летно-технические характеристики (ЛТХ) любого винтокрылого летательного аппарата (ВКЛА) определяются аэродинамическим совершенством его несущей системы, состоящей из одного или нескольких несущих винтов. Лопасть несущего винта современного ВКЛА представляет собой сложный агрегат, который должен удовлетворять разнообразным требованиям, в том числе иметь высокие аэродинамические и аэроакустические характеристики.

На сегодняшний день известны различные автоматизированные системы предварительного формирования облика и расчета основных элементов вертолета [1, 2], основанные на использовании классических расчетных моделей - теории элемента лопасти, импульсной или вихревой теории винта. В настоящей работе авторами предложена методика, позволяющая рассчитывать аэродинамические и аэроакустические характеристики несущего винта с использованием систем автоматизированного проектирования и расчетных программ CFD моделирования на этапах как предварительного, так и рабочего проектирования. Функциональная схема данной методики расчета представлена на рисунке 1.

Данная методика базируется на использовании стандартного программного обеспечения и разработанных авторами новых специализированных модулей и программ. Так для создания 3D геометрии лопасти несущего винта в программе Siemens NX разработан специализированный модуль, позволяющий задавать ее форму по геометрическим характеристикам. Для автоматического построения блочно-структурированной расчетной сетки лопасти разработан специальный программный модуль. Построенная расчетная сетка сохраняется в формате mesh файла. Расчет аэродинамических и аэроакустических характеристик несущего винта проводится в программном комплексе Ansys Fluent. Для учета

изменения кинематики движения лопастей и управления несущим винтом разработаны специализированные программные модули (пользовательские функции) для Ansys Fluent.

Результаты расчетов, проведенных по данной методике, показывают удовлетворительное совпадение с экспериментальными данными. Представленная методика расчета позволяет использовать существующее на предприятии программное обеспечение, значительно ускорить процесс подготовки исходных данных для расчета аэродинамических и аэроакустических характеристик несущего винта в программном комплексе Ansys Fluent и позволяет оценить большее количество альтернативных вариантов компоновок лопастей.



Рис. 1. Функциональная схема методики расчета

## Литература

1. Шкадов Л.М., Вожаев Е.С., Бехли Ю.Г. и др. Основные принципы построения автоматизированной системы предварительного формирования облика вертолета. Труды ЦАГИ, вып. 2191, 1983.
2. Johnson, W. "NDARC — NASA Design and Analysis of Rotorcraft. Theoretical Basis and Architecture." American Helicopter Society Specialists' Conference on Aeromechanics, San Francisco, CA, January 2010.

---

# **ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОАКУСТИЧЕСКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КОМПОНОВКИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. ВАЛИДАЦИЯ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА**

**Чэнь Болунь, П.А. Мошков, С.Ф. Тимушев**

*Московский авиационный институт, Москва, irico.harmony@gmail.com*

Распределенные электрические силовые установки становятся все более распространенными из-за возможности устанавливать двигатели в разных местах самолета независимо от положения источника энергии. Для авиаконструкторов распределенные электрические силовые установки открывают новые возможности в области аэродинамики, управления самолетом и аэроакустики [1]. Воздушные винты, как эффективный движитель, хорошо подходят для низкоскоростных летательных аппаратов, обеспечивающих аэромобильность. Ожидается, что аэроакустические характеристики [2] летательного аппарата с распределенными воздушными винтами могут существенно отличаться от характеристик обычного гражданского самолета.

В докладе представлен сравнительный анализ аэроакустических характеристик трех небольших воздушных винтов, которые представляют собой систему распределенных двигателей, и одного большого воздушного винта АВ-2, который применяется в самолете Ан-2. Маленький винт спроектирован с аналогичными аэродинамическими характеристиками и обеспечивает примерно  $1/3$  тяги и потребляемой мощности большого винта. Рассматривается работа винтов для разных углов установки с различной нагрузкой - от высокой до низкой. Все случаи моделирования выполняются при скорости полета 20 м/с. Расчеты выполнены с использованием метода Flowcs Williams-Hawkings (FW-H).

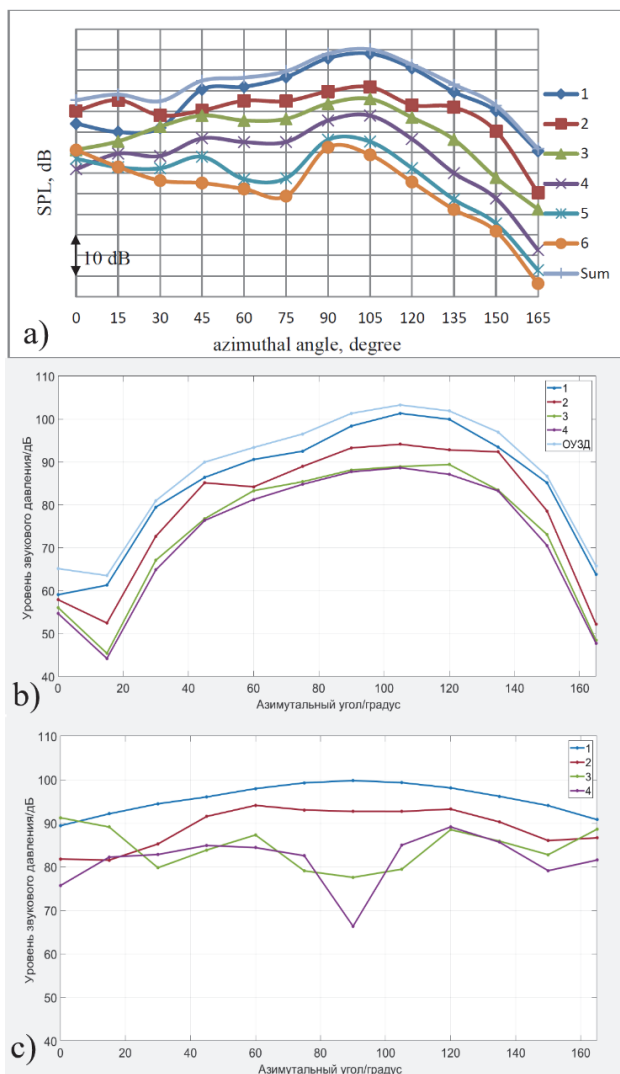


Рис. 1. Сравнение экспериментальных и численных результатов:  
 а) экспериментальные результаты, б) численные FW-Н,  
 с) численные результаты АВМ

Валидация расчетной методики на основе подхода FW-Н выполнена с использованием измерений шума в условиях аэродрома МАИ и расчетов акустико-вихревым методом [3, 4] для воздушного винта АВ-2 в статическом режиме (рис. 1). По ре-

результатам экспериментов показаны первые шесть гармоник (1 – 6 ЧСЛ) и общий уровень звукового давления (ОУЗД). Численные результаты FW-Н представлены для первых четырех гармоник (1 - 4 ЧСЛ) и общего уровня звукового давления. Результаты АВМ хорошо согласуются с экспериментом для первых двух гармоник ЧСЛ. Согласно рис. 1, результаты FW-Н в положении 45-150° хорошо соответствуют экспериментальным результатам по всем гармоникам. В положении 0-30° уровень звукового давления сильно занижен.

Анализ конфигураций винтов показывает, что для большого одиночного винта уровень шума в вертикальной и горизонтальной плоскостях одинаков, то есть, уровень шума симметричен по отношению к оси воздушного винта. Это соответствует теории Гутина [5], которая предсказывает уровень шума одиночного винта в дальнем поле.

В отличие от одиночного большого винта, уровень шума трех винтов не проявляет симметрии вдоль оси среднего винта. Почти во всех случаях уровень шума в вертикальной плоскости выше, чем в горизонтальной. И несмотря на то, что общая тяга и потребляемая мощность такие же, как у одного большого винта, уровень шума на всех режимах работы выше, чем у одного большого винта.

В данном исследовании увеличено расстояние между соседними винтами, чтобы уменьшить аэродинамическое взаимодействие. В реальном проектировании расстояние может быть меньше, что вызовет более высокие колебания нагрузки на лопасти винта и увеличить уровень шума [6]. Чтобы спроектировать распределенную электрическую или гибридную силовую установку с приемлемыми акустическими параметрами, необходимо обеспечить минимальное аэродинамическое взаимодействие воздушных винтов или применить воздуховод/ винтокольцевой движитель для снижения уровня шума силовой установки.



## Литература

1. Fredericks, W.J., Moore, M.D., and Busan, R.C., Benefits of Hybrid-Electric Propulsion to Achieve 4x Increase in Cruise Efficiency for a VTOL Aircraft // 2013, AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, AIAA, pp 2013-4324
2. Rizzi, S.A., Palumbo, D.L., Rathsam, J., Christian, A., and Rafaelof, M., Annoyance to Noise Produced by a Distributed Electric Propulsion High-Lift System // 2017, 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA, pp 2017-4050
3. Timushev S., Yakovlev A., Moshkov P., Numerical simulation of the light aircraft propeller noise under static condition // 2021, Akustika, Vol.41, pp 100-106
4. Pogosyan, M.A., Timushev, S.F., Moshkov, P.A., Yakovlev, A.A. Simulation of Isolated Propeller Noise Using Acoustic-Vortex Method //Supercomputing Frontiers and Innovations 2023,Vol. 10, pp 21-30
5. Gutin L. On the sound of a rotating propeller // Physical magazine of the Soviet Union. 1948. Vol. 9. No. 1. NACA TM-1195
6. Koutsoukos P.A. Aerodynamic and Aeroacoustic Interaction Effects of a Distributed-Propeller Configuration in Forward Flight. A Computational Investigation. Master's thesis, Delft University of Technology, 2022 — 110 p.



---

## **ДОКЛАДЫ ПО ТЕМЕ Т3.5**

### **РЕЗОНАТОРЫ И ЗВУКОПОГЛОШАЮЩИЕ КОНСТРУКЦИИ**



# ОПЫТ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АКУСТИЧЕСКОГО РЕЗОНАНСА В КОЛЬЦЕВОЙ ПОЛОСТИ С ОСЕВЫМ ТРАНЗИТНЫМ ПОТОКОМ

Д.К. Зайцев, Е.В. Колесник, **Е.М. Смирнов**

*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург, smirnov\_em@spbstu.ru*

Хорошо известным случаем развития автоколебаний резонансного типа является акустический резонанс в глубокой полости или в глухом боковом отводе трубопровода. Примерами относительно недавних исследований данного случая могут служить работы [1, 2], первая из которых является экспериментальной, а вторая – расчетной. Благодаря эффекту синхронизации, возникающему в подобного рода конфигурациях, резонансные автоколебания наблюдаются в некотором диапазоне скоростей транзитного потока, причем одновременно могут возбуждаться несколько мод собственных колебаний.

В настоящей работе представляется опыт численного моделирования установившихся акустических автоколебаний в кольцевой полости, которая опоясывает круглую трубу в месте ее локального сужения. Транзитное течение воздуха в трубе существенно дозвуковое. Прототипом для построения вычислительной модели служили условия экспериментального исследования, проведенного в лаборатории ОКБМ им. И.И. Африкантова и описанного в работе [3].

В рассматриваемой конфигурации полость соединяется с трубой относительно узкой кольцевой щелью, что, на первый взгляд, побуждает отнести ее к резонаторам Гельмгольца, однако анализ полученных (частично представляемых ниже) расчетных данных для полей давления и спектров пульсаций позволяет заключить, что моделируемые автоколебания соответствуют акустическому резонансу, а не резонансу Гельмгольца.

Расчетная область (рис. 1) соответствует рабочей секции экспериментального стенда и включает входной участок трубы длиной 1 м, конфузорный участок, кольцевую полость и выходной участок трубы длиной 2 м (входной и выходной участки трубы имеют постоянный внутренний диаметр 0.1 м); приведенный на

рис. 1 фрагмент расчетной сетки дает дополнительное представление о геометрии конфузорного участка, кольцевой полости и диффузорного участка.

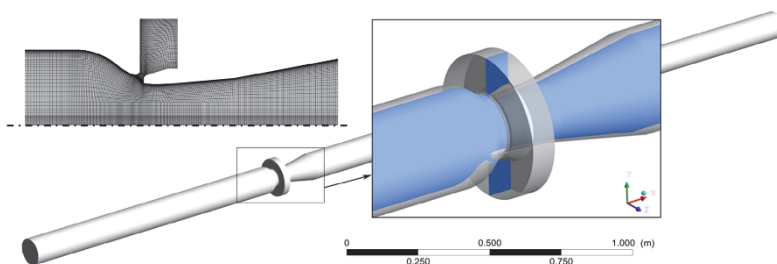


Рис. 1. Расчетная область и фрагмент сетки

Численное моделирование проводилось на основе URANS подхода. Замыкание осредненных уравнений Навье-Стокса, записанных для сжимаемой среды, осуществлялось с применением  $k-\omega$  SST модели турбулентности. В качестве рабочей среды рассматривался воздух с постоянными свойствами.

Представляемые расчеты выполнены с использованием пакета ANSYS Fluent 19.2. Активировался Pressure-based Solver, решение уравнений осуществлялось по методу SIMPLEC. Для аппроксимации конвективных слагаемых применялась схема второго порядка. Для продвижения по времени использовалась неявная схема второго порядка точности. Расчеты проводились с шагом по времени  $\Delta t = 1 \cdot 10^{-5}$  с, что обеспечивало число Куранта в основной части потока около 1.

На входе в расчетную область задавался однородный поток с массовым расходом  $Q$  и постоянная температура  $T = 23^\circ\text{C}$ , на выходе – нулевое значение относительного давления (уровень отсчитывается от атмосферного давления). На входной и выходной границах применялись реализованные в ANSYS Fluent неотражающие условия, обеспечивающие для установившегося режима выполнение заданных параметров на проникаемых границах. На стенках, которые полагались адиабатическими, ставилось условия прилипания. В соответствии с условиями эксперимента, расчеты были проведены для значений расхода от  $120 \text{ м}^3/\text{ч}$  до  $1020 \text{ м}^3/\text{ч}$ .

Для основных расчетов использовалась сетка 1, состоящая из 2.8 млн ячеек. При максимальном расходе в окрестности входа

в кольцевую полость значения  $y^+$  не превышало 3. Для оценки влияния сеточного разрешения расчеты были выполнены также на измельченной сетке 2, включающей 26.3 млн ячеек.

Для установившихся автоколебаний в рассчитанных спектрах пульсаций давления ведущую роль играют колебания на первой или второй собственных акустических частотах ( $f_1 = 1313$  Гц,  $f_2 = 2200$  Гц). Рассчитанные выборки для построения спектров типично составляли около 1 секунды.

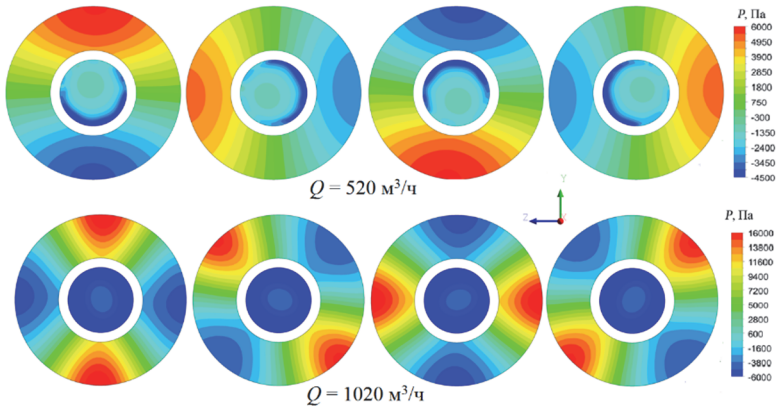


Рис. 2. Поле давления в различные фазы колебаний

На рис. 2 приведены мгновенные распределения давления в различные фазы периода колебаний для двух расходов. Представленные поля показывают, что в случае меньшего расхода ( $520 \text{ м}^3/\text{ч}$ ) в полости возбуждены колебания первой азимутальной акустической моды, которые можно трактовать как суперпозицию двух ортогональных стоячих волн с одинаковой частотой и сдвигом фаз  $90^\circ$ , что приводит к вращению точки максимума давления по окружности. Амплитуды двух волн близки, при этом происходит медленный переход энергии из одной волны в другую и обратно, что приводит к низкочастотному биению амплитуды пульсаций (здесь не иллюстрируется). В случае большего расхода ( $1020 \text{ м}^3/\text{ч}$ ) наблюдаются колебания второй азимутальной моды. Здесь также имеет место вращение точки максимума давления, но уровень пульсаций значительно больше, чем в случае колебаний на первой собственной частоте.

На рис. 3 иллюстрируется влияние расхода на зависимости среднеквадратических величин пульсаций давления, оцененных для полос  $1313 \pm 100$  Гц ( $F_1$ ) и  $2200 \pm 100$  Гц ( $F_2$ ). Существенные пульсации давления на второй собственной частоте наблюдаются, начиная с расхода  $720 \text{ м}^3/\text{ч}$ , и их интенсивность быстро растет с увеличением расхода. В целом, расчет воспроизводит наблюдаемый в эксперименте эффект акустического возбуждения полости и дает близкие значения максимальной амплитуды пульсаций. Однако предсказываемый диапазон расходов, в котором возникает режим автоколебаний, несколько сдвинут в сторону более высоких расходов по сравнению с результатами измерений, что требует дополнительных исследований.

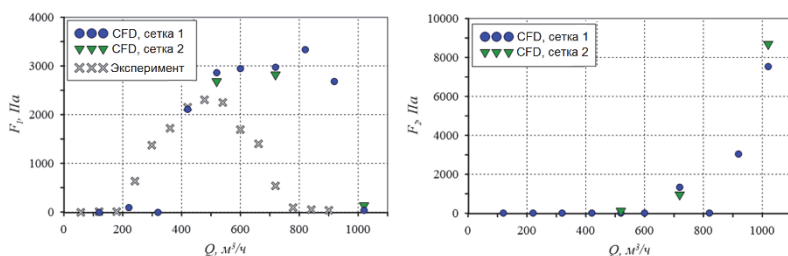


Рис. 3. Влияние расхода на среднеквадратические пульсации давления на первой (слева) и второй (справа) собственной частоте

Специальных исследований требует также возможность получения для рассматриваемой задачи адекватных результатов с применением «density-based» решателей. Попытки применения решателей данного класса, реализованных в пакете ANSYS Fluent и в исследовательском коде SINF/Flag-S, пока не были успешными: автоколебания либо вообще не развивались (и затухали при старте с полей, генерируемых «pressure-based» решателем), либо развившиеся колебания не соответствовали эксперименту по относительной значимости вкладов первой и второй собственных частот.

Для проведения расчетов использовались вычислительные ресурсы суперкомпьютерного центра СПбПУ ([www.scc.spbstu.ru](http://www.scc.spbstu.ru)).



## Литература

1. Yang Y., Rockwell D., Cody K.L.F., Pollack M. Generation of tones due to flow past a deep cavity: Effect of streamwise length. J. Fluids and Structures, v. 25, 2009, pp. 364-388.
2. Ho Y.W., Kim J.W. A wall-resolved large-eddy simulation of deep cavity flow in acoustic resonance. J. Fluid Mech., v. 917, ID A17, 2021, 30 p.
3. Колесник Е.В., Зайцев Д.К., Смирнов Е.М., Шмелев Е.И., Маслов М.Г., Будников А.В. Акустический резонанс в кольцевой полости с осевым транзитным потоком. Известия РАН. МЖГ, № 4, 2024 (принята к опубликованию).

## **ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИЕ КОНСТРУКЦИИ С ТАНГЕНЦИАЛЬНЫМ ИМПЕДАНСОМ**

**Н.Г. Канев**

*Акустический институт им. акад. Н.Н. Андреева, Москва*

*МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, nikolay.kanев@mail.ru*

Для снижения шума авиадвигателей широко используются звукопоглощающие конструкции (ЗПК), устанавливаемые на стенках канала. В процессе проектирования характеристики ЗПК оптимизируются таким образом, чтобы обеспечить минимальное излучение звука из двигателя во внешнее пространство либо получить максимальное затухание звука, распространяющегося в канале [1]. Как правило, ЗПК состоит из отдельных элементов – резонаторов Гельмгольца, образующих поверхность, для которой применяется эквивалентное граничное условие в виде однородного локального импеданса, представляющего собой отношение давления у поверхности к ее нормальной скорости.

Резонатор Гельмгольца является рассеивателем звука монополюсного типа. Взаимодействие нескольких резонаторов может дать рассеяние более высокого порядка мультипольности. Например, система из двух резонаторов Гельмгольца имеет две степени свободы и два собственных колебания [2]. Первое соответствует синфазным колебаниям резонаторов и монополюсному рассеянию, а второе – противофазным колебаниям и дипольному рассеянию. Системы из большего количества резонаторов на определенных частотах могут вести себя как мультипольные рассеиватели. Можно ожидать, что при выполнении некоторых условий, поверхности, покрытые монополюсными резонаторами, могут вести себя как поверхности, покрытые резонаторами с порядком мультипольности  $N$ . В этом случае акустические свойства поверхности не могут быть описаны обычным импедансом, для этого требуется граничное условие в виде тангенциального импеданса [3].

Для периодической плоской решетки резонаторов, расположенной на жесткой поверхности, совпадающей с плоскостью  $x = 0$

в двумерной декартовой системе координат  $(x, z)$ , эквивалентное граничное условие имеет общий вид [4]:

$$Z = -\frac{(-1)^N}{v_z} \frac{\partial^{2N} P}{\partial x^{2N}},$$

где  $Z$  – тангенциальный импеданс поверхности, определяемый только механическими параметрами резонаторов,  $P$  – поле давления,  $v_z$  – нормальная скорость поверхности. Важно отметить, что данное условие справедливо для решетки, в которой расстояние между соседними резонаторами не превышает половину длины звуковой волны.

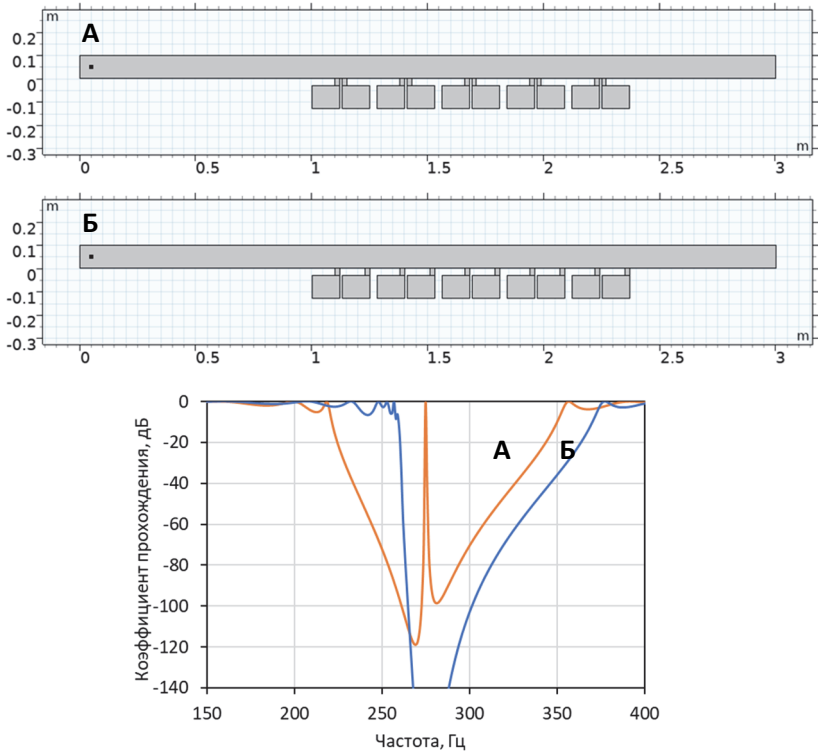


Рис. 1. Расчет коэффициента прохождения звука через систему сдвоенных резонаторов Гельмгольца (А) и через эквидистантную систему резонаторов Гельмгольца (Б)

На рис. 1 приведен пример проявления дипольного рассеяния для системы, состоящей из десяти одинаковых резонаторов

Гельмгольца, расположенных на стенках узкой трубы. В случае Б расстояние между соседними резонаторами одинаково, а в случае А резонаторы образуют пять сдвоенных резонаторов. При этом расстояние между горлами сдвоенных резонаторов значительно меньше, чем расстояние между соседними сдвоенными резонаторами. В конфигурации А проявляется дипольная мода колебаний сдвоенных резонаторов, которая влияет на коэффициент прохождения через систему резонаторов, расчет которого в среде Comsol также представлен на рис. 1.

Эквидистантная система резонаторов Гельмгольца (конфигурация Б) является известным волноводным изолятором, обеспечивающим эффективное запираание волновода в достаточно широкой полосе частот [5], кривая Б на графике согласуется с теорией волноводного изолятора и его экспериментальными исследованиями [6]. Система сдвоенных резонаторов (конфигурация А) имеет сопоставимую полосу запираания, однако на частоте 275 Гц наблюдается нулевой коэффициент прохождения, т.е. система перестает быть эффективным гасителем проходящего через нее звука. Это связано с тем, что на этой частоте монополярная и дипольная моды колебаний сдвоенного резонатора одинаково рассеивают волны, что приводит к полному прохождению звука через сечение трубы, в котором он установлен. Впервые этот эффект продемонстрирован А.Д. Лапиным в работе [7].

Приведенный пример показывает, что возможны ситуации, когда применение эквивалентного импедансного граничного условия для сложных систем резонаторов не является адекватным, что необходимо принимать во внимание при исследовании акустических свойств ЗПК, например, методом извлечения импеданса [8].

## Литература

1. Соболев А.Ф. Звукопоглощающие конструкции с расширенной полосой затухания для каналов авиационных двигателей. Акуст. журн., т. 46, 2000, с. 536-544.
2. Sabat R., Pennec Y., Lévêque G., Torrent D., Ding C., Djafari-Rouhani B. Single and coupled Helmholtz resonators for low frequency sound manipulation. J. Appl. Phys., v.132, 2022, 064505.
3. Канев Н.Г. Тангенциальный импеданс. Акуст. журн., т.69, 2023, с. 270-274.

4. Kanev N. Properties of surfaces covered by multipole resonators. *Acoustics*, v.6, 2024, 509-522.
5. Исакович М.А. Теория волноводной изоляции волн в длинных линиях. Труды Всесоюзной конференции «Распространение и дифракция волн», Ереван, т.60, 1973, с. 145–151.
6. Залуцкая Р.Р., Миронов М.А. Волноводный изолятор – теория и эксперимент. Труды конференции «Акустика среды обитания», Москва, 2017, с. 93-98.
7. Лалин А.Д. Резонатор монопольно-дипольного типа в узкой трубе. *Акуст. журн.*, т.49, 2003, с. 855-857.
8. Jones M.G., Parrott T.L., Watson W.R. Comparison of acoustic impedance eduction techniques for locally-reacting liners. *AIAA Paper*, 2003, 2003-3306.

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ КОЛЕБАНИЙ В ГОРЛЕ РЕЗОНАТОРА ГЕЛЬМГОЛЬЦА С ПОМОЩЬЮ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

**А.А. Кузнецов, В.В. Пальчиковский, И.В. Храмцов**

*ФГАОУ ВО «ПНИПУ», Пермь, [imgsh@pstu.ru](mailto:imgsh@pstu.ru)*

В настоящее время для снижения шума в каналах энергетических установок и авиадвигателей широко используются звукопоглощающие конструкции (ЗПК), которые устанавливаются на внутренних поверхностях входных и выхлопных каналов. Основной характеристикой таких конструкций является импеданс – комплексная величина, которая зависит от геометрических параметров и условий эксплуатации.

Как известно, импеданс определяется как отношение акустического давления к акустической скорости в точке на поверхности ЗПК. Однако, определение импеданса по данному соотношению в эксперименте существенно осложнено в связи со сложностью определения акустической скорости. По данной причине для определения акустических характеристик ЗПК используют различные микрофонные методы.

Численный расчет позволяет совместно определять параметры течения в различных точках расчетной области. В данной работе производился нестационарный газодинамический расчет течения внутри интерферометра нормального падения с модельным образцом ЗПК. Расчеты проводились при гармоническом изменении давления на входе в расчетную область. Амплитуда сигнала на входе подбиралась так, чтобы обеспечить суммарный уровень звукового давления на образце равный 100, 120 и 140 дБ на каждой частоте. 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 образца ЗПК различными методами. Рассмотрено изменение скорости в горле резонатора для различных частот и уровней звукового давления.

## О РОБАСТНОМ МЕТОДЕ УЧЕТА ВЛИЯНИЯ РАЗРЫВОВ ИМПЕДАНСА СТЕНОК НА РАСПРОСТРАНЕНИЕ ЗВУКА В КАНАЛАХ С ПОТОКОМ

**Н.Н. Остриков, М.А. Яковец**

*ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, [nikolay.ostrikov@tsagi.ru](mailto:nikolay.ostrikov@tsagi.ru),  
[yakovets@phystech.edu](mailto:yakovets@phystech.edu)*

Поиск оптимальных значений импеданса звукопоглощающих конструкций (ЗПК), устанавливаемых в каналах авиадвигателей с целью достижения наибольшего снижения шума самолетов на местности, требует учета ряда факторов [1], который сложно эффективно реализовать без использования численных методов. Однако мощностей современных компьютеров не хватает для робастного решения соответствующих задач при оптимизации импеданса ЗПК, так как в каналах реальных двигателей на каждой практически значимой частоте распространяются тысячи звуковых мод, и поэтому актуальным является использование симбиоза аналитических и численных методов [1].

Настоящая работа посвящена разработке робастного метода учета одного из таких факторов – наличие стыков ЗПК на стенках каналов двигателя. Разрыв импеданса на стенке канала приводит к двум эффектам: отражение падающих звуковых мод в обратном направлении и порождение новых звуковых мод при прохождении разрыва. Важность учета этих эффектов может быть обоснована ссылкой на ситуации, когда установка ЗПК в канал воздухозаборника не снижает, а наоборот усиливает шум, излучаемый в дальнее поле на некоторых частотах и углах наблюдения, что наблюдается в испытаниях двигателей на открытых стендах, и это является следствием порождения новых звуковых мод на стыке ЗПК с жесткой стенкой в окрестности губы воздухозаборника, что показывает численное моделирование. Очевидно, что при разработке ЗПК для каналов двигателя таких ситуаций необходимо избегать.

Стандартная математическая постановка задачи о прохождении звуковых волн через разрыв значения импеданса на стенке канала состоит в рассмотрении одной звуковой моды с известной амплитудой в качестве волны, падающей с одной стороны канала на

сечение, в котором имеет место данный разрыв импеданса, и при этом необходимо найти отраженное и прошедшее через разрыв звуковые поля. Так как граничные условия различны по обе стороны от точки разрыва, то звуковые моды, являясь собственными решениями задачи о распространении звука в канале, различны в каждой из двух частей канала по обе стороны от разрыва. При этом с помощью суперпозиции соответствующих звуковых мод можно представить звуковое поле в каждой из частей канала. Поэтому, как отраженное, так и прошедшее звуковое поле можно представить в виде рядов по соответствующим звуковым модам, амплитуды которых необходимо определить.

Главная трудность указанной задачи состоит в следующем. Наличие стыка между различными облицовками на стенках канала приводит к разрыву импедансных граничных условий в точке стыка, и, как следствие, к не единственности решения уравнений, описывающих распространение звука в канале с импедансными стенками. В этих случаях для выделения физически обоснованного единственного решения ставится дополнительное условие Мейкснера, выражающее конечность акустической энергии в окрестности разрыва граничного условия [2].

Несмотря на то, что указанная задача достаточно хорошо исследована в различных постановках [2], получение аналитических решений возможно только в модельных условиях. Например, в работе [3] с помощью метода Винера-Хопфа получены аналитические решения задачи о прохождении звуковых мод через разрыв импеданса стенок для плоского и цилиндрического каналов с однородным потоком.

Важно отметить, что при применении метода Винера-Хопфа к рассматриваемым задачам неизвестные отраженное и прошедшее звуковые поля не ищутся в виде разложения по звуковым модам, а условие Мейкснера удовлетворяется явно в процедуре вывода аналитического решения. Эта особенность составляет преимущество применения метода Винера-Хопфа. Однако полученное решение оказывается достаточно сложным, а вычисления не робастными, особенно, когда рассматривается несколько стыков.

Другим способом решения указанной задачи является разложение неизвестных отраженного и прошедшего звуковых полей в ряды по звуковым модам, которые далее сшиваются в сечении разрыва импеданса на основе условий непрерывности давления и



нормальной скорости. При этом получается бесконечная система линейных уравнений относительно неизвестных амплитуд отраженных и прошедших звуковых мод. Главным недостатком такого подхода является не единственность решения бесконечной системы уравнений, что выражается в зависимости решения от способа перехода в системе уравнений к бесконечному пределу. В монографии [2] показано, что для удовлетворения условию Мейкснера в этих случаях необходим специальный переход к бесконечному пределу. Однако, аналитическое исследование задачи о переходе к бесконечному пределу в общем случае обычно затруднено из-за сложности аналитических выражений, входящих в элементы бесконечной матрицы. Именно это обстоятельство имеет место для случаев, характерных для приложений к каналам авиадвигателей.

В настоящей работе в первую очередь рассмотрен один разрыв импеданса стенки цилиндрического канала, и эвристически найден способ перехода к пределу в бесконечной системе линейных уравнений, записанной относительно амплитуд отраженных и прошедших звуковых мод, в результате которого получающееся в виде ряда решение совпадает с аналитическим решением задачи, полученным методом Винера-Хопфа [3]. Далее, численно исследована быстрота сходимости соответствующих рядов, и показано, что число звуковых мод в разложении отраженной и прошедшей звуковых волн может быть относительно малым для практически значимых параметров задачи. Тем самым, указанный способ решения задачи о прохождении волны через разрыв импеданса оказывается достаточно робастным в приложениях к каналам авиадвигателей.

Далее, рассмотрена задача о прохождении звуковой волны через произвольное число разрывов импеданса в однородном канале с произвольным поперечным сечением при наличии произвольного плоскопараллельного потока. Выведена бесконечная система линейных уравнений относительно неизвестных амплитуд звуковых мод и предложен алгоритм её решения в общем виде.

В заключении рассмотрена задача о влиянии длины жесткого участка стенки между двумя ЗПК на процесс прохождения различных звуковых мод в цилиндрическом канале. Показано, что варьирование этой длиной позволяет ослабить или усилить амплитуду прошедшей звуковой волны.

Разработанный способ учета стыков облицовок будет внедрен в существующие алгоритмы оптимизации импеданса ЗПК с целью снижения шума авиадвигателей в дальнем поле.

## 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. Миттра Р., Ли С. Аналитические методы теории волноводов — М., Мир, 1974. С. 324.
3. А.Ф. Соболев, М.А. Яковец. Применение метода Винера-Хопфа для описания распространения звука в цилиндрическом и прямоугольном каналах с потоком при наличии скачка импеданса. Акустический журнал, 2017. т. 63. № 6. с. 583-595.

## **РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЕТА АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ**

**А.А. Синер, В.Г. Зидыганов**

*АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, ФГАОУ ВО «Пермский  
государственный национальный исследовательский университет»,  
vitalij-zidyganov@yandex.ru*

При создании звукопоглощающих конструкций (ЗПК) авиационного двигателя широко используются резонаторы Гельмгольца. Отдельные ячейки сотовых ЗПК представляют собой отдельные резонаторы такого типа. Для определения акустических характеристик ЗПК рассмотренного типа используется интерферометр с нормальным падением звуковых волн и стандартизированный двухмикрофонный метод передаточной функции [1, 2]. Данный экспериментальный метод не позволяет детально проанализировать физические процессы, происходящие внутри резонатора Гельмгольца, и определить в явном виде основные причины затухания звуковых волн, так как наблюдатель эксперимента видит только показания микрофонов в двух точках. Для более детального изучения процесса звукопоглощения в ячейке ЗПК используется численное моделирование, проводимое в коммерческом программном продукте [3].

Целью данной работы является разработка методики расчета акустических характеристик. Для достижения поставленной цели ставятся следующие задачи:

1. Выполнить эксперимент по исследованию акустических характеристик одиночного резонатора.
2. Провести двухмерное и трехмерное газодинамическое моделирование звуковых волн в интерферометре в коммерческих программных продуктах:
  - а. провести исследование на сеточную сходимость;
  - б. проанализировать влияние моделей турбулентности на результаты расчета.
3. Сравнить результаты в расчетах, выполненных в коммерческих программных продуктах и эксперименте.

4. Разработать методические рекомендации по выполнению расчетов.

В качестве объекта исследования был выбран одиночный резонатор, установленный в интерферометр нормального падения. Схема интерферометра и резонатор изображены на рис. 1.

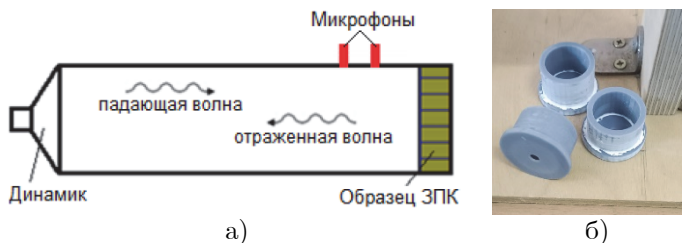


Рис. 1. Схема интерферометра (а), резонатор Гельмгольца (б)

В ходе проведения эксперимента записываются значения акустического давления с двух микрофонов, расположенных так, как показано на рис. 1. Затем с помощью стандартизированного двух-микрофонного метода передаточной функции определяются импеданс и коэффициент звукопоглощения [1, 2].

Численное моделирование реализуется путем решения уравнений нестационарного движения вязкого теплопроводного газа, в результате которого, в точках, моделирующих работу микрофонов, записывается акустическое давление. По полученным данным выполняется расчет коэффициента звукопоглощения и импеданса по методу передаточной функции. Затем проводится сравнение импеданса и коэффициента звукопоглощения, полученных в численном и натурном экспериментах. По результатам сравнения разрабатываются методические рекомендации.

## Литература

1. ISO 10534-2, Acoustics – Determination of sound absorption coefficient and impedance in impedance tubes – Part 2: Transfer-function method
2. J.Y. Chung, D.A. Blaser, Transfer function method of measuring in-duct acoustic properties. I. Theory // Journal of acoustical society of America, Vol. 68, № 3, 1980
3. Колегов Р.Н., Синер А.А., Любимова Т.П., Усанин М.В. Расчет ячеек звукопоглощающих конструкций в установке «импедансная труба» с помощью коммерческого газодинамического пакета // Сборник трудов Научной конференции «Сессия Научного совета РАН по акустике и XXVII сессия Российского акустического общества, посвященной памяти ученых-акустиков ФГУП «Крыловский государственный научный центр» А. В. Смольякова и В. И. Попкова. – Санкт-Петербург, 2014 г.

# **РАСЧЕТ АЭРОАКУСТИЧЕСКОГО РЕЗОНАНСА ПРИ ОБТЕКАНИИ ШАРОВОГО РЕЗОНАТОРА НИЗКОСКОРОСТНЫМ ТУРБУЛЕНТНЫМ ПОТОКОМ СЖИМАЕМОГО ГАЗА С ПОМОЩЬЮ ГИБРИДНОГО RANS-LES ПОДХОДА**

**А.С. Стабников<sup>1</sup>, И.А. Вьюшкина<sup>2</sup>, Д.А. Никулин<sup>1</sup>,  
А.К. Травин<sup>1</sup>, Е.В. Глазунова<sup>3</sup>, А.А. Деулин<sup>3</sup>**

<sup>1</sup>*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра  
Великого (СПбПУ), Санкт-Петербург, an.stabnikov@gmail.com*

<sup>2</sup>*Институт прикладной физики им. А.В. Гапонова-Грехова (ИПФ  
РАН), Нижний Новгород, volkova@hydro.appl.sci-nnov.ru*

<sup>3</sup>*Всероссийский научно-исследовательский институт  
экспериментальной физики (ВНИИЭФ), Саров, EVGlazunova@vniief.ru*

Необходимость в расчетном предсказании развития аэроакустического резонанса при обтекании тел турбулентными потоками и в определении его характеристик возникает во многих отраслях современной техники. Очевидно, что получение надежного численного решения таких задач возможно лишь на основе вихреразрешающих подходов к моделированию турбулентности, которые, в принципе, позволяют не только рассчитать аэродинамические характеристики потока и распространение в нем акустических возмущений, но и непосредственно описать процессы генерации звуковых волн турбулентными вихревыми структурами при их взаимодействии с твердыми поверхностями и друг с другом.

Следует отметить, что расчет течений рассматриваемого типа является нетривиальной задачей и сопряжен с рядом трудностей. Прежде всего, принципиальным требованием к такому расчету является разрешение в нем тех (возможно, весьма мелких) турбулентных структур, которые ответственны за генерацию звука на частотах, близких к частоте резонанса в исследуемом течении. Еще одна потенциальная трудность вычислительного характера состоит в необходимости точного описания акустических процессов в существенно дозвуковых (число Маха  $M \ll 1$ ) потоках, что может потребовать применения весьма сложных специализированных численных алгоритмов. Наконец, для достаточно точного расчета характеристик акустического резонанса необходимо обеспечить

отсутствие даже слабых отражений звуковых волн от проницаемых границ расчетной области, а также распространения внутрь этой области возмущений, вызванных пересечением ее границы турбулентными вихревыми структурами.

В данной работе предпринята попытка решения данной задачи с использованием экономичного вихреразрешающего гибридного RANS-LES метода DDES [1], получившего к настоящему времени весьма широкое распространение при моделировании турбулентных течений при практически значимых (высоких) числах Рейнольдса. С его помощью выполнен расчет резонанса, возникающего при обтекании шарового резонатора, установленного на цилиндрической державке в низкоскоростном ( $V = 14$  м/с) воздушном потоке в прямолинейном канале квадратного сечения. В расчете воспроизводятся геометрические и режимные параметры детального экспериментального исследования, проведенного в аэродинамической трубе ИПФ РАН (см. рис. 1), результаты которого используются для валидации разработанного подхода.



Рис. 1. Шаровой резонатор и его расположение в проточной камере аэродинамического стенда ИПФ РАН

Расчеты выполнены с использованием CFD-кода NTS (“Numerical Turbulence Simulation”), созданного в лаборатории «Вычислительная аэроакустика и турбулентность» СПбПУ и прошедшего всестороннее тестирование на решении широкого круга задач аэродинамики и аэроакустики турбулентных потоков. Численное интегрирование исходных уравнений осуществляется с помощью стандартной неявной конечно-объемной схемы Роу в сочетании со «взвешенными» противопоточными/центральными аппроксимациями невязки составляющих векторов газодинамических потоков повышенного (3/4) порядка точности. Как показали

расчеты, при использовании мелкого шага интегрирования по времени, необходимого для описания звуковых волн, по крайней мере вплоть до рассматриваемых чисел Маха ( $M \approx 0.04$ ), каких-либо вычислительных трудностей, обусловленных существенно дозвуковым характером течения, не возникает.

Важным элементом используемой версии DDES является предложенный в [2] адаптированный к свободным сдвиговым слоям линейный подсеточный масштаб  $\Delta_{SLD}$ , который обеспечивает быстрый переход от полностью моделируемой в рамках RANS к практически полностью разрешенной турбулентности в рассчитываемых в рамках LES сдвиговых слоях после их отрыва от твердой поверхности.

Для устранения отражения возмущений от проницаемых границ расчетной области вблизи выходной границы используется технология поглощающего слоя [3], с успехом применявшаяся ранее при решении многих задач аэроакустики, а на входной границе ставятся характеристические условия, сформулированные через одномерные инварианты Римана.

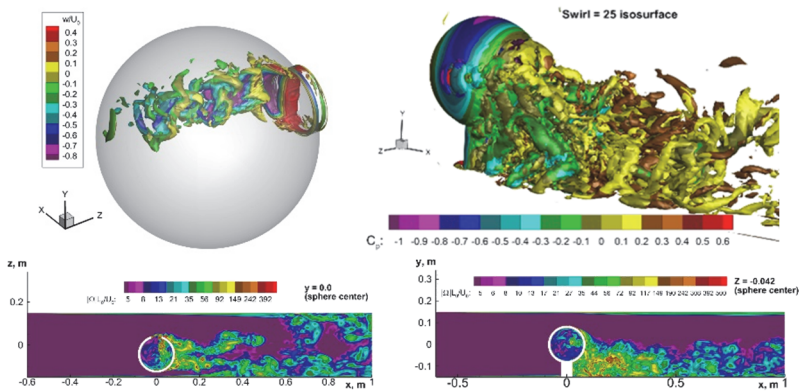


Рис. 2. Мгновенные изоповерхности величины закрутки внутри и в следе резонатора (сверху) и поля модуля завихренности в двух плоскостях, проходящих через центр резонатора (снизу)

Примеры визуализации результатов расчетов рассматриваемого течения, дающие наглядное представление о его вихревой структуре как внутри, так и вне полости резонатора, показаны на рис. 2, а на рис. 3 представлено сравнение расчетного и экспериментального спектров пульсаций давления в резонаторе, которое



свидетельствует о высокой точности предсказания частоты и амплитуды аэроакустического резонанса.

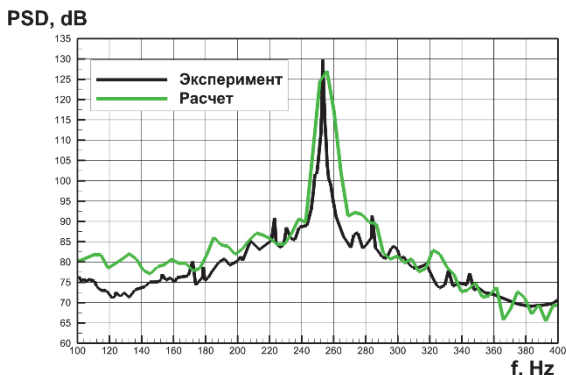


Рис. 3. Сравнение расчетного спектра пульсаций давления в резонаторе с экспериментом.

Исследование, представленное в работе, выполнено в рамках научной программы Национального центра физики и математики (проект «Математическое моделирование на супер-ЭВМ экса- и зеттафлопсной производительности») с использованием вычислительных ресурсов суперкомпьютерного центра СПбПУ «Политехнический».

## Литература

1. P.R. Spalart, S. Deck, M.L. Shur, K.D. Squires, M.Kh. Strelets, A. Travin. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities, *Theor. Comput. Fluid Dyn.*, v. 20, 2006, pp. 181-195.
2. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows, *Flow, Turbul. Combust.*, v. 95, 2015, pp 709-737.
3. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.K. Strelets. Noise prediction for increasingly complex jets. Part I: Methods and tests, *Int. J. Aeroacoust.*, v. 4, 2005, pp. 213–246.



---

**ДОКЛАДЫ ПО ТЕМЕ 3.6**  
**ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ**  
**ПЕРЕХОД**



## РАЗВИТИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ В ЛАМИНАРНОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПЛАСТИНЕ С ПРОДОЛЬНЫМИ УГЛУБЛЕНИЯМИ

Л.В. Афанасьев, В.И. Лысенко, Б.В. Смородский, А.А. Яцких

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А.*

*Христиановича СО РАН, Новосибирск, yatskikh@itam.nsc.ru*

Управление ламинарно-турбулентным переходом в высокоскоростных пограничных слоях является одной из фундаментальных проблем механики жидкости и плазмы. Данная работа посвящена исследованию возможности управления турбулизацией течения с помощью пассивного метода, основанного на микропрофилировании (углубления различной ориентации, риблеты, шероховатости и т.д.) поверхности, при котором изменение глобальной картины обтекания незначительно, тогда как течение внутри пограничного слоя модифицируется. Возможность применения таких подходов активно исследуется как для случая дозвуковой скорости потока [1], так и при высоких скоростях [2, 3, 4, 5]. Для случая высоких скоростей потока большое внимание исследователей уделено возможности управления с помощью микропрофилирования нарастанием в пограничном слое возмущений второй акустической моды. В частности, исследования проводились для случая слотов (небольшие углубления в поверхности модели), в ряде работ показана возможность стабилизации нарастания возмущений второй моды, при этом первая мода дестабилизировалась. Следует выделить недавние работы, посвященные исследованиям возможности применения углублений малой высоты на поверхности стреловидного крыла для стабилизации роста возмущений неустойчивости поперечного течения [5, 6].

В экспериментах [7] в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха потока  $M=2$  на пластине с продольно расположенными слотами (углублениями) малой глубины на поверхности обнаружено уменьшение роста естественных возмущений. Было получено, что максимальные скорости пространственного роста возмущений меньше максимальной скорости нарастания для гладкой поверхности. Для подробного изучения данного эффекта необходимы комплексные исследования с применением теоретических методов и численного моделирования.

В данной работе представляются результаты численного моделирования развития локализованных в пространстве и времени возмущений малой амплитуды в пограничном слое гладкой пластины и пластины с продольными слотами при числе Маха потока  $M=2$ .

Расчеты проводились в программном пакете FlowVision по условиям, близким к экспериментам. Аналогично экспериментам, пластина имела гладкий участок, а продольные углубления располагались на расстоянии 53 мм от начала пластины (рис. 1).

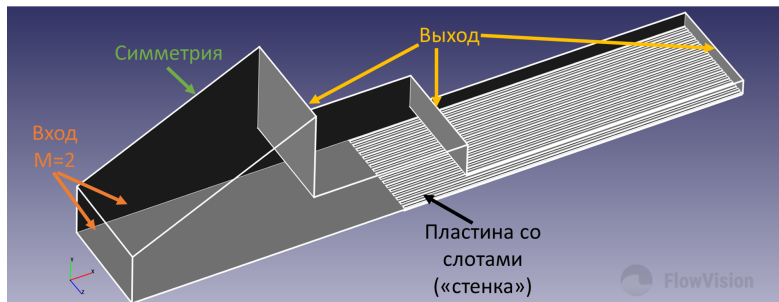


Рис. 1: Расчетная область

В установившееся течение вводилось возмущения от локализованного источника, располагающегося на гладкой части модели в 30 мм от передней кромки. В качестве источника использовалось ограниченное в пространстве и времени граничное условие на ненулевой тепловой поток от пластины. Для определения влияния продольных углублений на развитие локализованных возмущений в физическом пространстве для различных значений продольной координаты  $x$  суммировались квадраты пульсаций по всему времени расчета и по всей плоскости  $(y,z)$ :

$$SMM(x) = \frac{\sum_{y,z,t} m'(x, y, z, t)^2}{\sum_{y,z,t} m'(x_0, y, z, t)^2} \quad (1)$$

В случае гладкой пластины вводимое в пограничный слой возмущение монотонно нарастает вниз по потоку, а при наличии углублений, особенно в области начала слотов, нарастание возмущений значительно меньшее, по сравнению со случаем гладкой поверхности (рис. 2). В дальней области от начала углублений, нарастание возмущений близко ко случаю гладкой модели.

Для получения более подробной информации о нарастании возмущений проведен частотно-волновой анализ. В частности, это позволило определить, что наличие слотов приводит к стабилизации низких частот, а наиболее нарастающие возмущения смещаются в область более высоких частот. Результаты численного моделирования согласуются с расчетами в рамках линейной теории устойчивости и подтверждают результаты экспериментов.

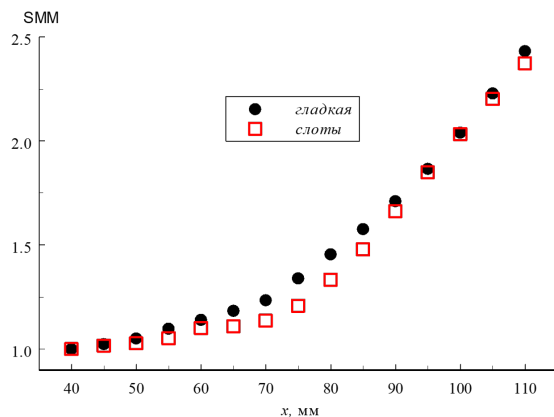


Рис. 2: Нарастание локализованных возмущений вниз по потоку в случае гладкой поверхности и пластины со слотами

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-79-10167, <https://rscf.ru/project/23-79-10167/>. Работа выполнена на базе ЦКП «Механика» ИТПМ СО РАН. Численное моделирование проведено в программном комплексе FlowVision (ООО «ТЕСИС», <https://flowvision.ru/>).

## Литература

1. Grek G.R., Kozlov V.V., Titarenko S.V. An experimental study on the influence of riblets on transition. J. Fluid Mech., 1996., v. 315, pp. 31-49.
2. Fedorov A.V., Novikov A.V., Semenov N.N. Toward optimal wavy surface shape for high-speed boundary layer stabilization. Int J. Fluid Mech. Res., 2020, v.47(4), pp. 329-335.
3. Bountin D., Chimitov T., Maslov A., Novikov A., Egorov I., Fedorov A., Utyuzhnikov S. Stabilization of a hypersonic boundary layer using a wavy surface. AIAA J. 2013, v.51(5), pp. 1203-1210.
4. Lukashevich S.V., Morozov S.O., Shiplyuk A.N. Experiments on the development of natural disturbances in a hypersonic boundary layer on surfaces with microgrooves. Experiments in Fluids, 2021, v.62, art.155. 14 p.
5. Fedorov A., Novikov A. Stabilization of crossflow mode by grooves on a supersonic swept wing. Theor. Comput. Fluid Dyn. 2023, v.37, pp. 261–268

6. Новиков А.А., Погорелов И.О., Чувахов П.В. Численное моделирование неустойчивости поперечного течения на скользящем крыле с участком микропрофилирования. Уч. записки ЦАГИ, 2023, т.54(1), с. 12-19
7. Лысенко В.И., Смородский Б.В., Косинов А.Д., Яцких А.А. Влияние глубины слотов на стабилизацию сверхзвукового пограничного слоя. Теплофизика и аэромеханика, 2024, т.31(1), с. 77-85



# **ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГРАДИЕНТА ДАВЛЕНИЯ НА ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ С НЕРЕГУЛЯРНОСТЯМИ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ ПОМОЩИ ГЛОБАЛЬНОГО АНАЛИЗА УСТОЙЧИВОСТИ**

**К.В. Беляев, А.В. Гарбарук, В.Д. Голубков, М.Х. Стрелец**  
*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого (СПбПУ), Санкт-Петербург, golubkovvd@gmail.com*

Определение положения ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) в пограничном слое является важной задачей, имеющей большое практическое значение, поскольку силы, действующие на обтекаемую поверхность, в значительной мере зависят от протяженности его ламинарного участка. Как известно, она зависит от параметров набегающего потока (чисел Рейнольдса и Маха, уровня турбулентности, величины продольного градиента давления) и от наличия на ней различных геометрических нерегулярностей (уступов, выемок и т.п.) и их размеров. При низком уровне турбулентности внешнего потока в пограничном слое реализуется естественный тип ЛТП, ключевым механизмом которого является конвективная неустойчивость волн Толлмина-Шлихтинга (ТШ). В недавно опубликованных работах [1], [2] авторами настоящего доклада предложен базирующийся на Глобальном Анализе Устойчивости (ГАУ) эффективный метод расчетного определения показателя роста волн ТШ и положения ЛТП такого типа в ламинарном пограничном слое на плоской поверхности при нулевом градиенте давления во внешнем потоке и наличии различных геометрических нерегулярностей. В данной работе этот подход используется для случая произвольного градиента давления и приводятся результаты расчетов, иллюстрирующие совместное влияние двух указанных факторов на фактор роста волн ТШ и положение ЛТП.

Рассматривается пограничный слой на нижней стенке плоского канала с различными углами наклона верхней стенки  $-\pi/690 < \alpha < \pi/690$  (см. рис. 1) при числах Рейнольдса и Маха, построенных по параметрам потока во входном сечении канала и его длине (индекс 0)  $Re = U_0 L_0 / \nu = 6 \cdot 10^6$  и  $M = 0.05$ . При этом верхняя

стенка предполагается «скользящей», а на нижней используются условия проскальзывания при  $x < 0$  и прилипания при  $x \geq 0$  (обе стенки считаются адиабатическими).

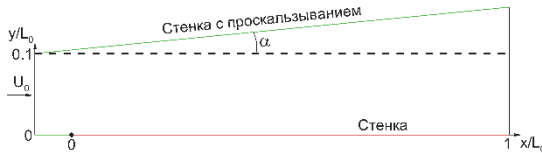


Рис. 1. Расчетная область и граничные условия, используемые для получения стационарного базового течения

Продольный градиент давления в описанном течении, рассчитанный из решения стационарных двумерных уравнений Навье-Стокса, оказывается практически постоянным и характеризуется безразмерными значениями  $\sigma = (v/\rho U_0^3) dp_w/dx$ , изменяющимися в достаточно широком диапазоне (от  $-8.7 \cdot 10^{-9}$  – благоприятный градиент давления до  $6.1 \cdot 10^{-9}$  – неблагоприятный градиент давления).

ГАУ был выполнен как для гладкой (без нерегулярностей) нижней стенки канала, так и при наличии на ней прямых и обратных уступов, расположенных при  $x/L_0 = 0.25$  и имеющих безразмерную высоту от  $h/\delta_0^*$  от 0.25 до 1.00 ( $\delta_0^*$  – толщина вытеснения пограничного слоя на нижней стенке при нулевом градиенте давления ( $\sigma = 0$ )). Методика проведения ГАУ и обработки его результатов, позволяющая получить огибающую показателей темпа роста различных мод волн ТШ и применявшаяся в настоящей работе, подробно описана в [2].

Некоторые результаты ГАУ показаны на рисунках 2 и 3.

В частности, на рис. 2 представлены расчетные зависимости показателя темпа роста волн ТШ  $N$  от построенного по локальной толщине потери импульса числа Рейнольдса  $Re_\theta$  для случая гладкой (без уступов) нижней стенки при различных значениях параметра  $\sigma$  и аналогичные зависимости при наличии на ней обратного уступа высотой  $h/\delta_0^* = 0.75$ . Из него видно, что на гладкой пластине функция  $N(Re_\theta)$  линейно растет во всем рассматриваемом диапазоне параметра  $\sigma$ , а при наличии уступа она становится

близкой к линейной лишь на некотором расстоянии от него. При этом, как и ожидалось, уменьшение градиента давления приводит к уменьшению показателя  $N$ , то есть к стабилизации ламинарного пограничного слоя.

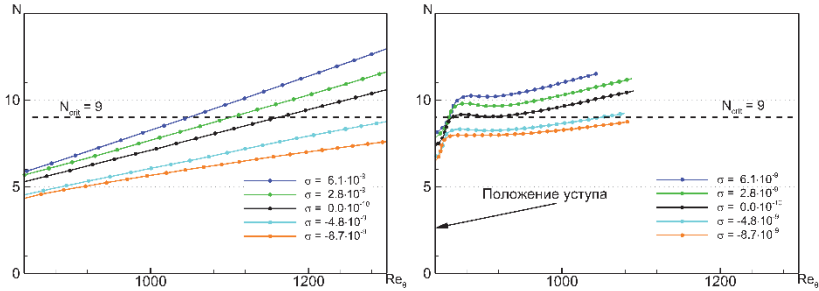


Рис. 2. Зависимость показателей темпа роста волн ТШ от градиента давления для случая гладкой нижней стенки (слева) и для случая, когда на ней имеется обратный уступ с высотой

$$h/\delta_0^* = 0.75 \text{ (справа)}$$

Как и в других методах, базирующихся на линейной теории устойчивости, положение ламинарно-турбулентного перехода определяется как координата, в которой величина  $N$  достигает своего критического значения  $N_{\text{crit}}$ , зависящего от уровня турбулентности внешнего потока. В данной работе для этой цели использовалось значение  $N_{\text{crit}} = 9$ , которое соответствует низким уровням турбулентности (оно показано на рис. 2 штриховой линией). Из сопоставления левой и правой частей рисунка видно, что независимо от величины  $\sigma$  наличие уступа приводит к сдвигу положения ЛТП вверх по потоку, причем с ее увеличением этот сдвиг увеличивается, и при больших значениях  $\sigma$  ЛТП происходит в непосредственной близости к уступу. В этом случае принято говорить, что тип перехода изменяется с естественного на байпасный, поскольку отсутствует линейная стадия развития волн Толлмина-Шлихтинга за уступом [3].

На рис. 3 показаны расчетные зависимости числа Рейнольдса перехода  $Re_{\theta,t}$  от градиента давления и от высоты уступа, полученные с использованием результатов, представленных на рис. 2.

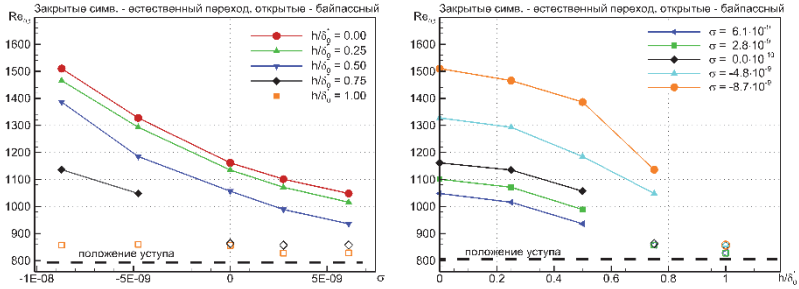


Рис. 3. Зависимость положения перехода от градиента давления (слева) и от высоты уступа (справа)

Видно, что при реализации естественного сценария ЛТП кривые  $Re_{\theta,t}(\sigma)$  при различных значениях высоты уступа  $h/\delta_0^*$  (левая рамка на рисунке 3) также как и кривые  $Re_{\theta,t}(h/\delta_0^*)$  при различных  $\sigma$  (правая рамка) подобны друг другу. Это позволяет предположить, что сдвиг положения перехода при одновременном действии обоих факторов

$$\Delta Re_{\theta,t}(h/\delta_0^*, \sigma) \equiv Re_{\theta,t}(h/\delta_0^*, \sigma) - (0, 0) \quad (1)$$

может быть определен как сумма сдвигов положения перехода под воздействием уступа при нулевом градиенте давления и под воздействием градиента давления на пластине без уступа, то есть:

$$\Delta Re_{\theta,t}(h/\delta_0^*, \sigma) = \Delta Re_{\theta,t}(h/\delta_0^*, 0) + \Delta Re_{\theta,t}(0, \sigma), \quad (2)$$

где

$$\Delta Re_{\theta,t}(h/\delta_0^*, 0) \equiv Re_{\theta,t}(h/\delta_0^*, 0) - Re_{\theta,t}(0, 0), \quad (3)$$

$$\Delta Re_{\theta,t}(0, \sigma) \equiv Re_{\theta,t}(0, \sigma) - Re_{\theta,t}(0, 0). \quad (4)$$

Для проверки этого предположения, величина  $\Delta Re_{\theta,t}(h/\delta_0^*, \sigma)$ , рассчитанная по (1), сравнивалась с этой величиной, рассчитанной по (2), в которой правые части были аппроксимированы с помощью следующих квадратичных функций:

$$\Delta Re_{\theta,t}(h/\delta_0^*, 0) = -414(h/\delta_0^*)^2 - 3(h/\delta_0^*) \quad (5)$$

$$\Delta Re_{\theta,t}(0, \sigma) = 1.44 \cdot 10^{18} \sigma^2 - 2.7 \cdot 10^{10} \sigma \quad (6)$$

Это сравнение показало, что возникающая при использовании (2) погрешность в определении числа Рейнольдса перехода  $Re_{\theta,t}$  не превышает 3% для всех случаев, кроме случая  $\sigma = -8.7 \cdot 10^{-9}$ ,  $h/\delta_0^* = 0.75$ , для которого она достигает 10%.

Работа выполнена при поддержке РНФ (грант №22-11-00041) с использованием вычислительных ресурсов суперкомпьютерного центра СПбПУ «Политехнический».

## **Литература**

1. Беляев К.В. и др. Расчет эволюции волн Толлмина-Шлихтинга на основе глобального анализа устойчивости // Матем. моделирование. 2023, т. 35, № 9. с. 45–60.
2. Belyaev K. et al. Prediction of effect of small local surface irregularities on natural transition to turbulence based on Global Stability Analysis // International Journal of Heat and Fluid Flow. 2024. P. 109358.
3. Crouch J.D. et al. Characterizing surface-gap effects on boundary-layer transition dominated by Tollmien–Schlichting instability // Flow. Cambridge University Press, 2022. Vol. 2. P. E8.

## **ПОЛУЭМПИРИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА**

**А.В. Гарбарук, А.А. Матюшенко, А.С. Стабников**

*Санкт-Петербургский политехнический университет*

*Петра Великого (СПбПУ), Санкт-Петербург, agarbaruk@cfd.spbstu.ru*

В настоящее время, как и на протяжении многих предшествующих десятилетий, основным подходом к расчету турбулентных течений при представляющих практический интерес высоких числах Рейнольдса остается использование уравнений Рейнольдса для осредненного течения (RANS) в сочетании с той или иной полуэмпирической моделью турбулентности. При этом, как правило, предполагается, что течение является полностью турбулентным. Однако, в большинстве случаев на обтекаемой поверхности присутствует начальный участок ламинарного пограничного слоя, который становится турбулентным в результате потери устойчивости и ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП). Несмотря на то, что с ростом числа Рейнольдса длина этого участка уменьшается, игнорирование данного обстоятельства может приводить к значительным ошибкам в расчете таких важных характеристик течения как поверхностное трение и положение отрыва потока от обтекаемой поверхности, если таковой имеет место. Кроме того, решение некоторых прикладных задач, например, описание кризиса сопротивления плохообтекаемых тел или оптимизация конструкции так называемого «ламинарного крыла», является в принципе невозможным в предположении о полностью турбулентном характере обтекания. В связи с этим, учет наличия на обтекаемой поверхности ламинарного участка в рамках уравнений RANS, то есть возможность определения положения ЛТП в процессе их решения, является одной из важных задач прикладной аэродинамики.

Общий подход к решению данной задачи базируется на различных модификациях полуэмпирических моделей турбулентности для RANS, которые принято называть моделями ЛТП. Большинство таких моделей являются дифференциальными, так как они содержат дополнительные относительно базовой модели дифференциальные уравнения переноса характеристик, от которых зависит положение ЛТП. Наиболее точными среди них в настоящее

время считаются модель SST  $\gamma$ - $Re_0$  [1], содержащая дополнительные уравнения переноса для коэффициента перемежаемости  $\gamma$  и числа Рейнольдса начала перехода  $Re_0$ , и ее упрощенная версия SST  $\gamma$  с одним уравнением переноса для  $\gamma$  [2]. Однако опыт практического использования этих моделей выявил их существенные вычислительные недостатки, а именно, значительное замедление сходимости итерационных алгоритмов, используемых для численного интегрирования уравнений Рейнольдса, или даже ее отсутствие, что обусловлено сложностью и сильной нелинейностью системы соответствующих дифференциальных уравнений.

В связи с этим в последние годы был предложен ряд так называемых алгебраических моделей ЛТП, то есть моделей, в которых положение ЛТП определяется не из дифференциальных уравнений переноса, а из дополнительных алгебраических соотношений. Эти модели существенно превосходят дифференциальные модели с точки зрения вычислительной эффективности, зачастую не уступая им по точности.

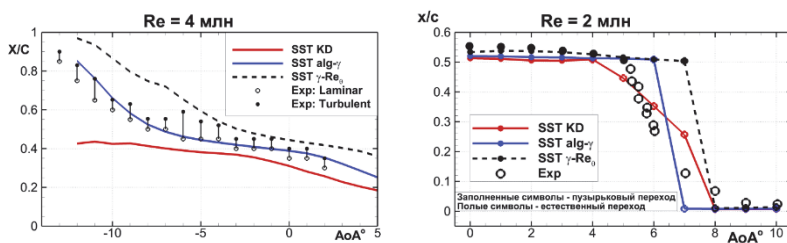


Рис. 1. Сравнение расчетных зависимостей положения ЛТП на верхней поверхности аэродинамических профилей NLF(1)-0416F (слева) и S809(справа) от угла атаки, полученных при помощи различных моделей ЛТП, с экспериментальными данными [5-6]

В докладе представлены две алгебраические модели ЛТП, разработанные в СПбПУ (модели SST KD [3] и SST  $\gamma_{alg}$  [4]) и большое число примеров их сравнения с лучшими известными моделями, свидетельствующих о том, что с точки зрения точности, они сравнимы с лучшими дифференциальными моделями (см. рис. 1). Кроме того, представлена новая модификация модели SST  $\gamma_{alg}$ , которая позволяет учесть переход, вызванный неустойчивостью поперечного течения (cross-flow instability), и продемонстрирована ее эффективность и точность.

В заключительной части доклада описан опыт применения разработанных моделей ЛТП в рамках вихреразрешающего гибридного RANS-LES подхода Delayed Detached-Eddy Simulation (DDES) [7] для численного моделирования явлений, предсказание которых невозможно без моделирования ЛТП.

К таким течениям, в частности, относится хорошо известное явление кризиса сопротивления плохо обтекаемых тел, состоящее в резком снижении коэффициента сопротивления с ростом числа Рейнольдса и вызванное сменой типа отрыва с ламинарного на турбулентный. На рис. 2 приведено сравнение расчетных зависимостей коэффициента сопротивления сферы и цилиндра от числа Рейнольдса с экспериментальными данными. Важно отметить весьма значительный разброс экспериментальных данных, что свидетельствует о высокой чувствительности данного течения к условиям проведения эксперимента. Использование DDES на базе моделей ЛТП, в отличие от SST DDES, позволяет описать резкую смену режима обтекания и, как следствие резкое падение коэффициента сопротивления (см. рис. 2).

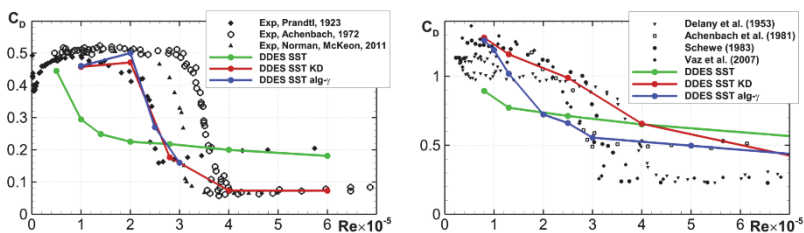


Рис. 2. Кризис сопротивления на сфере (слева) и цилиндре (справа): сравнение расчетных зависимостей коэффициентов сопротивления от числа Рейнольдса, полученных при помощи различных версий DDES, с экспериментальными данными [8-14]

Работа выполнена при поддержке РНФ (грант №23-21-00031) с использованием вычислительных ресурсов суперкомпьютерного центра СПбПУ «Политехнический».



## Литература

1. R.B. Langtry, F.R. Menter. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Par-allelized Computational Fluid Dynamics Codes // AIAA J, 2009, v.47, No.12, p.2894-2906.
2. F.R. Menter и др. A One-Equation Local Correlation-Based Transition Model // Flow Turbul. Combust., 2015, т.95, №4, p.583-619.
3. А.С. Стабников, А.В. Гарбарук. Алгебраическая модель ламинарно-турбулентного перехода для расчета турбулентных течений на основе метода моделирования отсоединенных вихрей // НТВ СПбПУ. Физ.-мат. науки, 2022, т. 15, № 1, с.16-29.
4. F.R. Menter и др. An Algebraic LCTM Transition Model // Proceedings of the ERCOF-TAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurement (ETMM13). Rhodes, Greece, 2021, 6 p.
5. R.J. McGhee. Experimental Results for a Flapped Natural-Laminar-Flow Airfoil with High Lift/Drag Ratio // NASA Technical Memorandum 85788, 1984.
6. D.M. Somers. Design and Experimental Results for the S809Airfoil: NREL/SLR-440-6918 // UC Category: 1213. DE97000206. National Renewable Energy Laboratory, 1997, 103 p.
7. P.R. Spalart и др. A New Version of Detached-eddy Simulation, Resistant to Ambiguous Grid Densities // Theor. Comput. Fluid Dyn. 2006. Т. 20, № 3. С. 181–195.
8. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. 2-е изд. / под ред. Prandtl L. Verlag R. Oldenbourg, 1923.
9. Achenbach E. Experiments on the flow past spheres at very high Reynolds numbers // J. Fluid Mech. 1972. Т. 54, № 3. С. 565–575.
10. Norman A.K., McKeon B.J. Unsteady force measurements in sphere flow from subcritical to supercritical Reynolds numbers // Exp. Fluids. 2011. Т. 51, № 5. С. 1439–1453.
11. Delany, N., Sorensen, N., 1953. Low-Speed Drag of Cylinders of Various Shapes. Tech. Rep. NACA TN3038, NACA.
12. Achenbach E., Heinecke E. On vortex shedding from smooth and rough cylinders in the range of Reynolds numbers  $6 \times 10^3$  to  $5 \times 10^6$  // J. Fluid Mech. 1981. Т. 109. С. 239–251.

13. Schewe G. On the force fluctuations acting on a circular cylinder in crossflow from subcritical up to transcritical Reynolds numbers // J. Fluid Mech. 1983. T. 133. C. 265–285.
14. Vaz G. и др. Viscous Flow Computations on a Smooth Cylinders: A Detailed Numerical Study With Validation // Volume 3: Pipeline and Riser Technology; CFD and VIV. San Diego, California, USA: ASMEDC, 2007. C. 849–860.

# РАЗВИТИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ ОТ НЕПРЕРЫВНО РАБОТАЮЩЕГО ГЕНЕРАТОРА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ С БЛАГОПРИЯТНЫМ ГРАДИЕНТОМ ДАВЛЕНИЯ

И.В. Егоров, **И.М. Илюхин**

*Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Жуковский*

*Центральный аэрогидродинамический институт, Жуковский,  
ivan.ilyukhin@phystech.edu*

В докладе представлены результаты численного моделирования развития нелинейных возмущений от непрерывно работающего генератора вдув-отсос, расположенного вблизи передней кромки прямого параболического профиля с относительной толщиной 10%. Набегающий поток соответствует полёту в атмосфере на высоте 20 км при числе Маха 3. Ранее на данном режиме исследовалось распространение линейных возмущений от генератора вдув-отсос, работающего в течение одного периода [1], а также формирование и развитие турбулентного пятна [2].

На рис. 1 изображено поле завихренности в пограничном слое в плоскости симметрии в фиксированный момент времени. Черно-белой палитрой изображён продольный градиент плотности. Возмущения плотности начинают проникать во внешнее невязкое течение при формировании турбулентности, характеризующейся всплытием завихренности из пограничного слоя.

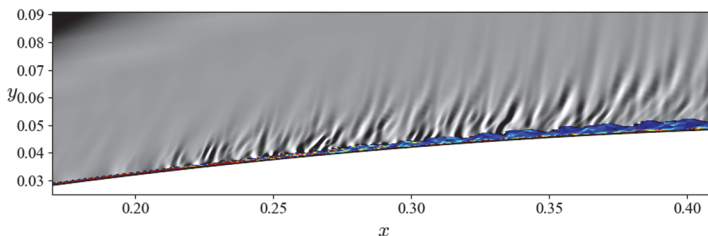


Рис. 1. Поле завихренности в пограничном слое (цветная палитра) и продольный градиент плотности (черно-белая палитра) в плоскости симметрии

На рис. 2 представлено поле возмущений продольной скорости при расстоянии от стенки  $y_n = 0.5\delta_{95}$ , где  $\delta_{95}$  соответствует толщине ламинарного пограничного слоя. Чёрный прямоугольник показывает положение генератора возмущений массового расхода на поверхности профиля. Слева от чёрной пунктирной линии амплитуда возмущений продольной скорости умножена в 10 раз для наглядности. Видно, что на начальной стадии возмущения в пограничном слое развиваются линейно, однако затем начинаются нелинейные процессы, приводящие к формированию турбулентности.

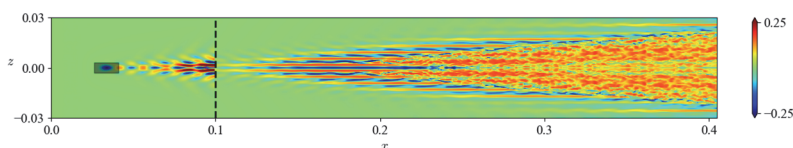


Рис. 2. Поле возмущений продольной скорости в фиксированный момент времени на половине толщины невозмущённого пограничного слоя. Чёрный прямоугольник - положение генератора возмущений. Слева от пунктирной линии амплитуда возмущений умножена в 10 раз для наглядности

Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ (проект № 23-79-10072).

## Литература

1. Chuvakhov P.V., Ilyukhin I.M., Fedorov A.V. Stability of supersonic boundary layer over an unswept wing with a parabolic airfoil. Theor. Comput. Fluid Dyn., v.38, 2024, pp.1-13.
2. Илюхин И.М., Егоров И.В., Федоров А.В. Турбулентное пятно на параболическом профиле в сверхзвуковом потоке. Сборник тезисов докладов XIII Всероссийского съезда по теоретической и прикладной механике, т.2, 2023, с.568-570.

## **ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ ПЯТЕН В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПАРАБОЛИЧЕСКОМ ПРОФИЛЕ**

**И.В. Егоров, И.М. Илюхин**

*Центральный аэрогидродинамический институт, Жуковский,  
ivan.egorov@tsagi.ru*

Переход к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое существенно влияет не только на коэффициент сопротивления, но и увеличивает тепловой поток на поверхности летательных аппаратов. При относительно невысоком уровне внешних возмущений и при условии, что обтекаемая поверхность гладкая, ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) состоит из следующих этапов [1]: восприимчивость, линейная стадия роста неустойчивых возмущений, нелинейная стадия, формирование турбулентных пятен и заполнение растущими пятнами всего пограничного слоя. На осредненное распределение коэффициента трения влияют этапы, начинающиеся с нелинейной стадии ЛТП. Кроме этого, перекрытие сформировавшихся турбулентных пятен прямо связано с таким параметром, как перемежаемость [2]. Исследования турбулентных пятен в условиях сжимаемых течений остаются неполными [3], а взаимодействие пятен друг с другом в таких течениях рассматривается редко [4].

В докладе [5] представлены результаты численного моделирования развития уединённого турбулентного пятна на поверхности прямого параболического профиля с относительной толщиной 0.1. Условия обтекания соответствуют [6]: атмосферный полёт на высоте 20 км при числе Маха 3. Определены основные характеристики такого пятна: угол полураскрытия, скорости фронтов и параметр роста  $\sigma$ . В текущей работе рассматривается численное моделирование взаимодействия двух пятен при тех же условиях.

На рис. 1 изображено поле завихренности в пограничном слое в плоскости взаимодействия двух пятен. В отличие от одного пятна, за взаимодействующими пятнами образуется новое возмущение, не наблюдаемое в работе [4]. Та же картина наблюдается при рассмотрении поля возмущений давления на поверхности профиля (рис. 2). Новое возмущение оказывает существенное влияние

на мгновенное распределение трения, что проиллюстрировано на рис. 3.

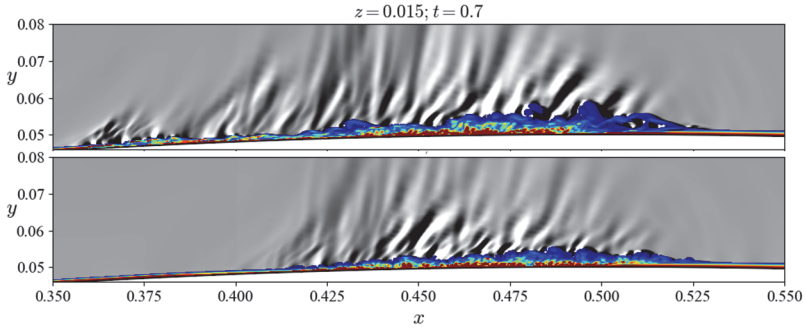


Рис. 1. Поле завихренности в пограничном слое (цветная палитра) и поле продольного градиента плотности (черно-белая палитра) в плоскости взаимодействия пятен: для двух пятен (сверху) и одного пятна (снизу)

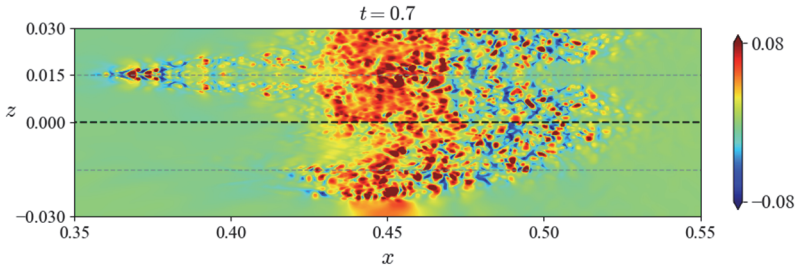


Рис. 2. Поле возмущений давления на поверхности профиля в фиксированный момент времени. На верхней полуплоскости - два перекрывающихся пятна, на нижней - половина одного пятна

Показано, что в области перекрытия пятен максимальное значение пульсаций давления снижается по сравнению с уединённым пятном. Отличий в форме взаимодействующих пятен по сравнению с суммой невзаимодействующих не обнаружено и их границы соответствуют границам невзаимодействующих пятен.

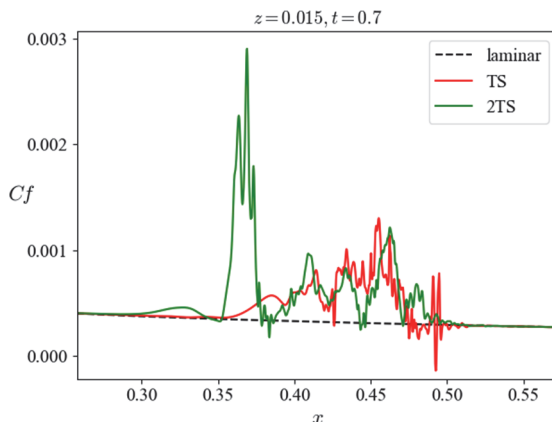


Рис. 3. Мгновенное распределение коэффициента трения для 1 пятна (TS) и двух пятен (2TS)

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ (проект № 24-19-00256).

## Литература

1. Fedorov A. Transition and Stability of High-Speed Boundary Layers. *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 2011, v. 43, pp. 79-95.
2. Narasimha R. The laminar-turbulent transition zone in the boundary layer. *Progress in Aerospace Sciences*, 1985, v. 22, no. 1, pp. 29-80.
3. Wu X. New Insights into Turbulent Spots. *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 2023, v. 55, no. 1, pp. 45-75.
4. Krishnan L., Sandham N.D. On the merging of turbulent spots in a supersonic boundary-layer flow. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2006, v. 27, no. 4, pp. 542-550.
5. Илюхин И.М., Егоров И.В., Федоров А.В. Турбулентное пятно на параболическом профиле в сверхзвуковом потоке. Сборник тезисов докладов XIII Всероссийского съезда по теоретической и прикладной механике, т.2, 2023, с.568-570.
6. Chuvakhov P.V., Ilyukhin I.M., Fedorov A.V. Stability of supersonic boundary layer over an unswept wing with a parabolic airfoil. *Theor. Comput. Fluid Dyn.*, 2024, v. 38, pp. 1-13.

# ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНОЙ СТАДИИ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ

**Н.В. Пальчеховская**

*Московский физико-технический институт, Жуковский,  
palchekovskaia.nv@mipt.ru*

При низком уровне внешних возмущений ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) в пограничном слое на аэродинамически гладкой поверхности развивается по так называемому модальному сценарию: внешние возмущения возбуждают моды пограничного слоя с малыми начальными амплитудами (стадия восприимчивости); неустойчивые моды экспоненциально растут вниз по потоку в соответствии с линейной теорией устойчивости (линейная стадия развития неустойчивости); когда амплитуда возмущения достигает пороговый уровень, начинается его нелинейный распад, который связывают с началом ламинарно-турбулентного перехода ( $x_t$ ). В окрестности сечения  $x_t$ , как правило, рождаются турбулентные пятна. Развиваясь вниз по потоку, пятна растут и сливаются между собой. Этот процесс заканчивается в сечении  $x = x_T$ , начиная с которого течение всюду является турбулентным. В инженерной практике участок  $x_t < x < x_T$  называют областью ЛТП. В настоящей работе рассматривается возбуждение и развитие неустойчивых волн первой моды на пластине при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 3$ , температуре стенки близкой к адиабатической и числе Рейнольдса  $Re_\infty = 2 \cdot 10^7$ , характерном для натурного сверхзвукового полета. Рассматривается обтекание плоской пластины под нулевым углом атаки. ЛТП в рассматриваемой задаче обусловлен возбуждением и развитием конвективно-неустойчивых волн первой моды по классификации Мэка [1]. Основные цели работы: выполнить целостное численное моделирование всех стадий перехода, оценить возможность практической реализации амплитудного метода для предсказания начала перехода.

Расчеты выполнялись с помощью авторского пакета программ для решения нестационарных трехмерных уравнений Навье-



Стокса [2]. Этот пакет дает возможность проводить параллельные вычисления на супер - ЭВМ кластерного типа. Использовались вычислительные сетки с числом узлов более  $10^6$ .

На первом этапе рассчитывается двумерное ламинарное (невозмущенное) обтекание пластины в рамках уравнений Навье-Стокса для совершенного газа с параметрами набегающего потока: число Прандтля  $Pr=0.72$ , показатель адиабаты  $\gamma=1.4$ , коэффициент вязкости зависит от температуры по степенному закону. Средняя температура стенки равна температуре восстановления, которая близка к температуре теплоизолированной пластины. В таких условиях неустойчивой является только первая мода. Затем двумерное поле течения вместе с сеткой преобразуется в трехмерное с помощью их трансляции по поперечной координате  $z$ . На входной и верхней границах расчетной области добавляются нестационарные условия, моделирующие косую акустическую волну.

С помощью линейной теории устойчивости были выбраны частота  $\omega = 172.82$  и передний угол  $\beta = 58^\circ$  внешних акустических волн, которые возбуждают неустойчивые волны первой моды с примерно одинаковым максимальным интегральным коэффициентом усиления  $N \approx 9$ . Это сделано для того, чтобы изолировать влияние угла атаки на начальные амплитуды возбуждаемых волн неустойчивости. Отметим, что рассматриваются режимы, в которых интегральные коэффициенты усиления соответствуют началу перехода при низком уровне фоновых возмущений, характерном для условий полета.

Рассматривались как медленные, так и быстрые акустические волны с малой амплитудой давления  $\epsilon = 4 \cdot 10^{-7}$ , при которых процесс восприимчивости является линейным с высокой степенью точности. Подчеркнем, что в подавляющем большинстве работ расчеты проводятся для более интенсивных внешних возмущений, чтобы уменьшить линейную стадию перехода и тем самым сэкономить вычислительные ресурсы и время вычислений. Однако такой подход не моделирует линейное развитие неустойчивости, что приводит к формированию спектра возмущений на входе в нелинейную стадию. Последнее, в свою очередь, существенно влияет на механизмы распада неустойчивости и возникновения турбулентности.

Протяженность области восприимчивости составляет около двух характерных длин волн (рис. 1) и сосредоточена в малой (по сравнению с масштабом длины пластины) окрестности передней кромки. В этой области вещественная часть фазовой скорости первой моды быстро сближается с фазовой скоростью медленной акустической волны, что приводит к резонансному режиму возбуждения.

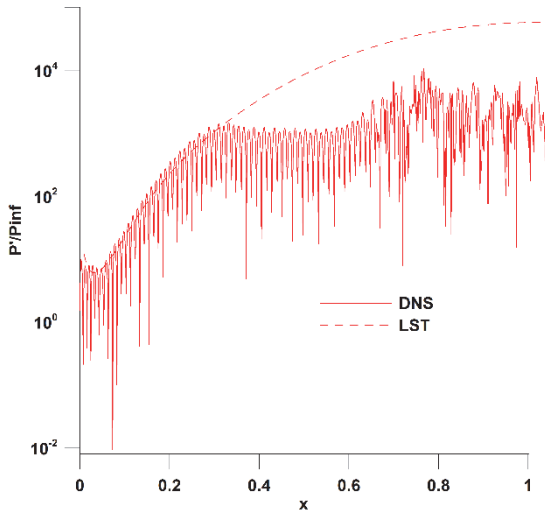


Рис. 1. Распределение нормированного возмущения давления вдоль средней линии

Ниже по потоку от области восприимчивости линейная теория устойчивости хорошо предсказывает рост амплитуды возмущения вплоть до сечения  $x = 0.3$ , в котором максимальные пульсации продольной скорости равны  $u'_{\max} \approx 3.5\%$ . Далее начинается слабо-нелинейное насыщение первичной волны и ее нелинейный распад при  $x > 0.6$ . Относительно большая протяженность слабо-нелинейной стадии обусловлена тем, что в расчетную область не вводятся фоновые возмущения, необходимые для затравки вторичных гармоник. Такой фон дает численный шум, уровень которого очень мал. Поэтому требуется протяженный участок для резонансного усиления вторичных гармоник до уровня первичной волны. На относительно коротком участке нелинейного распада формируются мелкие вихревые структуры. Здесь амплитуда пульсаций  $p'_w$  в несколько раз больше, чем в слабо-нелинейной области.

На рис. 2 представлена изоповерхность  $Q$ -критерия, соответствующая  $Q=1000$ , раскрашенная значениями продольной скорости в нелинейной области, где появляются характерные для данной стадии ЛТП вихревые структуры.

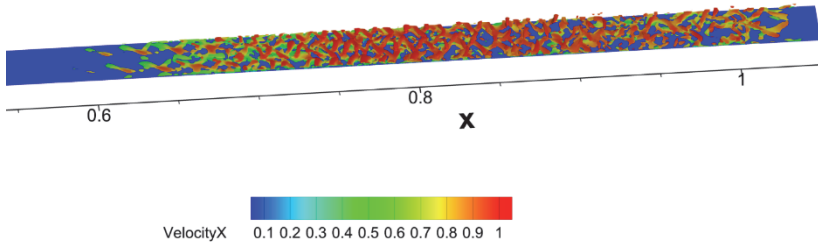


Рис. 2. Изоповерхность  $Q$ -критерия  $Q=1000$ , раскрашенная значениями продольной скорости

На основе проведенных расчетов можно сделать заключение о том, что вниз по потоку от области восприимчивости первая мода развивается согласно линейной теории, не испытывая дополнительной накачки внешней акустикой, а слабо-нелинейное взаимодействие приводит к насыщению амплитуды неустойчивости на уровне  $u'_{\max} \approx 3.5\%$ , что согласуется с известными численными и экспериментальными данными.

Автор выражает благодарность И.В. Егорову и А.В. Федорову за ценные замечания и советы при проведении данного исследования.

Работа выполнена в Московском физико-техническом институте при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 23-79-10072).

## Литература

1. Mack L.M. Boundary-layer stability theory. Part B. Doc. 900-277, JPL, Pasadena, California, May 1969.
2. Egorov I.V., Novikov A.V. Direct numerical simulation of laminar-turbulent flow over a flat plate at hypersonic flow speeds. Comput. Math. Math. Phys., 2016. v. 56, no. 6, pp. 1048–1064.

# УЧЁТ ВЛИЯНИЯ ГРАДИЕНТА ДАВЛЕНИЯ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В РАМКАХ ПОДХОДА RANS

А.А. Савельев, Р.А. Штин

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора  
Н.Е. Жуковского, Жуковский, [shtin.ra@gmail.com](mailto:shtin.ra@gmail.com)

Целью работы является повысить точность предсказания положения ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) при моделировании естественного сценария перехода в случае благоприятного градиента давления.

В настоящее время для предсказания положения ЛТП широко применяются методы, принадлежащие семейству локальных корреляционных моделей ЛТП (Local Correlation-based Transition Modeling, LCTM). Свойство локальности заключается в том, что в рамках конечно-объёмного подхода к решению уравнений переноса вычисления внутри каждой ячейки не требуют обращения к остальным ячейкам расчётной области. Это свойство способствует практической реализации данных моделей.

Одним из новейших представителей семейства LCTM является алгебраическая корреляционная модель ЛТП SST- $\gamma$ -alg [2]. Эта модель по своей сути является модификацией оригинальной модели турбулентности SST [1]. Отличие заключается в том, что в SST- $\gamma$ -alg в дифференциальном уравнении для кинетической энергии турбулентности  $k$  слагаемое  $P_k$ , отвечающее за производство  $k$ , умножено на коэффициент перемежаемости  $\gamma$ :

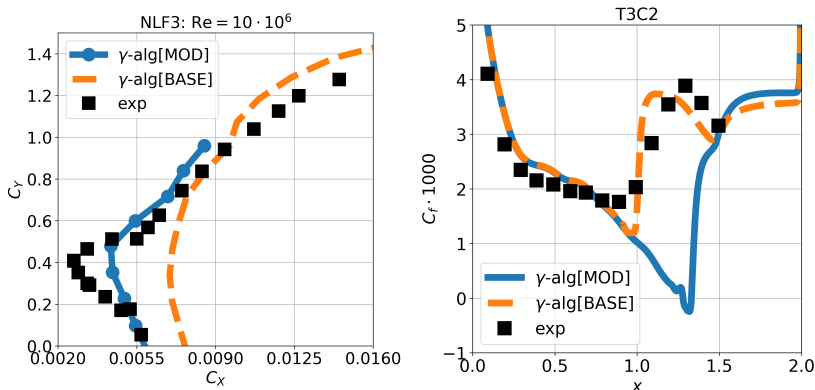
$$P_k \rightarrow \gamma P_k, \quad \gamma = \tanh \left( \left( \frac{\text{Re}_\theta}{\text{Re}_{\theta c}} \right)^2 \right). \quad (1)$$

Коэффициент перемежаемости  $\gamma$  варьируется от 0 до 1, отключая производство  $P_k$  на ламинарном участке пограничного слоя и активируя его после ЛТП. Для вычисления  $\gamma$  используются алгебраические корреляционные формулы. Здесь  $\text{Re}_\theta$  — это число Рейнольдса, определённое по толщине потери импульса  $\theta$  (оно определяет состояние пограничного слоя), а  $\text{Re}_{\theta c}$  — это критическое значение для  $\text{Re}_\theta$  (оно определяет значение  $\text{Re}_\theta$ , при котором наступает ЛТП). Гиперболический тангенс в формуле играет роль гладкой функции активации. В рамках модели SST- $\gamma$ -alg числа  $\text{Re}_\theta$  и  $\text{Re}_{\theta c}$  вычисляются с помощью локальных алгебраических формул. Для  $\text{Re}_\theta$  используется его корреляция с числом Рейнольдса завихренности.

Для вычисления критического числа Рейнольдса используется его корреляция с безразмерным градиентом давления  $\lambda_\theta$  и со степенью турбулентности  $Tu$  [3]:

$$Re_{\theta c} = F_{Tu}(Tu) \cdot F_{PG}(\lambda_\theta). \quad (2)$$

При обтекании гладких аэродинамических профилей при среднем и высоком числе Рейнольдса набегающего потока имеет место эффект ламинарной корзины («Laminar drag bucket phenomenon»). Это явление заключается в снижении сопротивления профиля из-за ламинаризации пограничного слоя на обеих его поверхностях. Затянутое положение ЛТП в данном случае объясняется стабилизирующим влиянием благоприятного градиента давления на устойчивость пограничного слоя. Модель SST- $\gamma$ -alg и другие модели семейства LSTM не воспроизводят этот эффект, что продемонстрировано на рис. 1а.



а) Зависимость коэффициента подъёмной силы  $C_Y$  от коэффициента сопротивления  $C_X$  при обтекании аэродинамического профиля NLF(1)-0414F.

б) Распределение безразмерного коэффициента трения  $C_f$  вдоль поверхности пластины в тесте T3C2 из серии тестов ERCOFTAC.

Рис. 1: Сравнение результатов, полученных базовой моделью SST- $\gamma$ -alg (оранжевая линия) и её модификацией, учитывающей стабилизирующее влияние благоприятного градиента давления (синяя линия). Чёрными квадратами отмечены экспериментальные значения.

Для учёта стабилизирующего влияния благоприятного градиента давления в уравнение для критического числа Рейнольдса (2)

был добавлен множитель, принимающий значения больше 1 при благоприятном градиенте давления и равный 1 при неблагоприятном градиенте давления:

$$\text{Re}_{\theta c} = \text{FTu} \cdot \text{FPG} \cdot (1 + \text{HPG}). \quad (3)$$

Слагаемое HPG вычисляется как функция активации от градиента давления вдоль линии тока  $\frac{dC_p}{ds}$  (изображена на рис. 2), включающая поправку при благоприятном градиенте давления вне вязкого подслоя.

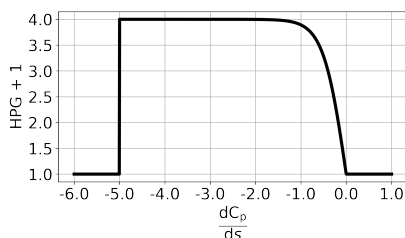


Рис. 2: Зависимость модифицирующего множителя HPG от безразмерного градиента давления  $\frac{dC_p}{ds}$  вдоль линии тока.

На рис. 1а видно, что введение поправки позволяет учесть эффект ламинарной корзины. В то же время модифицированная модель ошибочно определяет положение ЛТП при сочетании благоприятного градиента давления с обходным сценарием перехода (рис. 1). Таким образом, область применения предлагаемой модификации ограничена естественным сценарием ЛТП.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-29-00660.

## Литература

1. F.R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. J. Heat and Mass Transfer, 2003.
2. F.R. Menter, A. Matyushenko, R. Lechner, A. Stabnikov, A. Garbaruk. An Algebraic LCTM Model for Laminar-Turbulent Transition Prediction. J. Flow, Turbulence and Combustion, 2022.
3. B.J. Abu-Ghannam, R. Shaw. Natural Transition of Boundary Layers — The Effects of Turbulence, Pressure Gradient, and Flow History. Journal of Mechanical Engineering Science, 1980.

# ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГЕНЕРАЦИИ ВОЛН ТОЛЛМИНА-ШЛИХТИНГА ТУРБУЛЕНТНОСТЬЮ ПОТОКА

**М.В. Устинов**

*Центральный Аэрогидродинамический институт (ЦАГИ),  
Жуковский, [ustinov@tsagi.ru](mailto:ustinov@tsagi.ru)*

В настоящее время имеются три альтернативных модели, описывающих генерацию волн Толлмина-Шлихтинга (ТШ) турбулентностью потока. Две из них [1, 2] утверждают, что их порождение происходит на неоднородности пограничного слоя вблизи передней кромки или вблизи точки потери устойчивости, а третья [3] считает причиной генерации волн неустойчивости нелинейное взаимодействие турбулентных пульсаций. В пользу последней модели свидетельствует нелинейная зависимость начальной амплитуды волн ТШ от степени турбулентности потока, следующая из корреляции Мэка [4]. Какая из этих моделей восприимчивости описывает реальный эксперимент условия полета до сих пор неясно. С целью ответа на этот вопрос в данной работе выполнено численное моделирование ламинарно-турбулентного перехода вызванного турбулентностью потока. При этом использована упрощенная модель описывающая развитие периодических в направлениях параллельных поверхности возмущений по времени. В качестве начальных условий использованы результаты расчета развития периодической по пространству однородной изотропной турбулентности. Три состояния турбулентности с разной интенсивностью  $Tu = 0.1, 0.2, 0.5\%$  и почти одинаковым интегральным масштабом использовались в описанных расчетах. В отличие от выполненных ранее исследований генерации волн неустойчивости вихревыми модами [5, 6] такой подход позволяет учесть влияние на ламинарно-турбулентный переход реального спектра турбулентных пульсаций и оценить роль нелинейных эффектов.

Расчеты показали, что турбулентность потока порождает в пограничном слое два вида возмущений: вытянутые в направлении потока полосчатые структуры и волны ТШ с заметно меньшим продольным периодом. Вначале доминируют длинноволновые

полосчатые структуры. В дальнейшем в спектрах по продольному волновому числу появляется максимум в диапазоне  $\alpha=0.2\div 0.4/\delta$ .

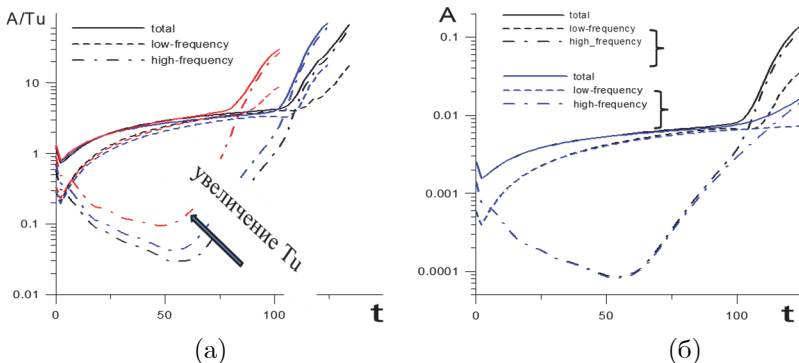


Рис. 1. Зависимости от времени нормированной на  $Tu$  амплитуды возмущений (а), сравнение результатов расчетов в линейном (синие линии) и нелинейном (черные линии) приближении (б)

Зависимость амплитуды разных видов возмущений в пограничном слое от интенсивности начальной турбулентности показывает рис. 1. Из части (а) этого рисунка, где построены амплитуды нормированных на  $Tu$  возмущений, видно, что на линейной стадии перехода нормированные амплитуды длиннопериодических возмущений не зависят от  $Tu$ . Это означает их линейную зависимость от степени турбулентности потока. Однако кривые нарастания нормированных короткопериодических возмущений не совпадают. Это означает, что начальная амплитуда волн ТШ в пограничном слое нелинейно зависит от интенсивности исходной турбулентности. Более точно оценить роль нелинейных эффектов на разных стадиях перехода позволяет сравнение результатов расчетов развития возмущений, выполненных на основе решения полных и линеаризованных уравнений Навье-Стокса. Его результаты, показанные на рис. 1,б, наглядно демонстрируют, что нелинейность проявляется только на заключительной стадии перехода, когда суммарная амплитуда возмущений превышает 1%. Нелинейная зависимость начальной амплитуды короткопериодических возмущений от степени турбулентности потока, следующая из рис. 1,а, по всей видимости, объясняется нелинейной зависимостью амплитуды турбулентных пульсаций в соответствующем диапазоне волновых чисел



от  $Tu$  (или турбулентного числа Рейнольдса  $Rt$ ). Этот спектр сильнее затухает при увеличении волновых чисел при малых  $Rt$ .

Амплитуда волны ТШ с заданным волновым числом находилась с помощью проецирования возмущений на собственную функцию уравнения Орра-Зоммерфельда. Сравнение полученных таким образом зависимостей амплитуды вынужденных возмущений с кривой нарастания рассчитанной по линейной теории устойчивости позволило локализовать место генерации волны ТШ. Такой метод показал, что она происходит, в основном, вблизи передней кромки. Вклад распределенной генерации на слабой неоднородности пограничного слоя заметно слабее. Амплитуда наиболее усиливающейся волны неустойчивости в нейтральной точке  $A_{TS0}$  зависит от степени турбулентности потока по степенному закону с показателем степени 1.5-1.9. Это соответствует линейными зависимостями  $N$ -фактора перехода от  $\ln(Tu)$ , аналогичным корреляции Мэка.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 24-19-00256).

## Литература

1. Goldstein M.E. The evolution of Tollmien–Schlichting waves near the leading edge // J. Fluid Mech. 1983. V.127. P. 59-81.
2. Жигулев В.Н, Федоров А.В. Исследование возбуждения волн Толлмина–Шлихтинга // Препринт СО АН СССР, 1982, с 27-33.
3. М.В. Устинов. Generation of Tollmien-Schlichting waves by free-stream turbulence // Fluid dynamics, 2014, No.4, p. 58-72.
4. Mack L.M. Transition prediction and linear stability theory // AGARD Conf. proc. CP-224. 1977. P. 1/1-22.
5. Parekh D.E., Pulin P., Wleazin R.W. Boundary layer receptivity to convected gusts and sound // Boundary Layer Stability and Transition to Turbulence FED-114/ Ed. C.L. Reda et al. N.Y.: ASME, 1991. P. 69–76.
6. Buter T.A., Reed H.L. Numerical investigations of receptivity to freestream vorticity // AIAA Paper. 1993. No. 93-0073.



---

## **ДОКЛАДЫ ПО ТЕМЕ ТЗ.7**

### **ДРУГИЕ ЗАДАЧИ**



## **МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ И ПОЖАРОТУШЕНИЯ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ CADFLO**

М.В. Алексеев, **А.В. Иванов**, А.В. Муслаев, А.Н. Павлов,  
В.Ю. Стрельцов

*Т1-Интеграция, Москва*

В программном комплексе CADFLO появились новые возможности проведения расчета процессов обледенения. При моделировании этого процесса учитываются неупругие взаимодействия капель воды с телом рассматриваемого объекта или ледяной коркой, образовавшейся на объекте, процессы кристаллизации, конденсации и испарения водяной пленки, течение водяной пленки вдоль поверхности тела или ледяной корки, процессы теплопередачи от газа к водяной пленке, ледяной корке и телу, процессы теплопередачи от тела к ледяной корке или водяной пленке. Рассматриваются процессы плавления льда вблизи тела при наличии тепла от противообледенительной системы. Приведены примеры расчета обледенения плоских профилей, крыльев и моделей самолетов и их сравнения с экспериментальными данными. В настоящее время еще не реализован учет эффектов отражения падающих капель от поверхности тела, водяной пленки или ледяной корки, эффекты обледенения на вращающихся объектах типа винтов или вентиляторов.

Еще одной новой физической сущностью, появившейся в CADFLO является опция моделирования процесса пожаротушения фреонами. Фреоны могут находиться в баллонах как в жидком, так и газообразном состоянии. Если фреон находится в баллоне в жидком состоянии, то предполагается, что он вылетает из коллектора в виде капельной фазы, которая испаряется и начинает воздействовать на химическое взаимодействие топлива и воздуха. В качестве пожаротушающих компонент можно рассматривать фреоны R114B2, R12B1, R13B1 и воду. Приведены результаты расчетов пожаротушения в различных устройствах при различных условиях.

# ДИНАМИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ОТДЕЛЯЕМЫЙ ГОЛОВНОЙ БЛОК ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ В СЛУЧАЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ НА НАЧАЛЬНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

М.А. Аникеева<sup>1</sup>, А.А. Дядькин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ПАО «РКК «Энергия», Королев, МО, [mariya.anikeeva@rsce.ru](mailto:mariya.anikeeva@rsce.ru)

<sup>2</sup>Ветеран ПАО «РКК «Энергия», Королев, МО, [anatolydyadkin@gmail.com](mailto:anatolydyadkin@gmail.com)

Данное исследование является продолжением изучения аэродинамических характеристик (АХ) отделяемого головного блока (ОГБ) пилотируемого транспортного корабля с работающей системой аварийного спасения (САС) в условиях возникновения нештатной ситуации на начальном участке полета [1, 2].

С помощью численных исследований с использованием программного комплекса Flow Vision [3] выявлены режимы в трансзвуковом-сверхзвуковом диапазоне скоростей, при которых наблюдаются скачкообразное (динамическое) изменение в два-три раза аэродинамических сил и моментов, действующих на ОГБ и лобовой теплозащитный экран (ЛТЭ) корабля при изменении относительного расстояния ( $L/D$ ) между ОГБ и аварийной ракетой-носителем (РН). В связи с малыми скоростями движения ОГБ относительно РН на малых расстояниях между разделяющимися объектами задача исследования АХ решается в квазистационарной постановке – величина зазора меняется дискретно. Рассматривается случай соосного разделения в диапазоне изменения угла атаки от 0 до 30°.

В трансзвуковом диапазоне скоростей полета ( $M_\infty = 0,9 \div 1,2$ ) динамические воздействия на ЛТЭ и ОГБ наблюдаются при малых  $L/D$  ( $\sim 0,25$ ) и обусловлены особенностями течения около стыка ОГБ с РН, характерными для тел с выпуклыми углами излома образующей.

Для сверхзвуковых скоростей ( $M_\infty = 1,7 \div 2$ ) динамические воздействия характерны для больших  $L/D$  между ОГБ и РН ( $\sim 2,0 \div 3,0$ ) и обусловлены перестройкой структуры течения между разделяющимися телами.

Выявлены особенности изменения АХ ОГБ и воздействия на элементы конструкции, которые должны учитываться в исследованиях динамики отделения ОГБ и прочности элементов конструкции (узлов крепления ЛТЭ к корпусу корабля).

## Литература

1. Аникеева М.И. Численное исследование аэродинамики головного блока при аварии на старте в условиях ветрового воздействия // Математическое моделирование. 35 (9), 2023, стр.5-21.
2. Аникеева М.И., Дядькин А.А., Михайлов М.В. Расчетные исследования влияния ветра на аэродинамические характеристики отделяемого головного блока системы аварийного спасения при аварии ракеты на старте. // Космическая техника и технологии. 2(45), 2024, стр. 71-84.
3. *FlowVision* 3.12.05. Руководство пользователя. ТЕСИС, 2022.



## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОХОЖДЕНИЯ N-ВОЛНЫ ЧЕРЕЗ СЛУЧАЙНО-НЕОДНОРОДНУЮ СРЕДУ В ДВУМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ С ПОМОЩЬЮ УРАВНЕНИЙ ТИПОВ ХЗ И HOWARD

С. Бахнэ, А.О. Корунов, Л.А. Усов

ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, *korunov.ao@phystech.edu*,  
*bakhne@phystech.edu*, *usov.la@phystech.edu*

Моделирование распространения интенсивных пространственно-модулированных акустических возмущений тесно связано с задачами медицины, применяющей мощный ультразвук, задачами диагностики материалов, а также задачей о звуковом ударе от сверхзвуковых летательных аппаратов. В частности, существенная пространственная модуляция волн имеет место при распространении последних в случайно-неоднородных (турбулентных) средах. В задачах о прохождении интенсивных акустических волн через турбулентную среду большую популярность приобрели эволюционные модели, пренебрегающие обратным рассеянием волн. В задачах моделирования узких акустических пучков активно применяются модели типа Хохлова-Заболотской (ХЗ) [1, 2, 3], описывающие дифракцию волн в параболическом приближении. Для задач распространения волн с широким пространственным спектром разработаны модели типа HOWARD (Heterogeneous One-Way Approximation for Resolution of Diffraction) [4], сохраняющие дисперсионное соотношение точного волнового уравнения в однородной среде.

В данной работе внимание уделяется задаче моделирования прохождения N-волн, характерных для звукового удара [5], через турбулентный пограничный слой атмосферы в двумерной постановке задачи дифракции. В работе осуществляется поиск оптимальной численной схемы и сравнивается поведение численных решений, полученных с использованием моделей типов ХЗ и HOWARD.

В основе моделирования лежит уравнение следующего вида:

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



Для эффектов дифракции ( $D$ ), нелинейности ( $N$ ), турбулентного переноса ( $T$ ) и термовязкого затухания ( $A$ ) справедливы следующие выражения:

$$D = \frac{c_0}{2} \int_{-\infty}^{\tau} \Delta p' d\tau', \quad (1.D)$$

$$N = \frac{\beta}{2\rho_0 c_0^3} \frac{\partial p'^2}{\partial \tau}, \quad (1.N)$$

$$T = \frac{u_x}{c_0^3} \frac{\partial p'}{\partial \tau}, \quad (1.T)$$

$$A = \frac{\delta}{2\rho_0 c_0^3} \frac{\partial^2 p'}{\partial \tau^2}, \quad (1.A)$$

Здесь  $p'$  — избыточное давление,  $x$  — эволюционная пространственная координата,  $\tau$  — фаза волны размерности времени,  $c_0$  — скорость звука в среде,  $\rho_0$  — плотность среды,  $\beta$  — коэффициент нелинейности среды,  $u_x$  — турбулентные пульсации скорости в направлении распространения  $x$ ,  $\delta$  — термовязкий параметр среды. Выражение для оператора Лапласа  $\Delta$  зависит от размерности задачи и приближения, принятого для описания эффекта дифракции. В модели типа ХЗ лапласиан есть вторая производная по поперечной пространственной координате  $y$ :

$$\Delta_1 = \frac{\partial^2}{\partial y^2}.$$

В модели типа HOWARD используется полный оператор Лапласа в прямоугольных декартовых координатах:

$$\Delta_2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2}.$$

Для решения уравнения (1) в обоих приближениях теории дифракции применяются схемы с разделением по физическим факторам первого [6] и второго [7] порядков. В рамках решения подзадач для аппроксимации операторов правых частей, соответствующих физическим эффектам (1.D)–(1.A), применялись следующие численные схемы: интегрирование методом трапеций и схема Кранка-Николсона второго порядка для дифракции (1.D), квазианалитическая схема на основе решения Пуассона [8] и WENO5 [9] совместно для нелинейности и турбулентного переноса ((1.N) и

(1.Т)), схема Кранка-Николсона второго порядка для термовязкого затухания (1.А).

В качестве начального условия при  $x=0$  для уравнения (1) задана N-волна, характерная для звукового удара от сверхзвукового летательного аппарата на высоте порядка 1 км над земной поверхностью. На границах расчётной области по поперечной координате  $y$  заданы периодические граничные условия. Турбулентные пульсации скорости  $u_x$  служат в качестве входных данных для поставленной задачи и также требуют моделирования. Для простоты пульсации скорости генерируются с помощью метода случайных мод Фурье с энергетическим спектром Кармана [10].

В качестве примера на рисунке 1 приведена динамическая структура волнового фронта на земле и картина пространственного распределения амплитуды избыточного давления, полученная в результате расчёта с помощью модели типа ХЗ (с оператором Лапласа  $\Delta_1$ ).

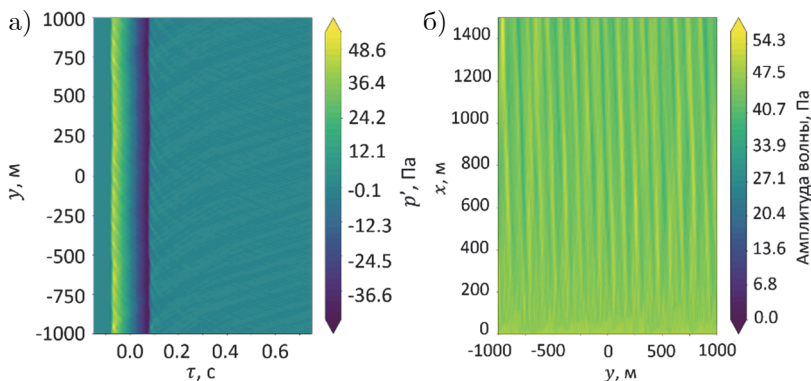


Рис. 1. Волновой фронт на земле (а) и картина пространственного распределения амплитуды избыточного давления (б)

Работа проводится в рамках договора ФАУ «ЦАГИ» с ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» от 07.04.2023 г. № 5895 на НИР «Расчетно-экспериментальные, проектные и производственные работы в обеспечение создания планера летного демонстратора комплекса технологий СГС» (шифр «СГС-Стриж-ЦАГИ»).

## Литература

1. Заболотская Е.А., Хохлов Р.В. Квазиплоские волны в нелинейной акустике ограниченных пучков. Акустический журнал, т.15, №1, 1969, с.40–47.
2. Кузнецов В.П. Уравнения нелинейной акустики. Акустический журнал, т.16. №4, 1970, с.548–553.
3. M. Aver'yanov, V. Khokhlova, O. Sapozhnikov, P. Blanc-Benon, R. Cleveland. Parabolic equation for nonlinear acoustic wave propagation in inhomogeneous moving media. Acoustical Physics, v.52, 2006, pp.623–632.
4. F. Dagrau, M. Rénier, R. Marchiano, F. Coulouvrat. Acoustic shock wave propagation in a heterogeneous medium: a numerical simulation beyond the parabolic approximation. J Acoust. Soc. Am, v.130, 2011, pp.20–32.
5. O. Rudenko, Y. Makov. Sonic Boom: From the Physics of Nonlinear Waves to Acoustic Ecology (a Review). Acoustical Physics, v.67, 2021, pp.1–25.
6. Y.S. Lee, M.F. Hamilton. Time-domain modelling of pulsed finite-amplitude sound beams. J. Acoust. Soc. Am., v.97, 1995, pp.906–917.
7. G. Strang. On the construction and comparison of difference schemes. SIAM J. Numer. Anal., v.5, 1968, pp.506–517.
8. F. Coulouvrat. A quasi-analytical shock solution for general nonlinear progressive waves. Wave Motion, v.46, 2009, pp.97–107.
9. R. Zhang, M. Zhang, C-W. Shu. On the Order of Accuracy and Numerical Performance of Two Classes of Finite Volume WENO Schemes. Communications in Computational Physics, v.9, 2011, pp.807–827.
10. M. Kanamori, T. Takahashi, Y. Naka, Y. Makino, H. Takahashi and H. Ishikawa. Numerical Evaluation of Effect of Atmospheric Turbulence on Sonic Boom Observed in D-SEND#2 Flight Test. 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017.

# 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**

*МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, ia\_gudkov@mail.ru*

С развитием ракетной техники появляется всё больше образцов, выполненных по бескрылой аэродинамической схеме, по аэродинамической схеме «тандем» с коническим переходным участком, а также по схеме «несущий конус». Применение аэродинамической схемы «несущий конус» позволяет отказаться от использования несущих поверхностей большой площади и удлинения, что является важным при проектировании высокоскоростных летательных аппаратов. Однако, в отечественной литературе, посвящённой аэродинамике летательных аппаратов, уделяется мало внимания инженерной методике расчёта аэродинамических характеристик (АДХ) летательных аппаратов, выполненных по аэродинамической схеме «несущий конус», которая была бы применима на ранних этапах проектирования образцов ракетного оружия.

Для устранения этой проблемы авторами была проведена доработка методики расчёта АДХ бикалиберного фюзеляжа с переходным коническим участком [1, 3]. Данная методика базируется на расчёте производных коэффициентов аэродинамических сил элементов фюзеляжа, а также на расчёте ряда коэффициентов, полученных эмпирико-аналитическим способом [2].

Методика содержит две основополагающие формулы:

$$c_y^a = A c_{y_{\text{нос+цил1}}}^a \frac{d^2}{D^2} + B c_{y_{\theta}}^a \left( 1 - \frac{d^2}{D^2} \right) + B c_{y_{\text{цил2}}}^a;$$
$$c_{x_a}^a = A c_{x_a_{\text{нос+цил1}}}^a \frac{d^2}{D^2} + B c_{x_a_{\theta}}^a \left( 1 - \frac{d^2}{D^2} \right) + B c_{x_a_{\text{цил2}}}^a,$$

где  $c_y^\alpha$  – производная коэффициента нормальной силы по углу атаки  $\alpha$ ;  $c_{x_a}^\alpha$  – производная коэффициента силы лобового сопротивления по углу атаки;  $d$  – меньший диаметр фюзеляжа;  $D$  – больший диаметр фюзеляжа;  $A$  – коэффициент, показывающий влияние на аэродинамические характеристики носового конуса и цилиндра тех элементов, которые расположены за ними;  $c_{y_{\text{нос+цил1}}}^\alpha$ ,  $c_{x_a_{\text{нос+цил1}}}^\alpha$  – производные коэффициента нормальной силы (определяется в связанной системе координат) и силы лобового сопротивления (определяется в скоростной системе координат) по углу атаки, состоящего из головной части и цилиндра с удлинением  $\lambda_{\text{цил1}}$ ;  $c_{x_a_\theta}^\alpha$  – производные коэффициента силы лобового сопротивления по углу атаки конуса с полууглом  $\theta$  (без кормового цилиндра);  $c_{y_{\text{цил2}}}^\alpha = c_{y_{\theta+\text{цил2}}}^\alpha - c_{y_\theta}^\alpha$ ,  $c_{x_a_{\text{цил2}}}^\alpha = c_{x_a_{\theta+\text{цил2}}}^\alpha - c_{x_a_\theta}^\alpha$  – производные коэффициента нормальной силы и силы лобового сопротивления по углу атаки кормового цилиндра;  $B$  – коэффициент, учитывающий влияние на аэродинамические характеристики кормового цилиндра тех элементов компоновки, которые расположены перед ним.

Однако, у исходной методики есть ограничение применимости  $\lambda_{\text{цил1}} \geq 2$  [3]. Поэтому для применения данной методики для расчета АДХ «несущего конуса», необходимо проверить влияние невыполнения данного ограничения на результаты расчетов аэродинамических характеристик. Проверка производилась путём сравнения результатов расчетов с результатами серий численного моделирования, которые производились на следующих дозвуковых и сверхзвуковых скоростях набегающего потока и углах атаки:  $M = 0.4; 0.8; 1.2; 2; 3; 4$ ;  $\alpha = 0^\circ; 5^\circ; 8^\circ; 12^\circ; 16^\circ; 25^\circ; 30^\circ$ .

Сравнение полученных результатов показано на рис. 1, на котором приведен график зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки для различных чисел Маха. На данном графике результаты, рассчитанные по методике, обозначены красным цветом, а результаты численных моделирований – синим цветом (дополнительно отмечены точки, в которых проводились численные расчёты).

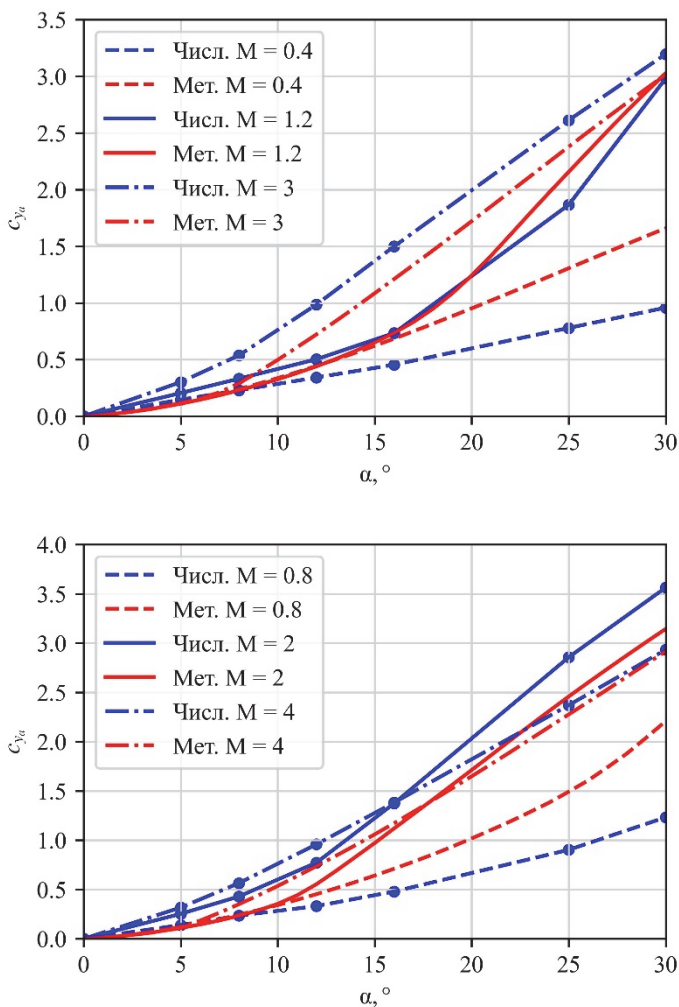


Рис. 1. Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки

Анализируя полученные результаты, можно сделать ряд выводов: график производной коэффициента подъёмной силы для  $M = 0.4$  и  $M = 0.8$  показывает, что при дозвуковом обтекании результаты аналитических расчётов дают отклонение до 50% относительно результатов численного моделирования; при сверхзвуковом обтекании графики показывают намного лучшую сходимость, и чем выше скорость набегающего потока, тем меньше разница

между результатами (10% и менее). Результаты расчетов производной коэффициента силы лобового сопротивления дают аналогичные отклонения.

Также было определено, что вероятной причиной значительного отклонения результатов расчёта по данной методике на дозвуковых скоростях является погрешность при расчёте полного коэффициента нормальной силы фюзеляжа по формуле, приведённой в [2].

Таким образом на основании проведённой работы можно сделать вывод, что разработанная методика расчёта АДХ бикалиберного фюзеляжа с переходным коническим участком, подходит и для расчета АДХ фюзеляжа, выполненного по схеме «несущий конус» на больших сверхзвуковых скоростях. Что является наиболее вероятными скоростями летательных аппаратов, выполненных по данной схеме.

Получаемые по рассмотренной методике АДХ имеют приемлемую точность для аэродинамического проектирования сверхзвуковых летательных аппаратов. Для устранения большой неточности на дозвуковых скоростях необходимо провести доработку методики расчёта коэффициента нормальной силы фюзеляжа.

## Литература

1. Гудков И.А., Лаптева Л.А., Тищенко Д.Ю., Калугин В.Т. Методика расчёта коэффициента подъемной силы бикалиберных и аэробалистических ракет // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2023. – № 4(129). – С. 167-172.
2. 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.
3. Каримуллин И.Г. Исследование аэродинамических характеристик тел вращения, состоящих из последовательно соединённых конических и цилиндрических поверхностей, при дозвуковых, околозвуковых и сверхзвуковых скоростях // Труды ЦАГИ №1325. – М.: Издательский отдел ЦАГИ. – 1971. – С. 31–55.

# ИССЛЕДОВАНИЕ RANS/ILES(I) МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА НА ТЕЧЕНИЕ В ДОЗВУКОВОМ ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ

А.С. Жигалкин<sup>1</sup>, Д.А. Любимов<sup>2</sup>

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва,

<sup>1</sup>aszhigalkin@ciam.ru, <sup>2</sup>lyubimov@ciam.ru

Полет самолетов может происходить в условиях атмосферной турбулентности. Течение перед входом в воздухозаборник (ВЗ) в таких случаях становится турбулентным, в нем могут быть вихри линейного масштаба достаточно большого, чтобы привести к сильной нестационарности скорости потока на входе в ВЗ. Это может существенным образом повлиять на его работу: могут возникать отрывы на поверхности ВЗ, возрастет потери полного давления и уровень неравномерности и пульсаций различных параметров потока в канале ВЗ и на выходе из него. Получение полного набора параметров турбулентности в расчётном исследовании предполагает явное описание обусловленных турбулентными вихрями пульсационных составляющих параметров течения и, как следствие, явное задание турбулентных пульсаций в набегающем потоке. Это означает использование для расчета течения в ВЗ вихреразрешающих подходов в сочетании с генерацией синтетической турбулентности.

В настоящей работе для решения данной задачи используется комбинированный RANS/ILES(i) метод высокого разрешения [1], который ранее успешно применялся для расчета турбулентных течений в широком диапазоне скоростей, включая сверхзвуковые. В работе [2] с его помощью проведено моделирование течения в модельном сверхзвуковом ВЗ смешанного сжатия при различных параметрах турбулентности набегающего потока и уровнях дросселирования. В [3] исследовано влияние бокового ветра на течение в модельном дозвуковом ВЗ. Этот ВЗ является объектом и настоящего исследования. Его геометрия представлена на рис. 1. Он представляет собой модельный осесимметричный дозвуковой воздухозаборник, типичный для пассажирских самолетов. Расчеты проведены с помощью ПМ Лазурит [4] на блочно-структурированной



сетке, содержащей около  $20 \times 10^6$  ячеек. Расчетная область имела форму цилиндра с диаметром  $11D$  и длиной  $8D$ , где  $D$  – внешний диаметр ВЗ. Параметры набегающего потока выбраны соответствующими условиям на взлете самолета: число Маха равно  $0.3$ , угол атаки –  $5^\circ$ , температура –  $288$  К и статическое давление –  $100.1$  кПа. Расчеты были проведены в модельной постановке, без вентилятора, втулка вентилятора оставалась неподвижной. Это сделало расчетное исследование приближенным к экспериментальному исследованию изолированного ВЗ.

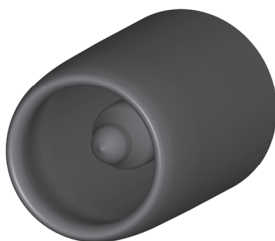


Рис. 1. Общий вид геометрии исследуемого ВЗ

На внешней границе расчетной области использовалось комбинированное граничное условие: в ячейках, через которые поток втекает в расчетную область, задавались три компоненты скорости и статическая температура набегающего потока, а статическое давление экстраполировалось изнутри расчетной области, в остальных ячейках задавалось статическое давление набегающего потока, а оставшиеся параметры экстраполировались. На выходе из канала ВЗ задавалось статическое давление, величина которого соответствовала значению газодинамической функции расхода  $q(\lambda) = 0.7$ .

Турбулентность набегающего потока моделировалась добавлением к скорости потока на внешней границе расчетной области искусственных пульсаций, сгенерированных с помощью метода синтетических вихрей (SEM) [4]. Уровень турбулентности определялся двумя параметрами: среднеквадратическим отклонением пульсаций трех компонент скорости  $u_{rms}$  и линейным масштабом  $L_t$ , для которых были выбраны следующие значения –  $u_{rms} = 15$  м/с и  $L_t/D = 2$ . Мгновенное поле продольной скорости в набегающем потоке представлено на рис. 2.

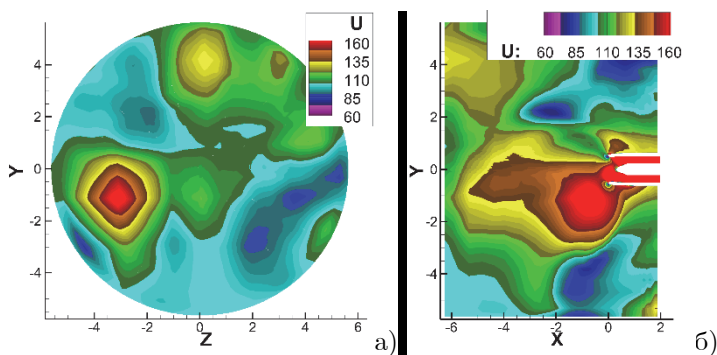


Рис. 2. Мгновенное поле продольной скорости в набегающем потоке: а) в поперечном сечении на входе в расчетную область; б) в продольном сечении

Результаты расчетов показали, что при ламинарном набегающем потоке течение в канале ВЗ безотрывное и симметричное относительно вертикальной оси. Это видно на рис. 3а и 3б, на которых показано мгновенное поле продольной скорости в продольном сечении и выходном сечении ( $X/D=0.47$ ) ВЗ.

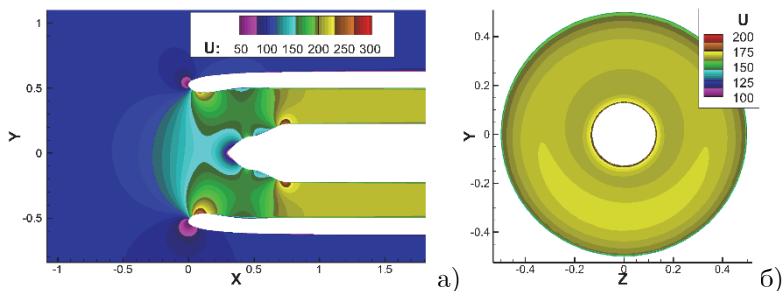


Рис. 3. Мгновенное поле продольной скорости при ламинарном набегающем потоке: а) продольное сечение; б) выходное сечение ВЗ

При работе ВЗ в условиях турбулентного набегающего потока с выбранными параметрами турбулентности течение в канале становится существенно нестационарным (рис. 4). Видно, что мгновенное поле скорости на выходе из ВЗ неравномерно по сечению и зависит от времени, а на нижней части поверхности ВЗ могут появляться отрывные зоны (окрашены в черный цвет). Разброс

значений скорости в выходном сечении и неравномерность поля скорости, как при наличии отрывных зон, так и при их отсутствии, при турбулентном набегающем потоке заметно выше, чем при ламинарном (рис. 3).

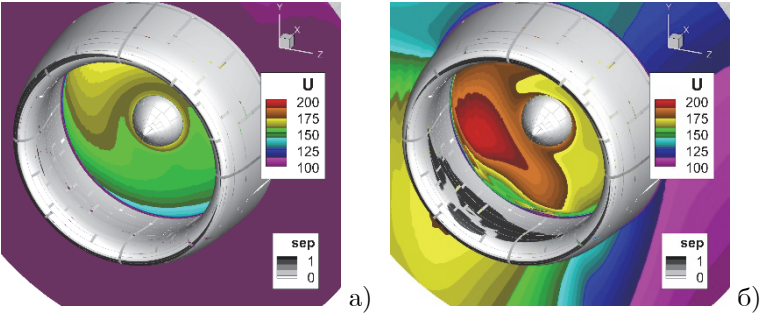


Рис. 4. Мгновенное поле продольной скорости в выходном сечении ВЗ и распространение отрывных зон по поверхности ВЗ в различные моменты времени

В моменты времени, когда в канале ВЗ присутствует отрыв потока, перед отрывными зонами появляются скачки уплотнения (рис. 5). Поток у переднего края нижней части обечайки разгоняется до сверхзвуковых скоростей, а затем тормозится в системе скачков уплотнения, взаимодействие которой с погранслоем вызывает отрыв. Подобного нет при ламинарном набегающем потоке (рис. 3а).

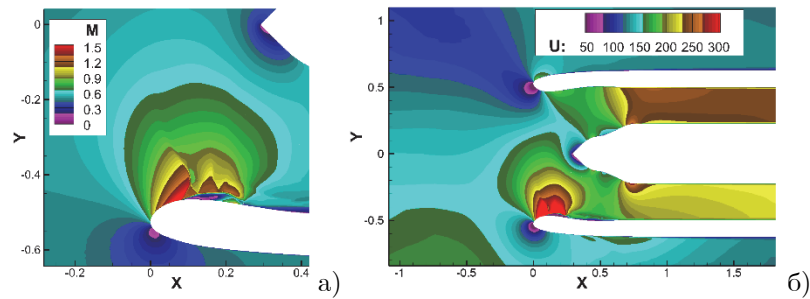


Рис. 5. Мгновенное поле продольной скорости в продольном сечении ВЗ: а) – вид на систему скачков уплотнения; б) – общий вид на канал ВЗ

В докладе также представлены характеристики течения и турбулентности в канале ВЗ и на выходе из него.

## Литература

1. Любимов Д.А., Честных А.О. Исследование RANS/ILES-методом течения в высокоскоростном воздухозаборнике смешанного сжатия на различных режимах работы // ТБТ. 2018. Т. 56. № 5. С. 729–737.
2. Жигалкин А.С., Любимов Д.А. Исследование RANS/ILES(i) методом влияния параметров турбулентности набегающего потока на характеристики сверхзвукового воздухозаборника // XIII Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике. Сборник тезисов докладов. В 4-х томах. СПб.: изд-во СПбПУ, 2023. С. 541-543.
3. Аюпов Р.Ш., Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Анализ RANS/ILES-методом влияния бокового ветра на характеристики турбулентного течения в дозвуковом воздухозаборнике самолета // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механике. Сборник трудов в 4-х томах. Т. 2. Уфа: изд-во БашГУ, 2019. С. 282-284.
4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020615925 Российская Федерация. Программный модуль компьютерного моделирования на основе уравнений RANS/ILES (Лазурит RANS/ILES): № 2020614656: опубликовано 04.06.2020 / Любимов Д.А., Бендерский Л.А.
5. Jarrin, N. Synthetic inflow boundary conditions for the numerical simulation of turbulence: PhD thesis; The University of Manchester. UK, 2008. – 258 pp.

# МОДЕЛИРОВАНИЕ СМЕРЧЕВОЙ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ И ТЕПЛООБМЕНА В НАКЛОННЫХ УЕДИНЕННЫХ И ПАКЕТНЫХ КАНАВКАХ НА СТЕНКЕ КАНАЛА И ПЛАСТИНЕ В ЦИФРОВЫХ ДВОЙНИКАХ СТЕНДОВ НИИ МЕХАНИКИ МГУ, КАЗНЦ РАН И СПБПУ

С.А. Исаев<sup>1,2</sup>, Д.В. Никущенко<sup>1</sup>, Н.С. Душин<sup>3</sup>,  
В.В. Сероштанов<sup>4</sup>, А.Ю. Чулюнин<sup>5</sup>, А.А. Ключ<sup>2</sup>, Е.А. Осиюк<sup>2</sup>,  
Е.А. Никущенко<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский государственный морской технический университет, Санкт-Петербург, [dmitry@nikushchenko.ru](mailto:dmitry@nikushchenko.ru)

<sup>2</sup>Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А.Новикова, Санкт-Петербург, [isaeu3612@yandex.ru](mailto:isaeu3612@yandex.ru)

<sup>3</sup>Казанский научный центр РАН, Казань, [ndushin@bk.ru](mailto:ndushin@bk.ru)

<sup>4</sup>Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург, [vladvik1992@gmail.com](mailto:vladvik1992@gmail.com)

<sup>5</sup>НИИ механики МГУ им. М.В.Ломоносова, Москва, [chulyu-n@mail.ru](mailto:chulyu-n@mail.ru)

Валидационные тесты, в качестве которых рассматриваются имеющие экспериментальные аналоги задачи, служат для настройки и верификации математических моделей управляющих процессов, в частности, турбулентного переноса [1], а также оценки точности и эффективности разработанных программных кодов [2]. Недавно [3] предложены оригинальные валидационные тесты на основе исследования аномальной интенсификации отрывного течения в наклонных канавках на структурированных поверхностях пластины и стенки канала. Канавки представляют собой две половинки сферической лунки, соединенные длинной траншейной цилиндрической вставкой [4]. Во входных, ориентированных навстречу внешнему потоку, сферических сегментах формируются торнадоподобные структуры, которые развиваются в закрученные высокоинтенсивные течения в отрывных зонах внутри канавок и создают зоны отрицательного давления. Ультравысокие скорости возвратных токов и вторичного течения в канавках оказываются порядка характерной скорости внешнего потока, а подчас и превышают ее.

Как следствие, сгенерированные интенсивные вихревые потоки внутри канавок формируют зоны аномально высоких для отрывных течений градиентов параметров, характеризующиеся многократным превосходством абсолютных величин отрицательного трения и теплоотдачи по сравнению с величинами на плоских стенках.

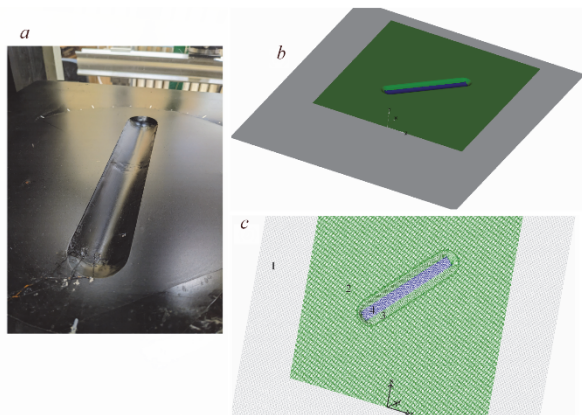


Рис. 1. Теплофизический стенд с нагретой пластиной и наклонной канавкой (а), цифровой двойник стенда (b) и многоблочная стенка с декартовой системой координат  $x, y, z$  (с). 1 – декартовая сетка для описания течения вдоль пластины; 2 – мелкомасштабная декартовая сетка в пристеночном слое нагретого участка пластины; 3 – криволинейная, согласованная с поверхностью канавки сетка О-типа; 4 – криволинейная сетка «заплатка» в центральной области канавки.

Установлена связь аномальной интенсификации отрывных течений и теплообмена в наклонных канавках с экстраординарными перепадами давления между областями торможения входящих в канавки потоков и разрежения в местах генерации торнадоподобных вихрей [5]. В данной работе рассматриваются тесты, касающиеся измерения давления в отрывном течении около единичной наклонной канавки на стенке канала и на пластине, интенсификации теплообмена в отрывной зоне во входной части наклонной канавки на изотермическом нагретом участке внутри теплоизолированной пластины и ускорения ламинарного и турбулентного воздушного потока в канале с двумя рядами наклонных канавок, расположенных по схеме  $\backslash /$  и  $/ \backslash$ .

Эксперименты выполнены в аэродинамических трубах НИИ механики МГУ [3], на теплофизическом стенде СПбПУ Петра Великого с использованием градиентной теплотметрии (рис. 1, *a*) [6] и на аэродинамических стендах КазНЦ РАН, оснащенных измерителями скорости по методу SIV [4]. Расчеты проводятся с помощью разработанного на основе многоблочных вычислительных технологий кода VP2/3 (Velocity-Pressure, 2D/3D) [3-6].

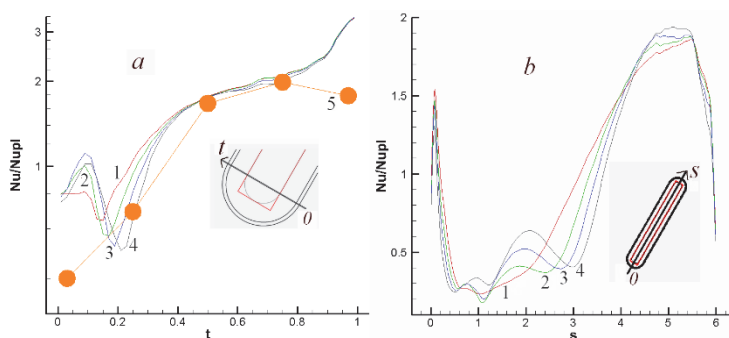


Рис. 2. Сравнение расчетных (1-4) и экспериментальных (5) распределений  $Nu/Nu_0$  в поперечном входном сечении наклоненной под углом  $45^\circ$  канавки, проходящем через центр стыковки сферического сегмента и траншеи (*a*), в продольном срединном сечении канавки (*b*), полученных для различных гибридных схем. 1-4 – прогнозы, полученные с помощью пакета VP2/3; 1 –  $R=0.5$ ; 2 – 0.7; 3 – 0.8; 4 – 0.9. 5 – данная работа.

В цифровом двойнике экспериментального стенда рассматривается конвективный теплообмен при стационарном турбулентном обтекании воздухом единичной канавки под углом наклона  $\vartheta$  от 0 до  $90^\circ$  на нагретом участке пластины (показан целеным цветом на рис. 1, *b, c*). Нагретый изотермический участок вмонтирован в теплоизолированную пластину, на входе в которую задается равномерный поток. Степень турбулентности задается близкой к экспериментальной (1%), а масштаб турбулентности принимается порядка характерного размера обезразмеривания  $D$ . Относительный радиус скругления кромки равен 0.025. Число Прандтля  $Pr$  принимается равным 0.71.

Влияние коэффициента релаксации  $R$  в гибридной схеме аппроксимации конвективных членов уравнений количества движения на распределения  $Nu/Nu_0$  в поперечном характерном и

продольном сечениях канавки рассматривается на рисунке 2, *a, b*, причем проводится сравнение с данными измерений с помощью ГДТП. Очевидно, что возрастание схемной диффузии с уменьшением  $R$  сглаживает распределения  $Nu/Nu_{pl}$ , незначительно влияет на максимальные относительные тепловые нагрузки. Коэффициент  $R$  в параметрическом исследовании выбирается равным 0.9. Достигнуто неплохое согласие рассчитанных распределений  $Nu/Nu_{pl}$  с экспериментальными данными, причем установлено двукратное увеличение относительной теплоотдачи на дне канавки в зоне формирования интенсивных возвратных токов.

Исследование поддержано РНФ 22-19-00056 (эксперимент) и 23-19-00083 (расчеты).

## Литература

1. C.-J. Chen, S.-Y. Jaw. Fundamentals of turbulence modeling. - Taylor & Francis Ltd, 1998.
2. Yu. Deryugin, R. Zhuchko, D. Zelenskiy et al. Validation results for the LOGOS multifunction software package in solving problems of aerodynamics and gas dynamics for the lift-off and injection of launch vehicles. Mathematical Models and Computer Simulations, v. 7, no.2. 2015, pp. 144–153.
3. S.A. Isaev, A.G. Sudakov, D.V. Nikushchenko et al. Tests for validation problems of anomalous intensification of separation flow and heat transfer on structured surfaces with extraordinary pressure differences. Fluid Dynamics, v.58, no.5, 2023, pp. 894-905.
4. S.A. Isaev. Genesis of anomalous intensification of separation flow and heat transfer in inclined grooves on structured surfaces. Fluid Dynamics, v.57, no.5, 2022, pp. 558–570.
5. S.A. Isaev, S.V. Guvernyuk, D.V. Nikushchenko et al. Correlation between the abnormal enhancement of the separated flow and extraordinary pressure drops in the groove on the plate when the angle of inclination changes from 0 to 90°. Technical Physics Letters, v.49, no.8, 2023, pp. 33-36.
6. S.A. Isaev, S.Z. Sapozhnikov, D.V. Nikushchenko et al. Anomalous intensification of vortex heat transfer in the case of separated air flow over an inclined groove in a hot isothermal region of a flat plate. Fluid Dynamics, v.59, no.1, 2024, pp.45-59.



# ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО ТЕЛА, ОГРАНИЧЕННОГО С ТОРЦОВ ПАРАЛЛЕЛЬНЫМИ ПЛАСТИНАМИ

**Е.В. Колесник, Е.В. Бабич, Е.М. Смирнов**

*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра  
Великого, Санкт-Петербург, kolesnik\_ev@mail.ru*

Задачи сверхзвукового течения в каналах с препятствиями различной формы, характеризующиеся сложными эффектами вязко-невязкого взаимодействия, являются важными и актуальными как для практических приложений, например, при решении задач газовой динамики воздушно-реактивных двигателей, так в фундаментальном плане. Исследованию отрывных течений при внешнем обтекании тел посвящено большое число работ, как экспериментальных, так и численных [1-3]. С объемом исследований внутренних отрывных течений ситуация иная, вместе с тем, эффекты вязко-невязкого взаимодействия здесь играют еще большую роль [4]. Также известно, что важную роль в развитии отрывных течений в каналах играют эффекты, обусловленные развитием нестационарных явлений [4]. Настоящая работа посвящена исследованию сверхзвукового обтекания цилиндрического тела, ограниченного с торцов параллельными пластинами; в расчетах варьируется отношение высоты канала к диаметру затупления, отдельное внимание уделяется изучению возникающих нестационарных автоколебательных режимов обтекания. Задачи подобного рода возникают, в частности, при постановке экспериментальных исследований сверхзвукового обтекания различных тел, когда влияние ограничивающих стенок установки на поток может быть существенным [3].

Расчетная область для рассматриваемой задачи сверхзвукового обтекания совершенным вязким газом цилиндрического тела, расположенного между параллельными пластинами, показана на рис. 1. Размеры расчетной области  $L/D = 15$ ,  $R/D = 10$ . Геометрический параметр  $H/D$  варьировался, от 4 до 2; расчеты проводились и для случая  $H/D = \infty$  (в полуограниченной по  $z$  области). Число Маха набегающего потока  $M = 5$ , единичное число

Рейнольдса  $Re = 7.5 \cdot 10^5$  [1/м], диаметр затупления тела  $D = 0.02$  м. Полная температура набегающего потока  $T_0 = 1180$  К. Рабочий газ – азот. Зависимость коэффициента вязкости от температуры определялась формулой Сазерленда. На входной границе расчетной области задавался однородный поток, на поверхности тела и горизонтальных стенках – условие прилипания. Поверхности тела и пластин поддерживались при постоянной температуре (температурный фактор  $T_w/T_{in} = 1.56$ ). На боковых границах ставились неотражающие граничные условия, на выходе – условие нулевого градиента рассчитываемых переменных.

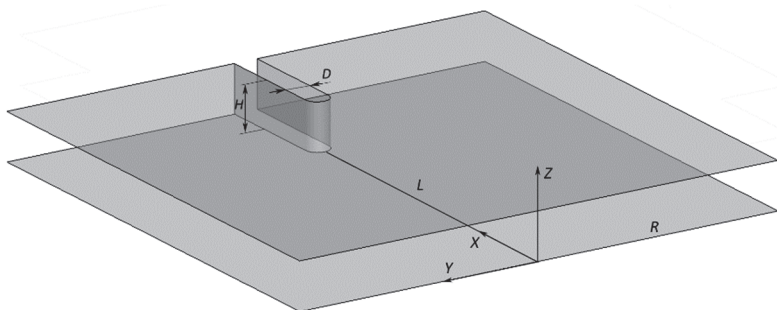


Рис. 1. Расчетная область

Численные решения трехмерных уравнений Навье-Стокса получены с применением конечно-объемного «неструктурированного» программного кода SINF/Flag-S, разрабатываемого в СПбПУ. Для проведения расчетов использовались вычислительные ресурсы суперкомпьютерного центра Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого ([www.scc.spbstu.ru](http://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 задавался равным  $\Delta t U_\infty / D = 3.5 \cdot 10^{-3}$ . Вычисление конвективных потоков на гранях контрольных объемов проводилось на основе схемы AUSM второго порядка точности. Для расчетов использовались сетки, содержащие  $\sim 15$  млн ячеек.

Установлено, что в случае  $H/D = \infty$  реализуется стационарный режим обтекания. Течение при  $H/D = 4$  и 3 можно охарактеризовать как слабо нестационарное: небольшие колебания

наблюдаются в областях сочленения тела и пластин. При уменьшении высоты канала до  $H/D = 2$  картина течения становится существенно нестационарной. На рис. 2 показаны поля числа Маха с наложенными линиями тока в средней продольной плоскости перед обтекаемым телом (для нестационарных режимов показаны осредненные по времени поля). В случае  $H/D = 4$  можно наблюдать участок невязкого ядра потока в центре канала; при  $Z/D = 2$  отошедший скачок уплотнения расположен на таком же расстоянии от тела, как и в случае полуограниченной области ( $H/D = \infty$ .) Уменьшение относительной высоты канала  $H/D$  приводит к тому, что отошедший скачок уплотнения смещается ближе к обтекаемому телу, а толщина отрывной области увеличивается. Для случая  $H/D = 2$  структура осредненного течения в отрывной области существенно иная, при этом длина отрывной области уменьшена.

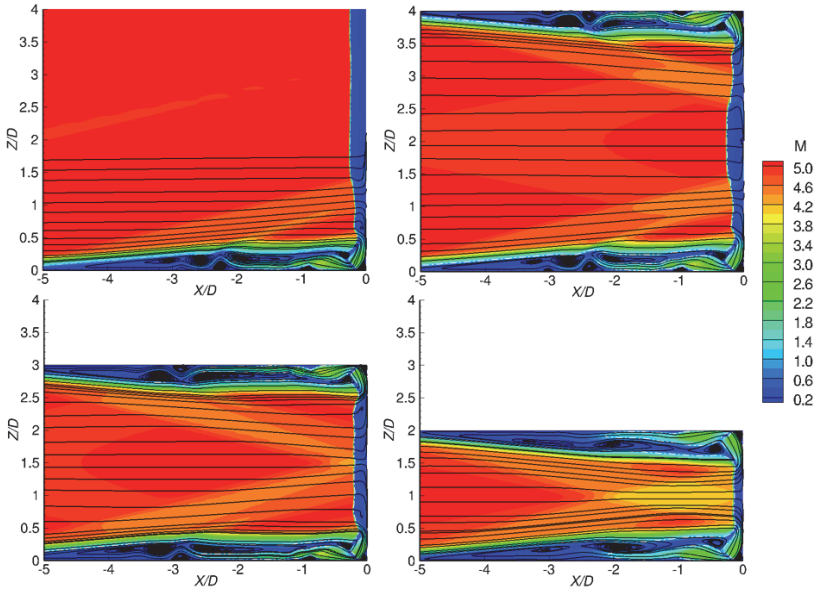


Рис. 2. Поля числа Маха (для осредненного течения) в средней продольной плоскости

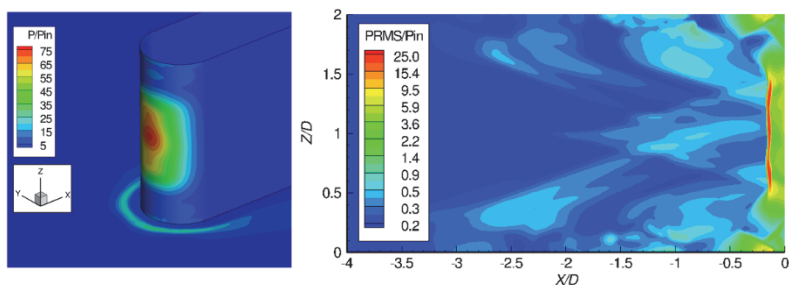


Рис. 3. Осредненное поле давление на поверхности тела и пластины (слева) и поле среднеквадратичных пульсаций давления в средней продольной плоскости перед телом (справа)

На рис. 3 для случая  $H/D = 2$  иллюстрируется осредненное поле давления на поверхности тела и пластины. Максимум давления наблюдается в лобовой точке на поверхности тела в середине канала; формирующийся перед телом подковообразный вихрь приводит к возникновению выраженного локального максимума давления на пластине. На рис. 3 также приведено поле среднеквадратичных пульсаций давления в средней продольной плоскости перед телом. Хорошо прослеживаются сильные колебания отошедшего скачка уплотнения.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ №23-29-00286.

## Литература

1. O.R. Tutty, G.T. Roberts, P.H. Schuricht High-speed laminar flow past a fin-body junction. J. Fluid Mech., v.737, 2013, pp.19-55.
2. Mortazavi M., Knight D. Simulation of Hypersonic-Shock-Wave-Laminar-Boundary-Layer Interaction over Blunt Fin. AIAA Journal. Vol. 57. 2019. No 8. P. 3506-3523.
3. Sabnis K., Babinsky H A review of three-dimensional shock wave-boundary-layer interactions. Progress in Aerospace Sciences. V. 143. No 1. 2023. P. 100953
4. Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах: монография / О.В. Гуськов, В.И. Копченков, И.И. Липатов, В.Н. Острась. Москва: Физматлит, 2008. 163 с.

## **РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ШУМОИЗЛУЧЕНИЯ, ОБУСЛОВЛЕННОГО ОБТЕКАНИЕМ ТЕЛА ЖИДКОЙ СРЕДОЙ**

**А.Б. Майзель, К.Н. Пялов, Р.В. Слущкий**

*АО «ЦКБ МТ «Рубин», Санкт-Петербург, Россия,  
kir-pyalov@yandex.ru*

Расчет шумоизлучения, обусловленного обтеканием объектов, находящихся в жидкой среде, является комплексной задачей гидродинамики и акустики. Используемая в настоящее время методология определения акустических характеристик таких объектов построена на проведении испытаний с использованием физических моделей небольшого масштаба, что не позволяет с требуемой точностью определять акустические параметры исследуемых объектов в силу малого размера модели. Использование крупномасштабных моделей позволило бы избавиться от влияния масштабного эффекта, однако стоимость таких испытаний крайне велика. Методы математического моделирования гидродинамических и акустических процессов позволяют производить расчеты необходимых характеристик объектов на ранних стадиях проектирования и корректировать техническую документацию с меньшими временными затратами по сравнению с физическим моделированием.

Вопросы определения шумоизлучения объектов в аэроакустике рассмотрены довольно широко. Например, в работе [1] рассмотрены задачи определения характеристик аэродинамического шума, вызванного двумерным гармоническим источником звука, обтеканием цилиндров различного сечения, а также крылового профиля. Приведенные задачи решались для случаев обтекания, характеризуемого различными числами Рейнольдса, как докритическими, так и закритическими. В работе [2] рассматривается задача расчета шумоизлучения, вызванного обтеканием фюзеляжа самолета с каверной. В данной работе для расчета шумоизлучения также использовалась интегральная аналогия Фокса-Вильямса и Хокинга.

В настоящей работе рассмотрена двумерная задача расчета шумоизлучения, вызванного обтеканием жидкостью бесконечного абсолютно твердого цилиндра круглого сечения. Рассмотрены два

варианта расположения источников шума: на твердой поверхности цилиндра и на проницаемой поверхности, окружающей цилиндр. Приведено сравнение результатов расчетов для сжимаемой и несжимаемой постановок гидродинамической части задачи обтекания тела. На рисунке 1 приведена расчетная область задачи, где  $D$  – диаметр цилиндра,  $R_s$  – радиус проницаемой поверхности. Четыре приемника шума расположены на расстоянии  $L$  от цилиндра и углах  $\vartheta = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ .

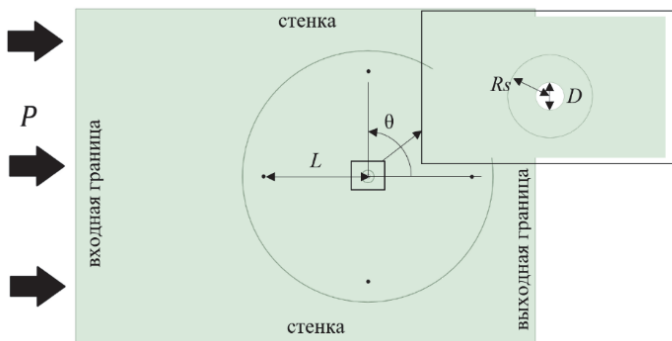


Рис. 1. Расчетная область задачи

На входной границе задано условие избыточного давления  $P = \rho V^2/2$ , где  $\rho$  – плотность жидкости (для воды  $\rho = 998,5 \text{ кг/м}^3$ ),  $V$  – скорость набегающего потока. В данной задаче  $V$  принято равной  $5 \text{ м/с}$ , поэтому давление на входе было задано равным  $12477 \text{ Па}$ . На выходной границе задано условие нулевого избыточного давления. Также на входной и выходной границах задано условие полного поглощения. Данное граничное условие реализуется путем решения на границах уравнения Эйлера.

Боковые границы расчетной области считаются твердыми стенками.

Число Рейнольдса в рассматриваемой задаче  $Re = VD/\nu = 5 \cdot 10^5$ . Шаг по времени был равен  $10^{-6} \text{ с}$ .

Для моделирования в задаче гидродинамики сжимаемости жидкой среды в программе Ansys Fluent используется уравнение Тейта. Указанное уравнение в упрощенной форме может быть представлено в следующем виде:

$$(\rho/\rho_0)^n = K/K_0; K = K_0 + n\Delta p; \Delta p = p - p_0 \quad (1)$$

где  $p_0$  – относительное давление в жидкости,  $\rho_0$  – относительная плотность жидкости (плотность при давлении  $p_0$ ),  $K_0$  – модуль упругости среды при давлении  $p_0$ ,  $n$  – нелинейный параметр (показатель адиабаты),  $p$  – давление в жидкости,  $\rho$  – плотность жидкости,  $K$  – модуль упругости среды.

Задача решалась в программном пакете Ansys Fluent в нестационарной постановке с применением вихреразрешающего подхода Stress-Blended Eddy Simulation (SBES) и интегральной аналогии Фокса-Вильямса и Хокинга [3]. Размеры расчетной сетки были выбраны таким образом, чтобы удовлетворять неравенству  $CFL \leq 1$ .

На рисунках 2,а и 2,б приведено сопоставление полей распределения давления для несжимаемой и сжимаемой постановок гидродинамической задачи. Видно, что поля качественно отличаются друг от друга.

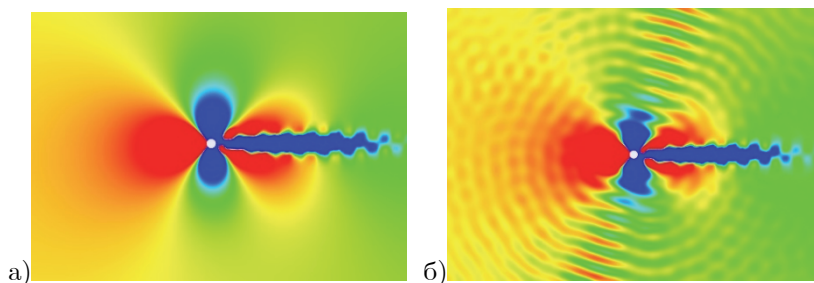


Рис. 2. Поля распределения давления:

а – несжимаемая постановка; б – сжимаемая постановка

На рисунке 3 приведено сравнение спектров шумоизлучения для сжимаемого и несжимаемого течений в частотном диапазоне от 0 до 1000 Гц в точке  $\vartheta = 0$ . Видно, что на частотах срыва вихря амплитуды давления близки, тогда как во всем остальном диапазоне частот уровни шумоизлучения для задачи с несжимаемым течением значительно отличаются от аналогичных уровней для задачи сжимаемого течения. Из этого можно сделать вывод, что учет сжимаемости жидкости посредством решения уравнения Тейта в среде Ansys Fluent обязателен для корректного определения сплошной составляющей шумоизлучения.

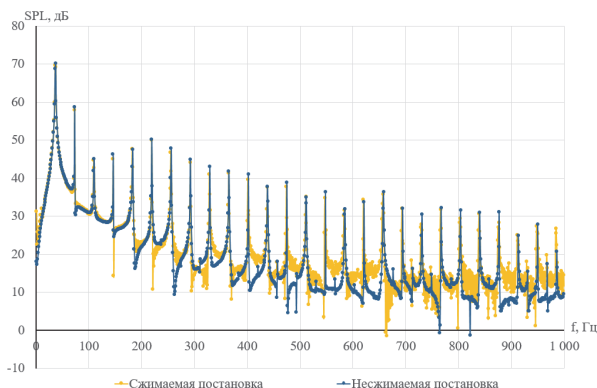


Рис. 3. Амплитудно-частотная характеристика уровней звукового давления в точке расположения приемника шума  $\vartheta = 0^\circ$

Данная работа является первым этапом рассмотрения влияния сжимаемости жидкости на результат расчета гидродинамического шума, вызванного обтеканием объектов жидкостью при закритических числах Рейнольдса, с применением интегральных подходов расчета шумоизлучения. На следующих этапах предполагается переход к решению задачи в трехмерной постановке.

## Литература

1. Полякова Н.С. Оценка точности методов расчета аэродинамического шума с использованием пакета Ansys Fluent, СПбГПУ, Санкт-Петербург, 2012.
2. Spalart P.R. On the identification of solid sound sources via the Ffowcs Williams-Hawkins integral. Computational Experiment in Aeroacoustics. CEAA2018: 5<sup>th</sup> International Workshop, Svetlogorsk, Kaliningrad region, Russia, September 19-22, 2018: Book of abstracts. – Moscow: Keldysh Institute, 2018. – 134 p. ISBN 978-5-98354-044-6
3. Ffowcs-Williams J.E. and Hawkins D.L. Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. Proc. Roy. Soc. London. A264. 321–342. 1969.
4. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М: Наука, 1974.
5. [www.sciencedirect.com/topics/engineering/strouhal-number](http://www.sciencedirect.com/topics/engineering/strouhal-number)



# ИССЛЕДОВАНИЯ ШУМА АВТОТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ С НАБЕГАЮЩИМ ПОТОКОМ

**Р.И. Рахматов**<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ», Москва, *rahmatov\_ri@mail.ru*

<sup>2</sup>ФГАОУ ВО «Московский политехнический университет», Москва

Неотъемлемой частью эксплуатации АТС является загородный режим движения со скоростями свыше 100 км/ч, при которых основной вклад во внутренний шум вносят аэроакустические источники шума.

Анализ работ [1-17] показывает, что аэроакустический и аэровиброакустический шум формируется:

1. аэродинамическими вихрями (шум формы), возникающими при взаимодействии воздушного потока с автомобилем. Этот шум присутствует во всем частотном диапазоне: от низких и средних частот, создаваемых в зонах передней части капота до высоких частот, создаваемых боковыми зеркалами, дворниками, антенной, стойкой А и другими поверхностями АТС;
2. вследствие совпадения частот собственных колебаний стекла и аэродинамической нагрузки на стекло. Этот шум характеризуется низкими и средними частотами;
3. вибрациями уплотнений. Высокочастотный шум;
4. колебаниями структуры кузова и навесных компонентов.

Основной вклад во внутренний шум при взаимодействии набегающего потока вносит шум формы (около 80%), исследованию которого посвящена данная работа.

Для расчетных исследований аэроакустических характеристик автотранспортных средств использован гибридный метод. Данный метод разработан для расчета генерации и распространения шума с «приемлемыми» машинными затратами, с возможностью решения связанных задач, а также с учетом «всех» акустических эффектов. При этом у данного метода есть следующие допущения: акустические источники связаны с турбулентным потоком, а акустическое поле не влияет на поток.

Последовательность расчетных исследований с использованием гибридного метода следующая:

1. Расчёт нестационарного потока с помощью U-RANS, DES и LES:

1.1. Осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса для нестационарного потока (Unsteady Reynolds-averaged Navier–Stokes equations). Соответственно: применение осреднения по Рейнольдсу к уравнениям Навье-Стокса приводит к получению уравнений Рейнольдса, которые не замкнуты, замыкание уравнений Рейнольдса (определение турбулентных напряжений) производится с помощью полуэмпирических моделей турбулентности. Моделируются все турбулентные вихри;

1.2. Метод моделирования оторвавшихся вихрей (Detached Eddy Simulation – DES). Соответственно: комбинация классической RANS-формулировки с элементами метода LES, точное предсказание турбулентного пограничного слоя вплоть до точки отрыва, вычислительные затраты для течений при больших числах  $Re$  на порядки меньше.

1.3. Метод моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation – LES). Соответственно: уравнения переноса решаются относительно «разрешимых масштабов», крупные вихри разрешаются, мелкие – моделируются, решение по определению нестационарно,  $\Delta t$  диктуется наименьшими разрешёнными вихрями.

2. Интерполяция газодинамической сетки с извлеченными данными потока к акустической сетке;

3. Расчет аэроакустических источников шума – плотности аэроакустических источников по Мёрингу;

Следует отметить, что основная идея аналогии Мёринга характеризуется: в использовании скалярных уравнений, которые больше всего подходят для описания распространения звука в неоднородной среде, требует средних значений термодинамических параметров потока.

С целью валидации расчетной модели проведены экспериментальные исследования. Экспериментальные исследования проведены в аэроакустической трубе с установленными направленными микрофонными решетками. Также с целью определения влияния набегающего потока на внутренний шум и подготовки экспериментальных данных для сравнительного анализа расчетной модели по внутреннему шуму проведены экспериментальные исследования.

Для аэровиброакустического исследования (исследования внутреннего шума при взаимодействии АТС с набегающим потоком) на АТС установлены, микрофонные системы, учитывающие физиологию органа слуха человека.

Одновременно с вышеизложенным, для снижения внутреннего шума проведены мероприятия для улучшения аэроакустических и аэровиброакустических характеристик АТС.

Исследования выполнены при поддержке гранта Российского научного фонда, научный проект № 23-19-00258.

## Литература

1. Camussi, R., Bennett, G.J. Aeroacoustics research in Europe: the CEAS-ASC report on 2019 highlights. *J. Sound Vib.* 484, 115540 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2020.115540>
2. Chode, K.K., Viswanathan, H., Chow, K., Reese, H. Investigating the aerodynamic drag and noise characteristics of a standard squareback vehicle with inclined side-view mirror configurations using a hybrid computational aeroacoustics (CAA) approach. *Phys. Fluids* (2023). <https://doi.org/10.1063/5.0156111>
3. Chode, K.K., Viswanathan, H., Chow, K. Numerical investigation on the salient features of flow over standard notchback configurations using scale resolving simulations. *Comput. Fluids* 201, 104666 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2020.104666>
4. Ekman, P., Wieser, D., Virdung, T., Karlsson, M. Assessment of hybrid RANS-LES methods for accurate automotive aerodynamic simulations. *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.* 206, 104301 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2020.104301>
5. He, Y., Schröder, S., Shi, Z., Blumrich, R., Yang, Z., Wiedemann, J. Wind noise source filtering and transmission study through a side glass of DrivAer model. *Applied Acoust.* 160, 107161 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2019.107161>
6. He, Y., Wan, R., Liu, Y., Wen, S., Yang, Z. Transmission characteristics and mechanism study of hydrodynamic and acoustic pressure through a side window of DrivAer model based on modal analytical approach. *J. Sound Vib.* 501, 116058 (2021a)
7. He, Y., Wen, S., Liu, Y., Yang, Z. Wind noise source characterization and transmission study through a side glass of DrivAer model

- based on a hybrid DES/APE method. *Proc. Inst. Mech. Eng. Part D J. Automob. Eng.* 235, 1757–1766 (2021b)
8. Menter, F.R., Hüppe, A., Flad, D., Garbaruk, A.V., Matyushenko, A.A., Stabnikov, A.S. Large Eddy simulations for the Ahmed car at 25° slant angle at different Reynolds numbers. In: *Flow Turbulence and Combustion*. Springer Science and Business Media LLC (2023)
  9. Page, G.J., Walle, A. Towards a standardized assessment of automotive aerodynamic CFD prediction capability—AutoCFD 2: Windsor Body Test Case Summary. In: *SAE Technical Paper Series. WCX SAE World Congress Experience*. SAE International (2022)
  10. Read, C., Viswanathan, H. An aerodynamic assessment of vehicle-side wall interaction using numerical simulations. *Int. J. Autom. Mech. Eng.* 17, 7587–7598 (2020). <https://doi.org/10.15282/ijame.17.1.2020.08.0563>
  11. Su, X., He, K., Xu, K., Gao, G., Krajnović, S. Comparison of flow characteristics behind squareback bluff-bodies with and without wheels. *Phys. Fluids* 35, 035114 (2023). <https://doi.org/10.1063/5.0138305>
  12. Viswanathan, H. Aerodynamic performance of several passive vortex generator configurations on an Ahmed body subjected to yaw angles. *J. Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.* (2021). <https://doi.org/10.1007/s40430-021-02850-8>
  13. Viswanathan, H., Chode, K.K. The influence of forebody topology on aerodynamic drag and aeroacoustics characteristics of Squareback Vehicles using CAA. In: *Aerovehicles 5*, Poitiers, France, 12–14 June 2023. Available from: <https://shura.shu.ac.uk/id/eprint/32049> (2023)
  14. Wang, Y., Thompson, D., Hu, Z. Numerical investigations on the flow over cuboids with different aspect ratios and the emitted noise. *Phys. Fluids* 32, 025103 (2020)
  15. Wang, D., Sun, M., Shen, X., Chen, A. Aerodynamic characteristics and structural behavior of sound barrier under vehicle-induced flow for five typical vehicles. *J. Fluids Struct.* 117, 103816 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2022.103816>
  16. Шапурин А.Е., Васильев В.А. Методика оценки акустического поля от автотранспортного потока // *Известия Тульского*

государственного университета. Технические науки. - 2023. - N 8. - С. 601-611.

17. Васильев В.А. Проблема выбора акустического центра автотранспортного потока // Noise Theory and Practice. -2022. -N 8 (3). -С. 34-42.

# СОПОСТАВИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ДВИЖИТЕЛЬ СУДНА

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

В докладе рассматриваются преимущества и недостатки расчетных и экспериментальных (натурных) методов определения нестационарных гидродинамических воздействий на движитель судна. Знание этих воздействий важно, в том числе, для определения виброакустических характеристик движителя.

**Расчетный метод** определения нестационарных гидродинамических воздействий базируется на численном решении уравнений Навье-Стокса осредненных по Рейнольдсу. Преимущества данного подхода заключаются в полном учете геометрии обводов судна и движителя (с возможностью быстрой корректировки), отсутствии масштабного эффекта и искажений потока от средств инструментальных измерений, эффективной визуализации результатов. Недостатки связаны с необходимостью предварительной верификации расчетных моделей на основе экспериментальных данных.

Для примера в настоящей работе на основе методов вычислительной гидродинамики проведена оценка характеристик водометного движителя, параметры которого взяты из открытых зарубежных источников. Движитель состоит из рабочего колеса с пятью лопастями и направляющего аппарата с семнадцатью лопастями в направляющей насадке (см. рис. 1). Большое количество лопастей направляющего аппарата позволяет сформировать более однородный поток, натекающий на рабочее колесо, а малое количество лопастей рабочего колеса и их ширина обеспечивают меньшую удельную гидродинамическую нагрузку на отдельную лопасть.

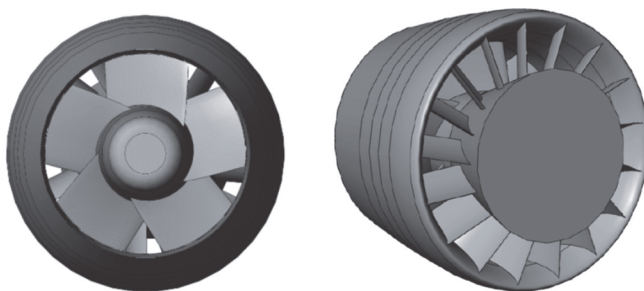


Рис. 1. Геометрия водометного движителя: слева – вид с кормы на рабочее колесо; справа – вид с носа на направляющий аппарат

В ходе выполнения расчетов водометного движителя совместно с корпусом определялись поля скоростей и давлений потока в районе элементов движителя. Как показали результаты расчета при взаимодействии системы «направляющий аппарат – рабочее колесо» возникают нестационарные гидродинамические силы на лопастях рабочего колеса из-за периодического пересечения ими следов лопастей направляющего аппарата, связанные как с потенциальным, так и вязким взаимодействием. На лопасти рабочего колеса за один оборот возникают основные пульсации гидродинамических сил, соответствующие числу лопастей направляющего аппарата. Кроме того, за счет сворачивания подпорных вихрей в вихревые жгуты и локального отрыва пограничного слоя, на лопастях возникают неравномерности потока по высоте проточной части водометного движителя.

На рис. 2 показано, что после прохождения через направляющий аппарат поток имеет периодическую структуру, связанную с возникновением вихревых следов за его лопастями, а также гидродинамическими возмущениями, распространяющимися вверх по потоку от лопастей рабочего колеса. Это неоднородное поле скоростей взаимодействует с вращающимися лопастями рабочего колеса и является источником нестационарных гидродинамических сил.

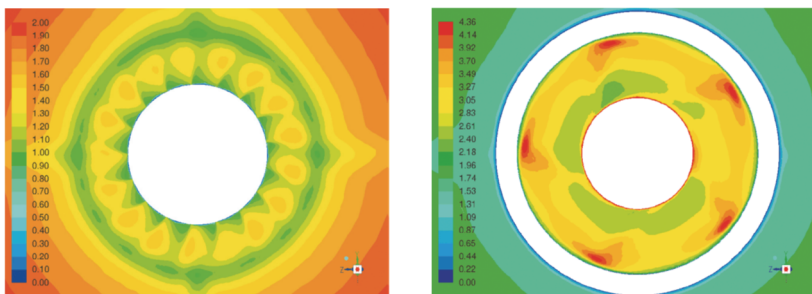


Рис. 2. Поле абсолютной скорости потока: слева – перед входом в направляющий аппарат; справа – за рабочим колесом

Отметим, что разработанная методика позволяет вычислять гидродинамические воздействия на элементы водометного движителя при различных режимах работы рабочего колеса. Кроме того, возможно моделирование сложных нестационарных режимов движения, проведение которых в процессе натурных испытаний сопряжено со значительными техническими трудностями.

**Экспериментальный (натурный) метод** определения нестационарных гидродинамических воздействий на движитель базируется на тензометрировании валопровода судна. На основе данных тензометрирования определяются спектральные плотности нестационарной составляющей продольной силы и крутильного момента в районе расположения тензометрического оборудования. Затем, рассматривая валопровод и движитель как связанную динамическую систему, строят передаточные функции амплитуд динамических усилий в районе движителя от амплитуд динамических усилий в районе расположения тензометрического оборудования. На основе известных соотношений, связывающих спектральные плотности входного и выходного процессов, определяются спектральные плотности нестационарных составляющих продольных динамических усилий и крутильных моментов в районе движителя. Затем, выполняя обратное преобразование, определяются непосредственно нестационарные составляющие усилий, действующие на движитель судна. Преимущества данного подхода заключаются в непосредственном замере динамических усилий на судне, отработанной методологии проведения натурных измерений, наглядности получаемых результатов. Недостатки связаны с высокой стоимостью проведения натурных испытаний и



соответствующего тензометрического оборудования, разработкой специализированного программного обеспечения для обработки данных, необходимостью фильтрации регистрируемых параметров, а также с необходимостью построения передаточных функций динамической системы «валопровод – движитель». Отметим, что для учета относительно высокочастотных составляющих динамических усилий при построении передаточных функций необходимо рассматривать распространение волн продольных и крутильных деформаций по длине валопровода.

Таким образом, расчетные методы определения нестационарных гидродинамических воздействий целесообразно применять на ранних стадиях проектирования, а также для оценки и контроля результатов натурных измерений. Представленные подходы позволяют повысить эффективность проектно-конструкторских работ за счет комплексного многопараметрического анализа влияния нестационарных гидродинамических воздействий на виброакустические характеристики движителя.

## Литература

1. Самойлович Г.С. Возбуждение колебаний лопаток турбомашин. – М.: Машиностроение, 1975.
2. Сухоруков А.Л., Чернышев И.А. Определение характеристик водометного движителя и параметров гидродинамического следа за подводным объектом на основе методов вычислительной гидродинамики. – Фундаментальная и прикладная гидрофизика. 2020. Т. 13, № 1. С. 56 – 72.
3. Куликов С.В., Храмкин М.Ф. Водометные движители. – Л.: Судостроение, 1980.
4. Ефремов Л.В. Теория и практика исследований крутильных колебаний силовых установок с применением компьютерных технологий. – СПб.: Наука, 2007.
5. Халявкин А.А., Комаров М.П., Мамонтов В.А., Саламех А.Х. Экспериментальная установка для исследования поперечных и продольных колебаний валопроводов судов. – Вестник Астраханского государственного технического университета. Серия: Морская техника и технология. 2012. №2, С. 41–44.

6. Троицкий А.В., Чернышев А.А., Бухарина Г.И. Крутильные колебания в судовых валопроводах энергетических установок с упругими нелинейными элементами. – Труды Крыловского государственного научного центра. 2019. №1, С. 183–188.
7. Бабанин Н.В., Мелконян А.Л., Николаев Д.А. Расчет вибрации соосного валопровода с учетом вращения гребных винтов. – Труды Крыловского государственного научного центра. 2022. №1, С. 72–79.

---

## **ДОКЛАДЫ ПО ТЕМЕ Т5**

**МЕТОДЫ ПОСТПРОЦЕССИНГА,  
ОБРАБОТКА И ВИЗУАЛИЗАЦИЯ  
ДАННЫХ ФИЗИЧЕСКИХ И ЧИСЛЕННЫХ  
ЭКСПЕРИМЕНТОВ В АЭРОАКУСТИКЕ И  
АЭРОДИНАМИКЕ**



## **ИДЕНТИФИКАЦИЯ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР В ЗАДАЧАХ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**В.Е. Борисов, Т.В. Константиновская, А.Е. Луцкий**

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

Существующий уровень технологий позволяет вновь вернуться к вопросу развития сверхзвукового транспорта, ставя перед конструкторскими бюро задачу проектирования конкурентоспособных сверхзвуковых пассажирских самолетов нового поколения. Такие аппараты имеют сложную форму, характеризующуюся наличием многих конструктивных элементов. Картина течения вокруг них довольно сложна, и, как правило, сопровождается образованием вихревых структур, в частности, концевых вихрей на кромках крыльев и прочих деталей. Так, концевые вихри, возникшие в передней зоне течения, могут существенно повлиять на обтекание, включая теплообмен, элементов конструкции, расположенных вниз по потоку, что приводит к изменению аэродинамических характеристик аппаратов.

Изучение всех этих явлений практически невозможно без проведения соответствующих вычислительных экспериментов [1]. При этом корректное численное моделирование таких задач требует использования специальных алгоритмов и сеток большой размерности, неизбежно приводящее к массивному объему расчетных данных, требующих постобработки. Для этих целей применяются специально разработанные методы идентификации и визуализации вихревых течений, позволяющие выделить основные особенности течения, оценить параметры вихревых структур и их влияние на общую картину обтекания [2–4].

В докладе будут представлены результаты применения различных критериев идентификации вихревых течений для ряда задач сверхзвукового обтекания элементов конструкций летательных аппаратов: одиночного вихря от крыла-генератора, пары вихрей от двух генераторов, течения с энерговложением, тандема крыльев под несколькими углами атаки (рис. 1).

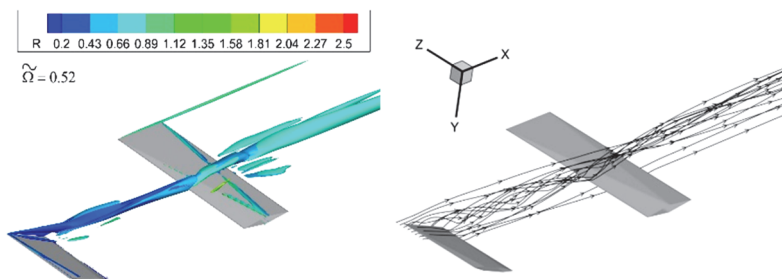


Рис. 1. Концевой вихрь от крыла-генератора и его взаимодействие с основным крылом. Иповерхность Лютекс-критерия  $\Omega = 0.52$  (слева) и линии тока (справа)

Численное моделирование проводилось в рамках 1) системы нестационарных осредненных по Рейнольдсу и Фавру уравнений Навье-Стокса (URANS) с моделью турбулентности Спаларта-Алламарса (SA), либо 2) гибридного IDDES-SA подхода с аналогичной моделью турбулентности. Для идентификации и визуализации вихревых структур применялись: метод максимальной завихренности, Q-критерий,  $\lambda_2$  и  $\lambda_c$ -методы, Лютекс (Портекс) критерий. Расчеты проводились на суперкомпьютере К-60 [5], установленном в ИМП им. М.В. Келдыша РАН, с помощью авторского программного комплекса ARES для расчета трехмерных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа на высокопроизводительных вычислительных системах.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда, проект № 24-21-00230.

## Литература

1. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. и др. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники. – М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с.
2. Chakraborty P., Balachandar S., Adrian R.G. On the relationships between local vortex identification schemes. J. Fluid Mech. 2005. V. 535, pp. 189–214.

3. Волков К.Н. Методы визуализации вихревых течений в вычислительной газовой динамике и их применение при решении прикладных задач. Научно-тех. вестник инф. технологий, механики и оптики. 2014. № 3 (91). С. 1–10.
4. Jiang M., Machiraju R., Thompson D. Detection and visualization of vortices. Visualization Handbook. Burlington: Elsevier. 2005, pp. 295–309.
5. Вычислительный комплекс К-60. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.kiam.ru/MVS/resources/k60.html>

## АНАЛИЗ ДАННЫХ, ПОДЧИНЯЮЩИХСЯ НЕЛИНЕЙНОМУ ЗАКОНУ, СОВРЕМЕННЫМИ МЕТОДАМИ ОБРАБОТКИ

И.С. Босняков, Ю.В. Фирсов

*Московский физико-технический институт (национальный  
исследовательский университет), Жуковский, bossig@yandex.ru*

*Московский физико-технический институт (национальный  
исследовательский университет), Жуковский, firsov.iuv@phystech.edu*

В процессе исследования тех или иных физических явлений в рамках численных методов получают массу числовых данных. Например, в расчётах аэродинамики данные записываются как набор параметров газа в каждой ячейке сетки в каждый момент времени. С ростом объёмов расчётов ручной анализ таких данных становится затруднительным. Предметом интереса становится автоматизированный поиск закономерностей.

В текущей работе рассматривается способность трёх подходов провести анализ данных с нелинейным законом эволюции. Исследование проводится на векторах наблюдаемых величин динамической системы. К примеру, наблюдаемой величиной для 3-х мерного гармонического осциллятора будут его координаты в пространстве в каждый измеряемый момент времени. А, значит, вектором наблюдаемых величин  $\mathbf{x}^k$  будет набор  $[x^k, y^k, z^k]^T$  в каждый момент времени  $t_k$ .

В качестве базового метода анализа используется DMD (Dynamic Mode Decomposition). Данный метод позволяет найти определённые моды в нестационарном линейном процессе и проследить их эволюцию. Идея этого метода заключается в анализе матрицы перехода  $\mathbf{x}^{k+1} \approx A\mathbf{x}^k$  где  $A = \min(\|\mathbf{x}^{k+1} - A\mathbf{x}^k\|) \forall k$  – решение задачи оптимизации. Соответствующими модами динамической системы будут являться собственные вектора матрицы  $A$ . Однако применение метода DMD затруднительно для существенно нелинейных процессов.

Рассмотрим поподробнее методы анализа динамических систем, способных анализировать данные с нелинейной динамикой:

Первый метод основан на операторе Купмана и модифицирует входные данные специальным образом. Как утверждается [1], существует такое функциональное пространство, в котором наблюдаемые величины динамической системы имеют линейный закон эволюции. Применение алгоритма DMD в новом пространстве обещает правильно описать моды и их закон эволюции, однако преобразование данных должно быть известно и задано априорно.



Второй метод подразумевает использование как самих данных, так и их численной производной по времени. С помощью методов линейной регрессии и набора различных функций динамика исходных данных представляется в виде системы дифференциальных уравнений первого порядка. (Метод SINDy [2].)

Третий метод объединяет идеи первого и второго методов. Используя заранее заданный набор всевозможных функций и методы линейной регрессии, вычисляется оптимальное преобразование исходных данных. Далее применяется алгоритм DMD в преобразованном пространстве.

Рассмотрим применение всех методов на примере осциллятора Ван дер Поля [3]. Исходные данные получаются из решения следующего дифференциального уравнения 2-го порядка:

$$\frac{d^2U}{dt^2} - (1 - U^2)\frac{dU}{dt} + U = 0, \quad U(0) = 2, \quad \frac{dU}{dt}(0) = 1 \quad (1)$$

Оценка работоспособности методов происходит при помощи кросс-валидации на исходных данных. Полученные из уравнения (1) данные делятся на опорные и валидационные данные – представлены на рис. 1. На опорных данных методы получают закон изменения исходной системы. Далее полученные законы эволюции экстраполируются на валидационные данные.

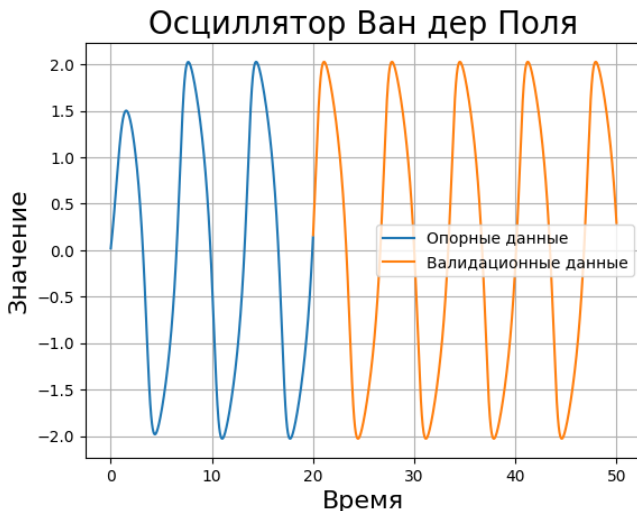


Рис. 1: Данные, полученные из решения уравнения (1)

Все описанные методы работают с различными векторами наблюдения:

- Алгоритм DMD. Вектора наблюдений  $\mathbf{x}_{DMD}^k$  формируются следующим образом:  

$$\mathbf{x}_{DMD}^k = [x_{DMD,i}^k] = [U(t_k), U(t_k + \Delta t), \dots, U(t_k + 99\Delta t)].$$
- Первый метод. Задается преобразование  $\Theta$  :  

$$\Theta = [\theta_j] = [x, x^2, x^3, \sin(x), \cos(x)].$$
Вектора наблюдений  $\mathbf{x}_I^k$  формируются как объединение векторов  $\{\mathbf{x}_j^k\}$ :  $\mathbf{x}_j^k = [\theta_j(x_{DMD,i}^k)]$ .
- Второй метод. Задается набор функций  $\Theta$  :  

$$\Theta = [\theta_j] = [1, x, y, x^2, \dots]$$
 - одночлены в пространстве  $R^2$  не выше 4-й суммарной степени. Вектора наблюдений  $\mathbf{x}_{II}^k$  формируются следующим образом:  

$$\mathbf{x}_{II}^k = [U(t_k), \dot{U}(t_k)],$$
 где  $\dot{U}(t_k)$  - численная производная входных данных 6-го порядка в момент времени  $t_k$ .
- Третий метод. Задается набор функций  $\Theta$  :  

$$\Theta = [\theta_j] = [1, x, y, x^2, \dots]$$
 - одночлены в пространстве  $R^2$  не выше 11-й суммарной степени. Вектора наблюдений  $\mathbf{x}_{III}^k$  идентичны  $\mathbf{x}_{II}^k$

Результатами экстраполяции полученных законов эволюции будут восстановленные по исследованным алгоритмам вектора наблюдений. Далее считается  $L_1$  - норма отклонения восстановленных значений от валидационной выборки. Сравнение отклонений значений различных методов представлено на рис. 2.

Из рис. 2 видно, что точность реконструкций данных алгоритмами на примере Осциллятора Ван дер Поля [3] отличается. Искомую динамику системы смогли идентифицировать второй и третий методы. Они же показали хорошую точность предсказания системы. Остальные алгоритмы не справились с поставленной задачей.

Также в работе рассматриваются примеры успешного применения методов на примерах динамических систем из учебников: нелинейное уравнение Шрёдингера [1], аттрактор Лоренца [2] и осциллятор Дуффинга [2].

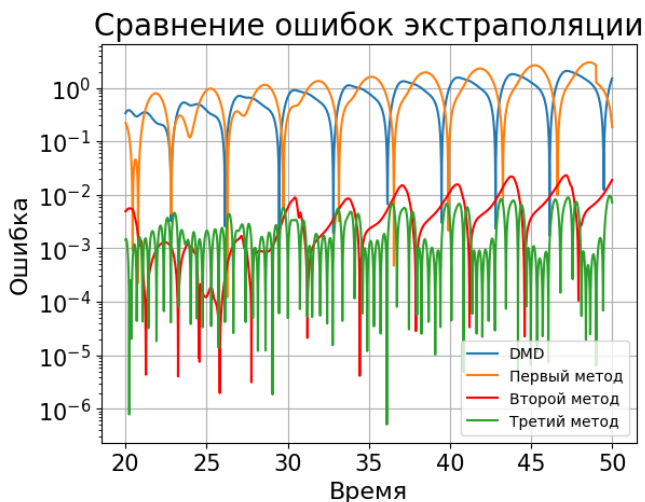


Рис. 2: Ошибки экстраполяции методов

## Литература

1. Kutz J. N., Brunton S. L., Brunton B. W. и др. Dynamic Mode Decomposition: Data-Driven Modeling of Complex Systems. — Philadelphia: SIAM, 2016.
2. Brunton S. L., Kutz J. N. Data-Driven Science and Engineering: Machine Learning, Dynamical Systems, and Control. — Cambridge: Cambridge University Press, 2019.
3. François Charru. Hydrodynamic Instabilities. — New York: Cambridge University Press, 2011.

## МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ СХОДИМОСТИ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ НА ОСНОВЕ СТАТИСТИЧЕСКОГО АНАЛИЗА

А.П. Дубень, О.И. Князев, В.А. Сапожников

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, oleeg01@mail.ru

В докладе представлено исследование методики для выявления начальных переходных процессов и оценки статистической погрешности данных в турбулентных потоках, моделируемых с помощью газодинамического солвера как в рамках стационарного моделирования, так и с помощью вихреразрешающих подходов. За основу взят подход, представленный в работе [1]. Также рассматриваются потенциальные улучшения данного метода.

Предполагается, что моделирование какого-либо течения описывается некоторым набором процессов (сигналов), в качестве которых могут выступать как интегральные характеристики (например, аэродинамические силы), так и локальные данные в точках внутри расчетной области. Любой сигнал представляет собой запись случайного процесса  $x(t)$ , который в какой-то момент после старта расчета с некоторого начального (часто нефизичного) приближения становится статистически стационарным (матожидание и дисперсия наблюдаемой величины перестают меняться), обозначим это время  $T_t$ .

Для сигнала  $x(t)$  могут быть вычислены статистические ошибки  $\sigma$  величины  $\hat{\phi}$  (матожидание или дисперсия) по формуле:

$$\sigma(\hat{\phi}_x) = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{\Omega} (\hat{\phi}_{T_w} - \hat{\phi}_T)^2}, \quad (1)$$

где  $T$  - длина всей выборки, сигнал разбит на окна различной длины  $T_w$ ,  $T_w \ll T$ ,  $\hat{\phi}_T$  -  $\hat{\phi}$  вычисленная по всей выборке,  $\hat{\phi}_{T_w}$  -  $\hat{\phi}$  вычисленная по окну размером  $T_w$ ,  $\Omega$  - множество всех  $T_w$ ,  $\dim \Omega = N$ .

Статистические ошибки также могут быть получены [2] при помощи следующих аналитических выражений:

$$\sigma(\hat{\mu}_x) \approx \frac{\hat{\sigma}_x}{\sqrt{2B_\mu T}}, \quad \sigma(\hat{\omega}_x) \approx \frac{\hat{\sigma}_x}{\sqrt{4B_\omega T}}. \quad (2)$$

Коэффициенты  $B_\mu, B_\omega$  могут быть получены, как наименьшие значения всех  $B$  в соответствующих им системах уравнений (1)-(2).

Представляемая в работе методика основана на следующей идее. Рассматривается некоторый сигнал  $x(t)$ . Выборка данных постепенно сокращается путем удаления записей из начала. Начиная со

времени  $t_0$  (начало обновленной выборки), статистические ошибки пересчитываются с использованием обновленной выборки. Начальный переходный процесс увеличивает значение  $\Sigma(t_0) = \sigma(\hat{\mu}_x, t_0) \cdot \sigma(\hat{\sigma}_x, t_0)$  (произведение ошибок оценок матожидания и дисперсии), относительно соответствующей оценки от сигнала без начального переходного процесса. Как только начальный переходный процесс будет удален, то  $\Sigma(t_0)$  начнет увеличиваться, в этот раз уже из-за уменьшения длины выборки. Таким образом, ожидается, что  $T_t$  будет соответствовать глобальному минимуму функции  $\Sigma(t_0)$ .

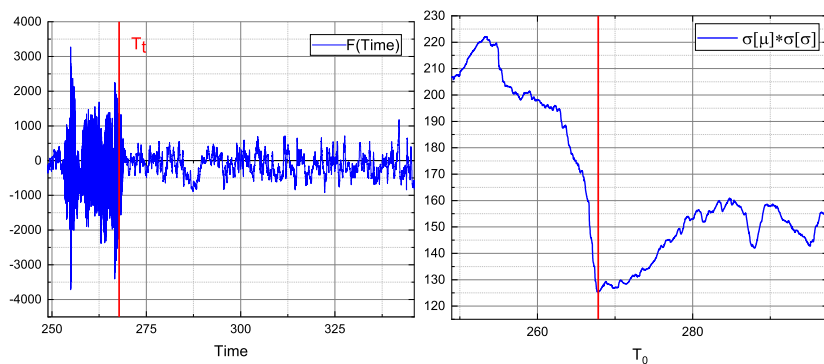


Рис. 1: Пример анализа сходимости по величине  $F(t)$

С применением вышеописанной методики был проведен анализ сигналов из различных расчетов. Рассматривались результаты моделирования, полученные как с помощью вихреразрешающих, так и стационарного (RANS) подходов. На рис. 1 представлен один из примеров, демонстрирующий результаты этого анализа. Левый график отображает исходную выборку данных с начальными переходными процессами, и полученным временем  $T_t$ . Правый график отображает эволюцию  $\Sigma(t_0)$ .

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда, проект №22-11-00199

## Литература

1. Mockett, C., Knacke, T., Thiele, F.: Detection of initial transient and estimation of statistical error in time-resolved turbulent flow data. In: Proc. 8th International ERCOFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurement (2010)
2. Bendat J. and Piersol, A., Random data: Analysis and measurement procedures, John Wiley & Sons Inc. (2000)

## КОМПЛЕКСНАЯ ПЛАТФОРМА ВИРТУАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ КПВМ «ЕГОРЫЧ»

А.А. Карауланов, В.В. Коротин, А.Е. Степанов,

**Е.В. Стрельцов, В.А. Талызин, Н.А. Харченко**

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора*

*Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, evgstreltsov@yandex.ru*

Комплексная платформа виртуального моделирования «Егорыч» разрабатывается в ЦАГИ с 2019 года совместно с Фондом перспективных исследований. КПВМ «Егорыч» является отечественная САЕ системой, предназначенной для решения различных прикладных задач: проведения расчетов, анализа и моделирования физических процессов, требующих в том числе и высокопроизводительных вычислений. На данный момент средствами платформы можно проводить решение широкого класса задач внешней аэродинамики, газовой динамики, тепломассопереноса от дозвуковых до высоких сверхзвуковых скоростей с учетом химических процессов как для ламинарных, так и для турбулентных течений.

Кроме того, в настоящий момент идут работы по интеграции платформы с САД системой и по расширению количества интегрируемых с платформой модулей.

С точки зрения информационных технологий КПВМ «Егорыч» можно отнести к классу систем-оркестраторов, позволяющих запускать внешние программы по тому или иному алгоритму. Основой таких систем являются цепочки вычислений. В системе создан визуальный инструмент, позволяющий без использования специальных средств программирования реализовать необходимый алгоритм получения результатов. Инструмент позволяет создавать ветвления, циклы, проверку условий. Также цепочки могут вызываться из других цепочек, что существенно упрощает разработку.

В дополнение к стандартному для систем-оркестраторов функционалу формирования и запуска цепочек в платформе реализован функционал хранения и визуализации получаемых результатов, в частности, КПВМ позволяет хранить и отображать исходные геометрии, поверхностные сетки, поля значений и структурированные данные, которые могут быть отображены не только в

виде графиков, но и в табличном представлении, а также другие данные в различных форматах.

Архитектурно платформа реализована как классическая трехзвенная технология с добавлением маршрутизатора. Ядро создано на NodeJS и представляет собой web-сервер, который реализует логику работы приложения и представления данных пользователям. В качестве СУБД использовано MongoDB. Маршрутизатор является собственной уникальной разработкой, позволяющей реализовать технологии суперкомпьютерных вычислений в центрах обработки данных.

На клиентских устройствах, которыми могут быть не только компьютеры или ноутбуки, но и смартфоны, необходимо наличие только web браузера, никаких требований по вычислительной мощности устройства не предъявляется. Ядро системы и СУБД устанавливаются в центральном узле, маршрутизатор – в центре обработки данных. Все программное обеспечение ядра, СУБД и маршрутизатора работает под управлением операционной системы CentOS версии не ниже 7.0.

Комплексная платформа виртуального моделирования «Егорыч» позиционируется как центр, объединяющий промышленность, научное сообщество, в том числе и образовательные учреждения, и центры обработки данных. Организации промышленности получают доступ к передовым научным разработкам и вычислительным мощностям центров обработки данных, включая отраслевые. Научное сообщество получает платформу для внедрения своих разработок и инструмент для учебного процесса (обучение численным методам, демонстрация физических явлений, создание собственных модулей).

В настоящее время данная платформа активно развивается при поддержке Минцифры в рамках работ по созданию программно-аппаратного комплекса в интересах развития технологий аэро-гидросредной техники.

# ОБ ОЦЕНКЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОЛЯ СКОРОСТЕЙ ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО ПОВЕРХНОСТИ 3D ЦИЛИНДРА

А.Н. Кусюмов, С.А. Кусюмов

КНИТУ-КАИ, Казань, postbox7@mail.ru

Из литературы известны различные подходы к анализу энергетических характеристик сигнала. Для непрерывного во времени реального сигнала  $u(t)$  энергия сигнала определяется выражением

$$E_T = \int_{-\infty}^{\infty} U(t) dt, \quad (1)$$

где  $U(t) = u^2(t)$  – мгновенная энергия сигнала. Спектральный анализ для ограниченного во времени сигнала (в диапазоне  $-T/2 \leq t \leq T/2$ ) проводится с помощью преобразования Фурье [1]:

$$\hat{u}(f) = \int_{-T/2}^{T/2} u(t) e^{-2\pi f t} dt,$$

где  $f$  – частота колебаний.

Использование теоремы Парсеваля [2] позволяет определить общепринятые в литературе спектральные плотность (Energy Signal Density –  $ESD$ ) и мощность энергии (Power Signal Density –  $PSD$ ) сигнала [1]:

$$E_D(f) = |\hat{u}(f)|^2, \quad (2)$$

$$P_D(f) = \frac{1}{T} |\hat{u}(f)|^2. \quad (3)$$

Отметим, что при определении пространственного энергетического спектра можно использовать преобразование Фурье дискретизованного по пространству сигнала  $u(x)$ :

$$E_s(k) = |\hat{U}(k)|,$$

где  $k$  – волновое число. Функция  $\hat{U}(k)$  определяется преобразованием Фурье пространственного сигнала  $U(x) = u^2(x)$ . С точки зрения размерности распределение  $E_s(k)$  можно сопоставить с законом «-5/3» А.Н. Колмогорова.



Из (1) следует, что энергия сигнала  $E_T$  определяется интегралом величины  $U(t)$ . В [3] для сигнала, дискретизованного во временной области, на основе статистической теории турбулентности получен закон «-2». Аналогичный закон был получен в [4] на основе анализа размерности преобразования Фурье для  $U(t) = u^2(t)$  (квадрата скорости потока).

В статистической теории турбулентности встречаются оценки корреляционных функций, которые также определяются степенными функциями масштабов скорости. Так, согласно гипотезе Кармана, вторая и третья корреляционная функция пропорциональны квадрату и кубу специального масштаба скорости [5]. В настоящей работе рассматривается спектральная характеристика, которая определяется преобразованием Фурье третьей степени сигнала  $W(t) = u^3(t)$ :

$$P_s(f) = |\hat{W}(f)|, \quad (4)$$

где

$$\hat{W}(f) = \int_{-T/2}^{T/2} W(t) e^{-2\pi i f t} dt. \quad (5)$$

Из анализа размерностей преобразования Фурье функции  $W(t) = u^3(t)$  следует, что референтный спектр для третьей степени сигнала определяется выражением [6]:

$$P = \sigma \varepsilon^{3/2} \omega^{-5/2}. \quad (6)$$

Здесь  $\sigma = const$ ,  $\varepsilon$  — скорость диссипации энергии,  $\omega = 2\pi f$ .

В качестве примера проводится оценка спектра третьей степени поперечной компоненты вектора скорости течения при нестационарном 3D обтекании кругового цилиндра потоком несжимаемой вязкой жидкости (газа) при значении числа Рейнольдса  $Re=3900$ . Численное моделирование проводилось на основе решения уравнений Навье-Стокса с использованием пакета ANSYS Fluent. Некоторые детали моделирования, включая особенности построения расчетной сетки, выбора шага и временного интервала интегрирования представлены в [4].

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации тема 123030100016-5 FZSU-2023-0005.

## Литература

1. Prandoni P., and Vetterli M. Signal Processing for Communications. – EPFL Press; 1st edition, 2008.
2. Lathi B.P., Ding Z. Modern digital and analog communication systems. – Oxford university press, 2019.
3. Tennekies H., Lumley J.L. A First Course in Turbulence. – M.I.T. Press, 1972.
4. Кусюмов А.Н., Кусюмов С.А., Романова Е.В. Спектральные характеристики трехмерного обтекания кругового цилиндра. Авиационная техника, No. 2, 2023, с. 75–80.
5. Монин А.С., Яглом А.М. Статистическая гидромеханика. Механика турбулентности. – М.: Наука. Часть 2. 1967. 720.
6. Kussyumov A.N., Kussyumov S.A. About the analysis of turbulent signal pulsations. In: LXXVII Herzen readings. International Conference Proceedings, Sankt-Petersburg, RGPU n.a. A.I. Herzen, 2024, pp. 310–314.

## **ОСОБЕННОСТИ АКУСТИКИ В РАБОЧИХ ЧАСТЯХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ**

**В.А. Лебига**

*ИТПМ СО РАН, Новосибирск, lebiga@itam.nsc.ru*

Роль акустических возмущений в формировании течений при моделировании обтекания тел в аэродинамических трубах больших скоростей общепризнана, но механизмы такого влияния не всегда известны и могут быть определены. В значительной мере развитие возмущений в ламинарном пограничном слое и переход к турбулентному течению в пограничном слое на моделях, отрыв пограничного слоя и связанные с ними изменение трения и теплопередачи определяются свойствами внешних возмущений в рабочих частях аэродинамических труб и, в первую очередь, акустических пульсаций. Из трех возможных мод возмущений, турбулентности, температурной неоднородности и акустики, только последняя, как правило, оказывает наибольшее влияние на возникновение, развитие нестационарных процессов при обтекании моделей из-за малости других. В современных аэродинамических трубах предпринимаются эффективные меры, такие как хонейкомб, детурбулизирующие сетки, обеспечивающие низкий уровень турбулентности в форкамере, а высокая степень поджатия потока, приводит к тому, что в рабочих частях пульсации скорости пренебрежимо малы, как и температурная неоднородность, источники которой в обычных аэродинамических трубах отсутствуют. В то же время акустические возмущения присутствуют практически во всех аэродинамических трубах, но для разработки эффективных способов борьбы с этими возмущениями или учёта их влияния необходима информация об их источниках и структуре.

Поэтому детальные исследования структуры акустических возмущений необходимы по крайней мере по двум причинам: во-первых, для изучения влияния на упомянутые выше процессы, и, во-вторых, для создания методов если не для ликвидации акустических возмущений, то для управления и снижения до уровней, гарантирующих отсутствие их влияния на исследуемые процессы.

Целью данной работы является определение характеристик акустических пульсаций, достаточных для адекватного и полного их описания, позволяющего использовать при математическом и экспериментальном моделировании процессов.

Основными параметрами, описывающими акустические процессы, являются интенсивность пульсаций, источники, спектральные характеристики, направление распространения волн (ориентация относительно вектора скорости потока) и т.д.

Инструментом, позволяющим получить наиболее полную информацию, является термоанемометрия с использованием метода диаграмм пульсаций, предложенного Коважным, [1], и развитым для акустической моды в работах [2-4].

Уравнение диаграммы пульсаций, описывающим связь между выходным сигналом термоанометра и параметрами акустики, можно записать, [3]:

$$\vartheta = \left| \alpha(\gamma - 1)(1 + M \cos \chi) - r \left( 1 + \frac{\cos \chi}{M} \right) \right| \langle \rho \rangle, \quad (1)$$

где  $\vartheta$  – нормированная величина среднеквадратичного выходного напряжения на датчике термоанометра,  $r = F/G$  – отношение чувствительности датчика термоанометра к массовому расходу  $F$  и температуры торможения  $G$ ,  $\langle \rho \rangle$  – среднеквадратичное значение пульсаций плотности,  $\chi$  – угол между вектором скорости потока и нормалью к фронту звуковой волны,  $M$  – число Маха.

Можно предположить, что основным типом акустических возмущений в рабочих частях сверхзвуковых аэродинамических труб могут быть волны Маха, генерируемые мелкими дефектами стенок рабочей части. Эти волны хорошо наблюдаются при визуализации шпирен-методом, что позволило Коважному свести уравнение диаграммы пульсаций для акустической моды к виду

$$\vartheta = (1 - M^{-2}) \langle \rho \rangle r \quad (2)$$

так как в этом случае  $\cos \chi = -M^{-1}$ , [1]. На рис. 1а показана диаграмма пульсаций, соответствующая стационарным волнам Маха. Такой вид диаграммы не соответствовал полученным экспериментальным данным, в которых диаграмма не проходила через начало координат. В работе [2] Лауфер показал, что главным источником акустических возмущений являются пульсации в турбулентном пограничном слое на стенках рабочей части, максимальная величина которых соответствует слою, движущимся со

скоростью  $M_s$ , при этом  $(M-M_s)>1$ , следовательно  $\cos\chi=-(M-M_s)^{-1}$ . В этом случае диаграмма имеет вид *b*), рис. 1.

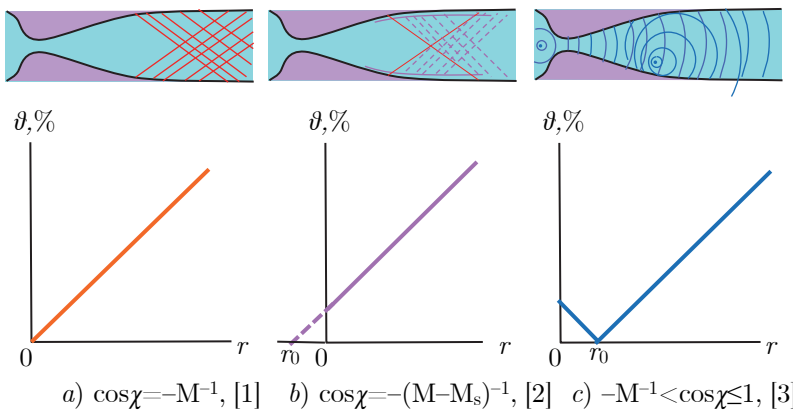


Рис. 1. Типы акустических возмущений

В работе [3] было показано, что в сверхзвуковом потоке могут присутствовать и звуковые волны, источники которых находятся в форкамере либо распространяются в пограничном слое с дозвуковой скоростью,  $(M-M_s)<1$ . Такие звуковые волны описываются уравнением (1), им соответствует график *с*) на рис. 1. Таким образом, признаком типа акустических возмущений является значение  $r_0$  – абсцисса диаграммы пульсаций, при которой диаграмма, либо её продолжение, обращается в ноль.

График зависимости  $r_0(M)$  для рассмотренных акустических возмущений дан на рис. 2. Диаграммам, показанным на рис. 1а и 1б соответствует область *Ia*, а показанным на рис. 1с – область *Ib*. Значения  $r_0$ , соответствующие данным Коважного [1] для стационарных и Лауфера [2] для генерируемых волн Маха турбулентным пограничным слоем, также приведены на рис. 2.

В отличие от сверхзвуковых, в рабочих частях дозвуковых аэродинамических труб вне зависимости от места расположения источников имеют место только звуковые волны, для которых также справедливо уравнение (1). В то время как при  $M>1$  область значений  $r_0$  односвязна, соответствующие значения  $r_0$  при  $M<1$  расположены в двухсвязной области *II* и *III*, см. рис. 2.

На рис. 2 нанесена также кривая  $\beta(M)$ , соответствующая значению  $r_0$  для вихревой моды (турбулентности). Важно, что эта

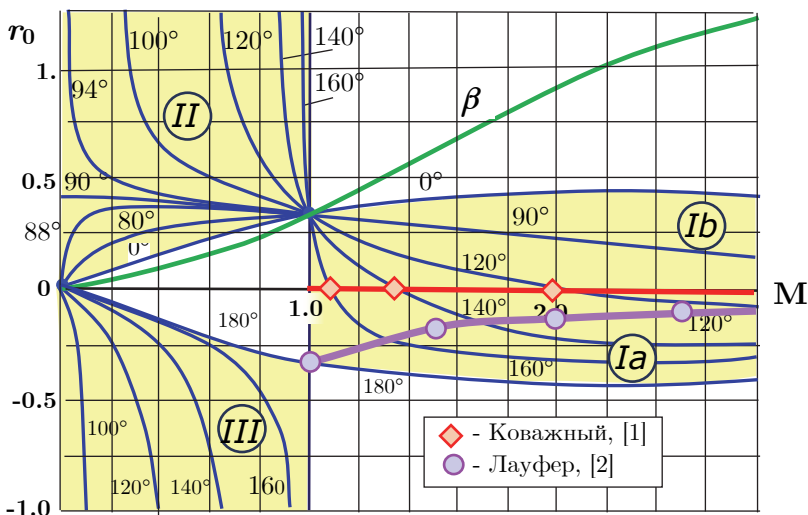


Рис. 2. Зависимость  $r_0(M)$  для акустических возмущений

кривая не проходит через области расположения  $r_0$  для акустической моды, что позволяет различать диаграммы мод, соответствующих пульсациям давления вследствие пульсаций скоростного напора (гидродинамические) и акустические.

В потоке одновременно могут присутствовать возмущения разного типа. В большинстве случаев для разных участков спектров есть преобладающие типы возмущений. Применение диаграмм пульсаций для узких полос частот можно использовать для идентификации типов возмущений и управления ими.

## Литература

1. L.S.G. Kovasznay. The Hot-Wire Anemometer in Supersonic Flow. J.A.S., 1950, vol. 17, No 9, pp. 565–572.
2. J. Laufer. Aerodynamic Noise in Supersonic Wind Tunnels. J.A.S. 1961. vol. 28. No 9. pp. 685–692.
3. В.А. Лебига. Термоанемометрия сжимаемых потоков. Новосибирск. Изд-во НГТУ, 1997. 81 с.
4. В.А. Лебига, В.Н. Зиновьев, А.Ю. Пак. Применение термоанемометра для измерения характеристик акустических волн, распространяющихся в сжимаемых потоках. Теплофизика и аэромеханика. 2002. №3, с.339–349.

---

**ДОКЛАДЫ СПЕЦИАЛЬНОЙ  
ТЕМАТИЧЕСКОЙ СЕССИИ**

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ  
ГАЗОДИНАМИКИ И АЭРОАКУСТИКИ  
ТУРБОМАШИН**





## ОПТИМИЗАЦИЯ ПОТОКА В ДИФФУЗОРЕ ДЛЯ СТУПЕНИ С НИЗКОЙ РЕАКТИВНОСТЬЮ

А.М. Ахметзянов, Е.В. Дубинин, **Н.Г. Хасанов**

АО «НИИТурбокомпрессор им. В.Б. Шнеппа», Казань, [niitk@niitk.ru](mailto:niitk@niitk.ru)

Потребности как мирового, так и отечественного рынка центробежного компрессоростроения обуславливают неизбежное применение высокорасходных ступеней сжатия для увеличения удельной производительности технологических линий в которых они задействованы [1, 2].

Проводимый в АО НИИТК комплекс мероприятий по созданию нового унифицированного ряда ступеней сжатия для центробежных компрессоров с межопорным расположением рабочих колёс высокой динамической стабильности, направлен на расширение диапазона применения по расходу и увеличению энергетической эффективности ныне используемых при проектировании проточных частей. Ограничение применимости существующей базы ступеней на уровне коэффициента расхода  $\Phi_o^*=0.09$  не отвечает современным требованиям по расходности корпусов сжатия и влечёт за собой необходимость проектирования высокорасходных центробежных ступеней в диапазоне до  $\Phi_o^*=0.15-0.16$ .

Малый осевой размер ступени и высокое втулочное соотношение рабочего колеса, обеспечивающие повышенную динамическую стабильность ротора, совместно с высоким коэффициентом расхода приводят к быстрому развороту потока из осевого в радиальное. При работе на высоких условных числах Маха, данный колеса проявляют склонность к раннему помпажу, что неприемлемо для многоступенчатого компрессора [3]. Один из очевидных путей повышения помпажного запаса – применение колес с низкой степенью реактивности:

$$\rho = H_{0-2}/H_{0-6},$$

то есть отношение работы рабочего колеса (РК) к работе всей ступени, так как колесо с меньшей нагрузкой на лопатку склонно к меньшему вихреобразованию ввиду повышенных объемных расходов на выходе из колеса.

Недостатком такого подхода является необходимость тщательного проектирования последующих за РК статорных элемен-

тов, которым необходимо преобразовать в полезную работу повышенный динамический напор.

До текущего момента, в НИИТК данная проблема решалась тщательно профилированным развитым лопаточным диффузором (ЛД), пример ступени показан на рисунке 1:

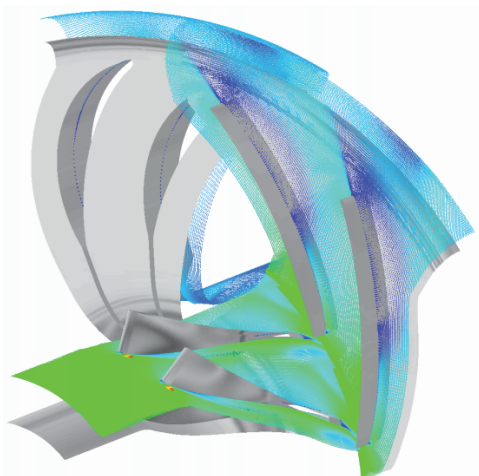


Рис. 1. Проточная часть с коэффициентом расхода  $\varphi_0 = 0,142$

Ступень с ЛД, несмотря на высокую эффективность в рабочей точке, имеет более короткую характеристику ввиду записи диффузора. В настоящей работе описан опыт применения безлопаточного диффузора (БЛД) к колесу с низкой степенью реактивности.

Применение классических рекомендаций к проектированию БЛД не дало положительных результатов. Задача решалась численно. На первом этапе, исследовано влияние различных геометрических параметров на эффективность БЛД с помощью автоматической оптимизации в программном комплексе Numeca Fine/Design 3D. Целевой функцией являлся максимум политропного КПД при коэффициенте расхода  $\varphi_0 = 0.13$ , параметрами оптимизации положение точек, задающих сплайны распределения лопаточных углов и меридиональных обводов по длине проточной части. Так же проведен реверс-инжиниринг отсканированных проточных частей зарубежных компрессоров с высоким коэффициентом расхода. Исследование газодинамических характеристик осуществлено CFD-

Rans методом, с учётом притрактовых полостей в стационарной постановке.

Результаты исследования показали, что ключевое влияние на эффективность ступени с БЛД оказывает контроль меридиональной скорости в рабочем колесе, а именно, её равномерность, что позволяет ожидать более равномерной и симметричной относительно центра канала эпюры потока на выходе из рабочего колеса. Так же, профилирование колеса на выходе, должно прижимать поток к передней стенке диффузора, что позволяет осуществить обтекание поворотного колена по большему радиусу с меньшими потерями.

Профилирование колеса с контролем эпюры потока на выходе возможно осуществить только по трем сечениям (втулочное, промежуточное, периферийное). При этом образующая лопатки является нелинейной («bowed blade»), что требует проверки на технологичность и прочность. На рисунке 2 приведены струйки тока в разработанной ступени на оптимальном режиме, исследования продолжаются.

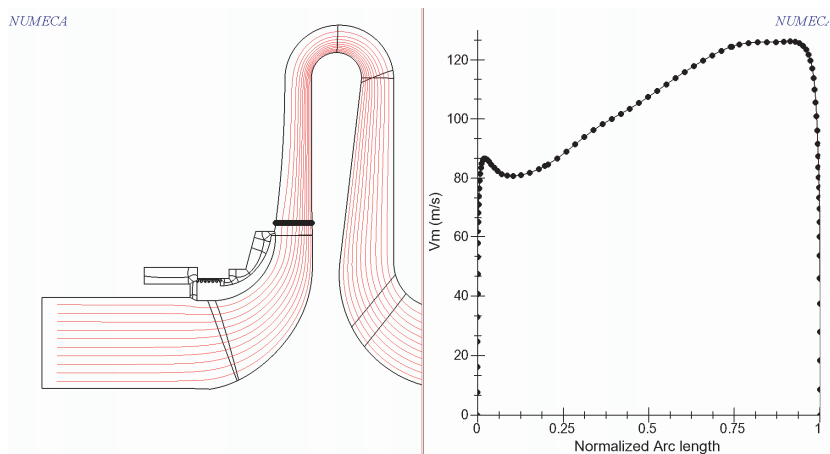


Рис. 2. Струйки тока в ступени с БЛД и эпюра меридиональной скорости на выходе из РК

Вывод: проектирование ступени с БЛД для ступени с низкой реактивностью требует тщательного контроля меридиональной скорости, возможного путем профилирования РК по трем сечениям.

## Литература

1. Санитиро Токуяма и др. Реализация разработки высокоэффективного компрессора нового поколения для газоперекачивающей установки. (Труды 16 Международной научно-технической конференции по компрессоростроению). Т1. - СПб. АСКОМП, 2014 – с.: 44-53.
2. Юн В.К., Рейдер А.С. Унифицированные центробежные компрессоры для ОАО «Газпром». (Труды 16 Международной научно-технической конференции по компрессоростроению). Т1. - СПб. АСКОМП, 2014. – с: 132-140.
3. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ. – М.: Мир, 2000. – 688 с., ил.

## **ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА**

Д.В. Ворошнин<sup>1,2</sup>, О.В. Маракуева<sup>2</sup>, А.С. Муравейко<sup>2</sup>,  
Н.Г. Хасанов<sup>3</sup>, Е.В. Дубинин<sup>3</sup>

<sup>1</sup>ООО «НУМЕКА», г. Санкт-Петербург, *d.voroshnin@numeca.ru*

<sup>2</sup>ООО «ИЦ ЧИССЛ», Санкт-Петербург, *d.voroshnin@rescent.ru*

<sup>3</sup>АО «НИИ турбокомпрессор им. В.Б. Шнеппа», г. Казань,

*Nariman.Khasanov@niitk.ru*

Характеристики компрессора могут существенно зависеть от условий работы. Однако, испытания в большинстве случаев проводятся при стандартной атмосфере на входе, т.к. не всегда возможно воспроизвести реальные условия. Для оценки изменения характеристик на практике могут использоваться приближенные методики, имеющие свои ограничения. Альтернативным способом оценки является использование CFD подходов.

В работе проводится анализ влияния изменения числа Рейнольдса на работу шестой ступени 7-ступенчатого центробежного компрессора, применяемого для компримирования углеводородного газа. Моделирование выполнено с использованием специализированного коммерческого ПК NUMECA Fine/Turbo v. 17.1. Сравниваются характеристики при стандартных и реальных условиях с давлением на входе 35 атм. Исследуются характеристики ступени в широком диапазоне изменения чисел Рейнольдса для определения автомодельного числа.

Ключевым фактором в данной задаче является моделирование пристеночной области. Проводится сравнение результатов с применением низкорейнольдсовых и высокорейнольдсовых моделей турбулентности.

Показано существенное влияние числа Рейнольдса на интегральные параметры работы ступени и характер течения. Приводятся характеристики других ЦК, где наблюдается аналогичный эффект.

## Литература

1. Japikse D., Marscher W.D., Furst R.B. Centrifugal Pumps Design and Performance, Wilder, VT, 1997.
2. Hirsch C. Numerical Computation of Internal and External Flows. Volume1-Fundamentals of Computational Fluid Dynamics (Elsevier, 2nd edn, 2007).
3. Холодильные машины: Учебник для студентов втузов / А.В. Бараненко, Н.Н. Бухарин, В.И. Пекарев, И.А. Сакун, Л.С. Тимофеевский; Под общ. ред. Л.С. Тимофеевского. – СПб.: Политехника, 1997. – 992 с. ISBN 5-7325-0372-2.
4. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров Текст. / Н. Кампсти. - М.: Мир, перевод под ред. Ф.Ш. Гельмедова, 2000.

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КНД АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ TRD.SOLVER**

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

ООО «ИЦ ЧИссл», Санкт-Петербург, *d.voroshnin@rescent.ru*

Проведено моделирование течения в трёхступенчатом осевом компрессоре низкого давления (КНД) авиационного двигателя на различных частотах вращения. Компрессор включает в себя регулируемый входной направляющий аппарат, угол установки которого соответствует программе регулирования. Течение в КНД характеризуется сверхзвуковым уровнем числа Маха в относительном движении: на периферии первой рабочей лопатки оно достигает значения 1.6.

Создание модели КНД выполнено с использованием российского ПО Turbo.Research&Design (TRD) для 3D CFD моделирования лопаточных машин. В модуле TRD.Mesher подготовлена блочно-структурированная гексагональная сетка с учетом радиальных зазоров и включением трех уровней вложенности (мультигрид). Данный модуль позволяет получать сетки в автоматическом режиме с учетом различных конструктивных факторов (радиальные зазоры, радиусное сопряжение лопаток с дисками, лабиринтные уплотнения, многолопаточность и т.д.). Моделирование проведено в рамках 3D CFD решателя TRD.Solver (NOISEtte), решалась система уравнений RANS, для связки решений между вращающимися и стационарными областями использовалась поверхность смешения (Mixing Plane), для ускорения сведения задачи и упрощения инициализации применялся алгоритм Full Multigrid Strategy.

Полученные интегральные характеристики, картины течения на всех частотах вращения и время счета сравниваются с результатами коммерческого специализированного ПК Numeca Fine/Turbo.

## **Литература**

1. Japikse D., Marscher W.D., Furst R.B. Centrifugal Pumps Design and Performance, Wilder, VT, 1997.
2. Hirsch C. Numerical Computation of Internal and External Flows. Volume1-Fundamentals of Computational Fluid Dynamics (Elsevier, 2nd edn, 2007).
3. Кампти Н. Аэродинамика компрессоров Текст. / Н. Кампти. - М.: Мир, перевод под ред. Ф.Ш. Гельмедова, 2000.



## РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНОГО КВД ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

Д.В. Ворошнин, А.С. Муравейко

ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург, *d.voroshnin@numeca.ru*,  
*a.muraveiko@numeca.ru*

Выполнена работа по проектированию, профилированию и оптимизации осевого компрессора. На первых трёх этапах проводилась предварительная одномерная и трёхмерная проработка компрессора, в ход обсуждения результатов работы с Заказчиком, выполнялась корректировка ТЗ. Основную проблему при разработке компрессора составляла его высокая газодинамическая нагруженность, что приводило к крайне негативным прогнозам и начальным результатам по запасам ГДУ. С учетом существенного дефицита запаса ГДУ в первую очередь акцент в поисковых работах делался на возможности обеспечения максимального запаса ГДУ при умеренном значении приведенной скорости на выходе  $\lambda_{\text{вых}} = 0,32...0,33$ . В дальнейшем в ходе реализации финального варианта второго этапа проводились работы в целях обеспечения приведенной скорости на выходе в соответствии с требованиями ТЗ.

После проработки трёхмерной геометрии (ПО AxCent) с использованием средств вычислительной трёхмерной газодинамики. (ПО NUMECA Fine Turbo) поставлен и решён ряд задач оптимизации, направленный на максимизацию запасов ГДУ, максимизацию КПД и минимизацию закрутки потока на выходе из компрессора с обеспечением требуемого уровня выходной скорости. Самая тяжёлая задача потребовала варьирования 298 параметров, тем не менее, была получена геометрия с существенно бОльшими запасами, чем в рамках ручного профилирования) и удовлетворительным уровнем КПД. Отмечено, что полученная в ходе оптимизации геометрия лопаток претерпела существенные изменения относительно исходных классических форм, что приведёт к сложности или даже невозможности при её изготовлении ввиду прочностных или технологических ограничений (рис. 1).

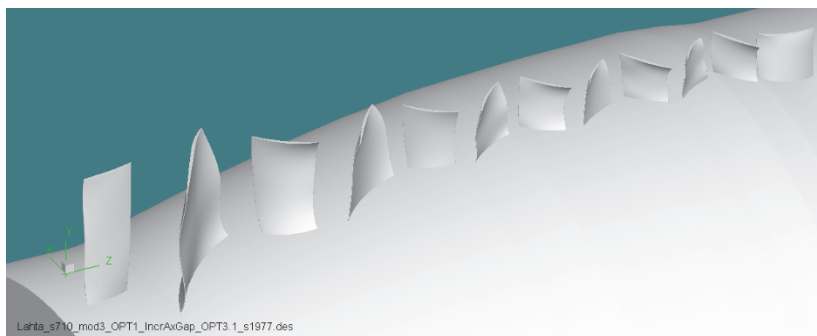


Рис. 1. Трёхмерная модель оптимизированного компрессора в ПО AxCent

В ходе НИР на четвёртом этапе решена задача оптимизации для низкоскоростного пятиступенчатого КВД ( $\lambda_{\text{вых}} < 0.28$ ). В ходе работы получено несколько оптимальных вариантов компрессора, из которых выбран вариант 1977, параметры его представлены в таблице ниже. Запас ГДУ реализованного варианта на примерно 5% превышает линию статистического тренда, сформированного в основном по данным КВД ТРДД(Ф) 4 поколения. Реализованный вариант компрессора обеспечивает требуемые по ТЗ параметры, но отмечается сильная неравномерность параметров по высоте канала на выходе из компрессора. Отмечены риски в реализации компрессора ввиду технологических и прочностных ограничений.

## Литература

1. Japikse D., Marscher W.D., Furst R.B. Centrifugal Pumps Design and Performance
2. C. Hirsch, Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth - Heinemann (Elsevier), 2007.
3. Japikse D., Nicholas C. Baines. Introduction to Turbomachinery, Concepts ETI, Inc., 1997.
4. NUMECA Int., "Flow Integrated Environment", User Manual, Numeca Int., Brussels, Belgium, 2014.

# **АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВУХСТУПЕНЧАТОГО КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ГТД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОДНОМЕРНЫХ И ТРЕХМЕРНЫХ ЧИСЛЕННЫХ МОДЕЛЕЙ**

**Е.С. Горячкин, Г.М. Попов, О.В. Батулин, Е.Д. Гатауллина**

*Самарский университет им. Королева, Самара,*

*goriachkin.e.s@gmail.com*

Многоступенчатые осевые компрессоры современных газотурбинных двигателей должны обладать минимальным числом ступеней для снижения массы, габаритов и стоимости производства. Это ведет к необходимости использования более нагруженных ступеней компрессора, что осложняет получение высокого КПД и достаточного запаса газодинамической устойчивости. Возможность достижения требуемых параметров компрессора закладывается на этапе начального проектирования, а реализуется на этапе детального проектирования, поэтому актуальной задачей является разработка сквозных методик проектирования многоступенчатых осевых компрессоров, включающих этапы начального и детального проектирования.

В статье приведены результаты сквозного аэродинамического проектирования двухступенчатого осевого компрессора низкого давления с высокой аэродинамической нагруженностью. Проектирование включало следующие этапы:

1. Выбор начальных параметров на основе диаграммы Смита;
2. Проектный расчет на среднем диаметре;
3. Проектный расчет по высоте;
4. Расчет характеристик и выбор наиболее перспективного варианта;
5. Доводка рабочего процесса сначала с использованием методов ручного изменения геометрии;
6. Доводка рабочего процесса сначала с использованием методов автоматизированной оптимизации.

Выбор начальных параметров выполнен при различных значениях параметра расхода для форм проточной части с

постоянным средним и наружным диаметрами. В результате получено 5 конфигураций компрессора, для которых выполнено дальнейшее проектирование.

Проектный расчет на среднем диаметре выполнялся с целью определения кинематических и термодинамических параметров в характерных сечениях проточной части ступеней на среднем диаметре. При этом также определялись параметры, характеризующие рабочий процесс элементарных лопаточных венцов каскадов на этом диаметре. В качестве исходных данных для расчёта использовались энергетические и расходные, термодинамические и газодинамические, а также геометрические параметры, значения которых были получены в результате предыдущих этапов расчёта.

Проектный расчет по высоте выполнялся с целью определения кинематических и термодинамических параметров в характерных сечениях проточной части ступеней на различных радиусах – от втулочного до периферийного. Кроме этого, на этих же радиусах находились величины параметров, характеризующих рабочий процесс элементарных лопаточных венцов и ступней в целом, таких, как коэффициенты повышения статического давления, торможение потока в РК и НА, коэффициенты теоретического напора и расхода, вычисленные по окружной скорости на периферии РК.

На основе результатов проектного расчета по высоте была сформирована трехмерная геометрия проточной части пяти конфигураций компрессора и выполнено их трехмерное численное моделирование с использованием программного комплекса NUMECA FINE/Turbo.

Для сопоставления и выбора наиболее перспективного варианта компрессора для последующей доводки оценивался комплекс параметров по результатам трехмерного расчета: интегральные параметры и характеристики компрессора; параметры ступеней компрессора в расчётной точке; выделенные характеристики ступеней вдоль напорной ветки; масса компрессора. Комплекс данных параметров вычислялся автоматически специальной программой постобработки результатов расчета.

Цель доводки – обеспечить требуемые запасы устойчивости компрессора при максимальном КПД. Изменение геометрии компрессора выполнялось непосредственно в трехмерной модели. На первом этапе изменении геометрии выполнялось вручную.

В результате доводки удалось повысить КПД компрессора на 1,9 %, что позволило обеспечить требуемый КПД, но запас устойчивости был повышен только на 1,47 %, что не позволило обеспечить требуемое значений. Было рассмотрено еще около 10 вариантов компрессора, но добиться одновременного достижения и требуемого запаса устойчивости и КПД компрессора не удалось. Дальнейшая доводка рабочего процесса компрессора выполнялась с использованием методов автоматизированной оптимизации.

При автоматизированной оптимизации изменение геометрии компрессора выполнялось программной оптимизатором, которая также контролировала заданные ограничения на параметры рабочего процесса. Автоматизированная оптимизация позволила выполнить требования как по КПД, так и по запасу устойчивости.

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках гранта «Изучение закономерностей рабочих процессов нагнетательных машин на базе сопряженных математических моделей (FSSS-2024-0015)».

## **Литература**

1. Kampsti, N. Aerodynamics of compressors / N. Kampsti; Per. from Eng. ed. by F.Sh. Gelmedov, N.M. Savin. – М.: Mir, 2000. – 688 с.
2. Koch, C.C. Stalling Pressure Rise Capability of Axial Flow Compressor Stages [Text] / J. Eng. Eng. Power. Oct 1981, 103(4): 645-656 (12 pages)
3. Matveev V.N. Algorithm of forming the appearance of the flow part of the blade machines of the twin-shaft gas generator of an aviation gas turbine [Text]/ V.N. Matveev [et al]/ Vestnik RGATU. - 2022. - №2 (61). - С. 25-32.
4. Gelmedov, F.S. Methodology of axial compressor design [Text]/F.S. Gelmedov [et al]/Теплоэнергетика. - 2002. - №9. - С. 19-28.

# **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КОМПРЕССОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С УЧЕТОМ НАПРЯЖЕННО- ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК**

**А.А. Давыдов, И.С. Добровольский, К.Р. Пятунин**

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

Сегодня создание высокоэффективных газотурбинных двигателей нового поколения в России является приоритетной задачей промышленности. Невозможно создать современный, конкурентоспособный газотурбинный двигатель не применяя программных пакетов, моделирующих процессы в его узлах.

Но результаты расчетов, получаемые при численном моделировании, всегда отличаются от экспериментальных данных на некоторую величину. Эту величину стремятся уменьшить, максимально приблизив моделирование к условиям эксперимента и учитывая, как можно большее число факторов, в той или иной степени влияющих на процесс.

Например, при расчете компрессора можно учесть напряженно – деформированное состояние (НДС) рабочих лопаток от действия на них газовых сил, а также изменение значений газовых сил от деформации лопаток. То есть провести двустороннее FSI – моделирование. FSI (Fluid Structure Interaction – взаимодействие твердого тела и жидкости) моделирование – тип численного междисциплинарного анализа, при котором совместно решаются задачи физики твердого тела (механика твердого тела) и физики жидкости (газовая динамика).

FSI – моделирование является трудоемким, ресурсозатратным, длительным расчетным исследованием, имеющим ряд особенностей, которые и освещаются в исследовании. На сегодняшний день такой тип моделирования редко применяется при проектировании компрессоров в виду своей сложности.

В настоящей работе исследуется течение в многоступенчатом осевом компрессоре в программном комплексе ANSYS CFX 19R3 в связанной постановке стационарного газодинамического и

нестационарного прочностного расчетов. Проводится сравнение интегральных параметров компрессора, получаемых с использованием холодной геометрии рабочих лопаток, с результатами, получаемыми при двустороннем FSI моделировании. Исследуется влияние учета температурных деформации лопаток на точность получаемых интегральных характеристик компрессора. Проводится сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными. Установлено, что FSI – моделирование позволяет уменьшить отклонение расчетных характеристик от экспериментальных данных на величину от 2 до 5%.

На рисунке 1 показано сравнение «холодной» и «горячей» (полученной при FSI моделировании) геометрии рабочей лопатки первой ступени компрессора высокого давления ГТД.

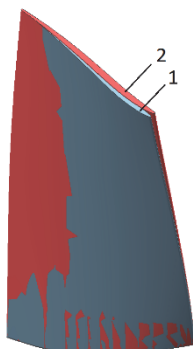


Рис. 1. Изменение геометрии лопатки первой ступени в зависимости от НДС (1 – «холодная», 2 – «горячая»)

По результатам исследования даются рекомендации по проведению газодинамических расчетов осевых многоступенчатых компрессоров методом решения двухсторонней связанной задачи (FSI) в программном комплексе ANSYS Workbench, в том числе по увеличению стабильности расчета, параметрам расчетных сеток и сокращению времени моделирования.

Эти рекомендации позволяют применять FSI – моделирование при проектировании компрессоров, делая его сравнительно быстрым и точным способом перевода рабочих лопаток в «горячее» состояние.

## Литература

1. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях: Научное издание / Августинович В.Г., Шмотин Ю.Н. и др. – М.: Машиностроение, 2005. – 536 с.
2. Федечкин К.С., Кароник Б.В. «Расчетные исследования ступени осевого компрессора в широком диапазоне частот вращения» «Насосы. Турбины. Системы» №1, стр. 47-55 (2021).



# РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХСТУПЕНЧАТОГО ВЕНТИЛЯТОРА ДВИГАТЕЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО СПС

**Я.М. Дружинин, В.И. Милешин, А.А. Россихин**

*ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, ymdruzhinin@ciam.ru*

Формирование облика силовой установки перспективного сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) является комплексной задачей как в части аэродинамического проектирования, так и со стороны требований к ресурсу и экологии (уровень шума, эмиссия) [1]. Особенности аэродинамики и акустики одноступенчатых вентиляторов двухконтурных двигателей дозвуковых самолетов широко исследуются и публикуются, однако для перспективных двигателей СПС со степенью двухконтурности от 1.0 до 3.0 предполагается применение двухступенчатых вентиляторов, обеспечивающих более высокую степень повышения полного давления. Для вентилятора гражданского двигателя не предполагается наличие регулируемых направляющих аппаратов, что дополнительно усложняет разработку, так как параметры на входе в вентилятор существенно изменяются в течение полётного цикла.

В работе рассматривается высокоэффективный маломощный вентилятор с широкохордными бесполочными лопатками без входного направляющего аппарата с высокой удельной производительностью  $W \approx 200$  кг/с/м<sup>2</sup> с целью уменьшения входного диаметра. Для достижения высокого уровня запасов ГДУ  $\Delta K_u > 20\%$  во всём диапазоне режимов работы без применения регулируемых направляющих аппаратов выбрано распределение нагрузки с преобладанием  $\pi^*$  в первой ступени. Для обеспечения требований маломощности вентилятора окружная скорость РК1 на режиме «Макс. взл. Н=0 М=0» выбрана на уровне типовых ступеней гражданских ТРДД. Для достижения требований к акустическим характеристикам вентилятора осевые зазоры между венцами были увеличены и составляют 48%, 89% и 51% соответственно между РК1-НА1-РК2-НА2. Числа лопаток рабочих колёс

выбраны одинаковыми для возможности оптимизации акустических характеристик посредством клокинга (изменения взаимного окружного положения колёс при равном числе лопаток), а также для упрощения подбора ЗПК.

Выполнен расчёт интегральных характеристик вентилятора в широком диапазоне частот вращения ротора. Анализ полученных интегральных характеристик для различных частот вращения вентилятора показал, что для всех рассмотренных режимов достигается высокий уровень  $\Delta K_y \approx 20\%$ . Для режимов 100%, 102%, 105% характерно наличие длинного вертикального участка напорной ветки. Наиболее высокие уровни адиабатического КПД достигаются в диапазоне 92%-94% по частоте вращения и составляют  $\eta^*_{ад} \approx 0,92$  в максимуме на ветке. Получены поля течения в проточной части вентилятора.

Проведено численное исследование тонального шума вентилятора на режиме «посадка». Исследования проводились с помощью 3D метода численного расчета взаимодействия венцов, разработанного в ЦИАМ [2]. В результате расчетов получен модальный состав излучения на входе в вентилятор и выходе из него. Вычислена мощность тонального шума, излучаемого вентилятором в исследуемом частотном диапазоне. Проведен анализ того, взаимодействие каких венцов дает наибольший вклад в излучение. Для этого проведены расчеты для модифицированного вентилятора, у которого числа лопаток во всех венцах разные. Показано, что основной вклад в тональный шум вентилятора вносит шум, связанный с взаимодействием второго рабочего колеса с первым направляющим аппаратом.

## Литература

1. Дутов А.В., Пухов А.А. Создание научно-технического задела для разработки перспективных сверхзвуковых гражданских самолетов // Крылья родины, № 9-10, 2022. С. 38-39.
2. Nyukhtikov, M.A., Rossikhin, A.A., Sgadlev, V.V., Brailko, I.A. Numerical Method for Turbo-Machinery Tonal Noise Generation and Radiation Simulation Using CAA Approach, GT2008-51182, ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, GT2008, Berlin, Germany, June 9-13, 2008

## ОПТИМИЗАЦИЯ СТУПЕНИ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА

Е.В. Дубинин<sup>1</sup>, Д.В. Ворошнин<sup>2</sup>, О.В. Маракуева<sup>3</sup>,

**А.С. Муравейко<sup>2</sup>**, Н.Г. Хасанов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «НИИ турбокомпрессор им. В.Б. Шнеппа», Казань,  
*oevgeniy.dubinin@niitk.ru*

<sup>2</sup>ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург, *d.voroshnin@numeca.ru*

<sup>3</sup>ООО «Инженерный Центр Численных Исследований»,  
Санкт-Петербург, *o.marakueva@numeca.ru*

Объектом исследования является первая ступень центробежного компрессора, предназначенного для компримирования углеводородного газа. Работа посвящена оптимизации геометрии данной ступени на новые условия эксплуатации. Проведена предварительная валидация результатов численного моделирования течения, целью которой являлось определение конфигурации расчетной модели, обеспечивающей согласование с экспериментальными данными. На основе таблицы 1 и с учетом наличия перегибов (рис. 1) по ветке у SST и SA, рабочей моделью турбулентности принята  $k-\epsilon$ .

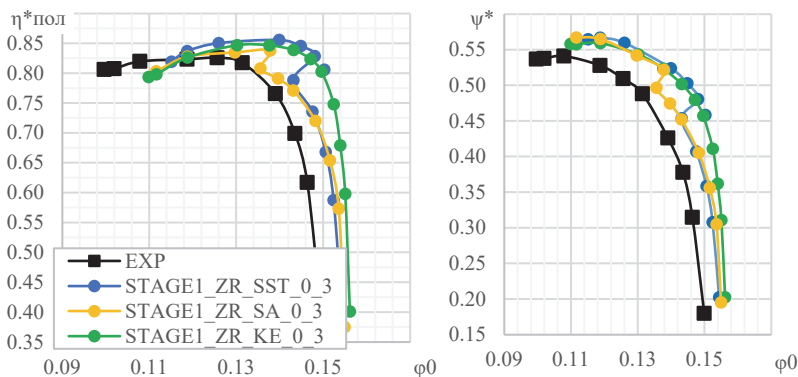


Рис. 1. Интегральные характеристики для различных моделей турбулентности

По ТЗ номинальный коэффициент расхода равен 0.125. Ввиду того, что расчётные характеристики завышают расход относительно экспериментальных, то за номинальный коэффициент

расхода принят 0.131. Итоговые параметры в контролируемых точках и требования к параметрам в них представлены в таблице 1. Далее указанные точки представлены на рисунках с характеристиками.

Табл. 1. Параметры в контролируемых точках

Доля расхода	110%	100%	80%	76%
$\varphi_0$	0.144	0.131	0.105	0.1
$\psi^*$ , минимум	-	0.502	-	-
$\eta_{\text{пол}}$ , минимум	$\eta_{\text{пол\_ном}} - 0.12$	0.86	$\eta_{\text{пол\_ном}} - 0.02$	-
Помп. запас, %	-	0	25	31.12
Зап. запас, %	9.09	-	-	-
Gв, кг/с	4.07	3.7	3.96	2.82

Выполнена параметризация геометрии ступени в ПО CONCEPTS NREC AxCent (рис. 2)

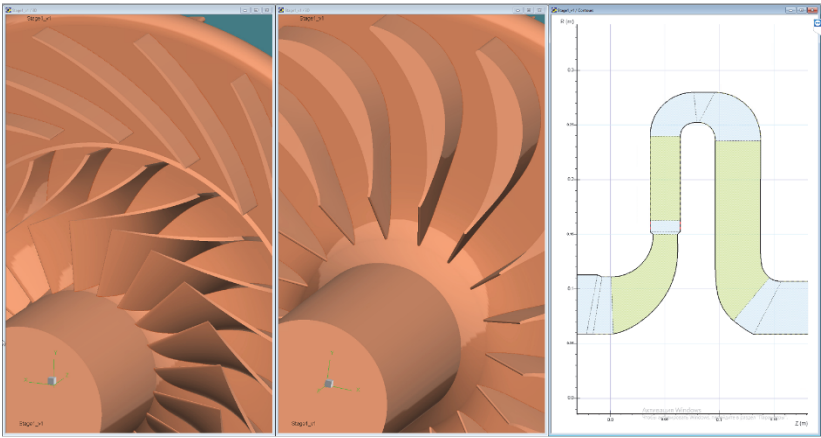


Рис. 2. Параметрическая модель первой ступени в ПО AxCent

Поставлена и решена задача оптимизации. Варьировалось множество различных параметров, отвечающих за обводы, профиля лопаток и другие параметры, итоговое количество параметров – 99. На рисунке 6 представлено сопоставление характеристик модели, с которой начиналась оптимизация (вариант 14 без полостей и галтелей), и финальной (с галтелями и полостями).

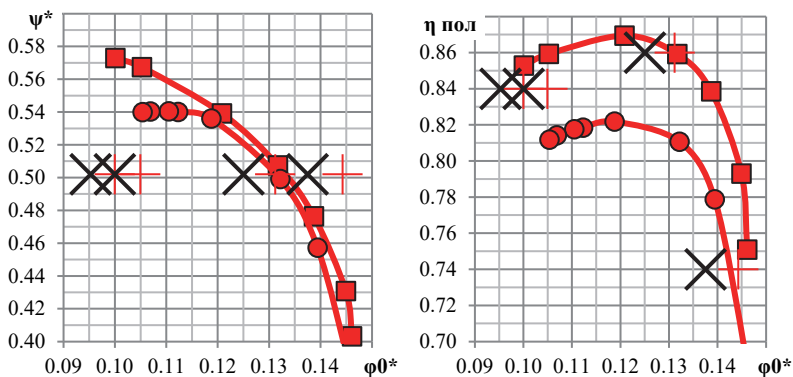


Рис. 3. Расчётные характеристики исходной и оптимизированной ступеней

На стенде АО НИИТК проведены экспериментальные исследования полученной оптимизированной ступени, для упрощения изготовления выполнен ряд упрощений, который сказался на интегральных параметрах (как показали соответствующие расчёты). По результатам испытаний получен недобор КПД относительно ТЗ (рис. 4).

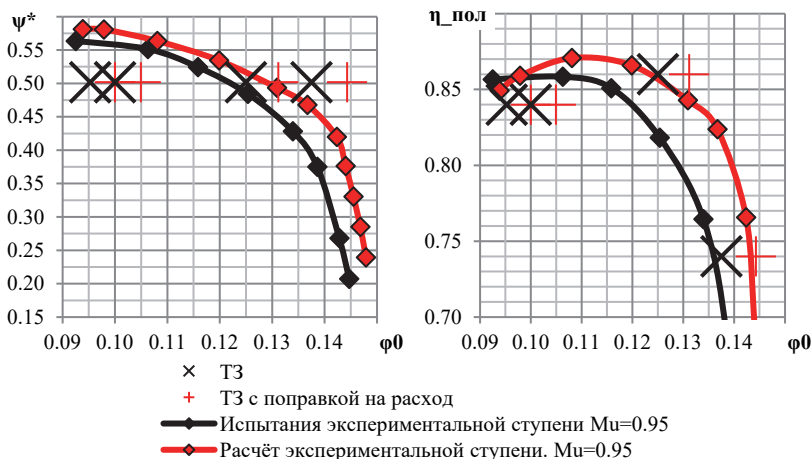


Рис. 4. Сопоставление расчётных и экспериментальных характеристик

Выполнен поиск альтернативной геометрии с послаблением требований ТЗ, в ходе которого найден вариант геометрии с КПД на 1.1% выше, чем у оптимизированного варианта (рис. 5).

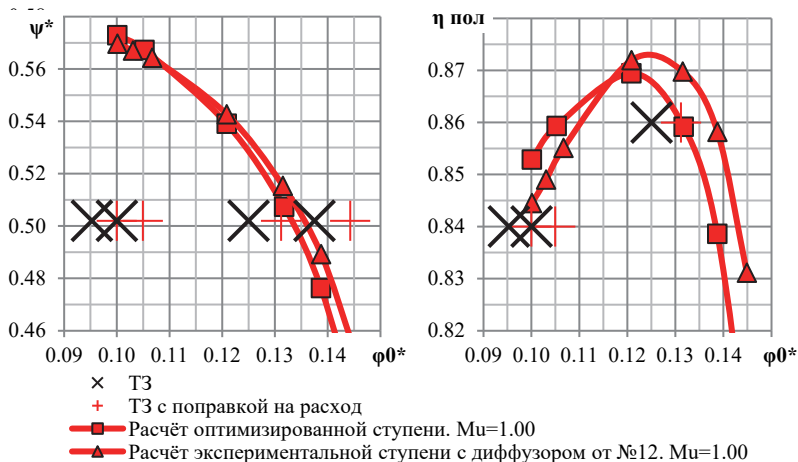


Рис. 5. Расчётные характеристики оптимизированного и альтернативного вариантов геометрий ступени

В ходе работы выполнена оптимизация геометрии ступени центробежного компрессора на новые условия эксплуатации. Ступень обеспечивает удовлетворительный уровень эффективности с учётом ТЗ. Опираясь на результаты моделирования, можно предположить, что в эксперименте КПД ступени на  $Mu=0.95$  составит 84.4%, соответственно можно спрогнозировать, что на  $Mu=1.00$  КПД составит 84.7%.

## Литература

1. Japikse D., Marscher W.D., Furst R.B. Centrifugal Pumps Design and Performance
2. C. Hirsch, Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth - Heinemann (Elsevier), 2007.
3. Japikse D., Nicholas C. Baines. Introduction to Turbomachinery, Concepts ETI, Inc., 1997.
4. NUMECA Int., "Flow Integrated Environment", User Manual, Numeca Int., Brussels, Belgium, 2014.

# **ВАЛИДАЦИЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НАПОРНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ СВЕРХЗВУКОВОГО РАБОЧЕГО КОЛЕСА ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА**

**Р.И. Загвоздкин**

*АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург, zagvozdkin.r@klimov.ru*

Центробежные сверхзвуковые компрессоры находят широкое применение в авиационной промышленности. Моральное устаревание части действующих компрессоров делают актуальной задачу их совершенствования.

Целью работы является валидация напорной характеристики сверхзвукового центробежного рабочего колеса.

Для достижения цели проведен анализ существующих работ, включающих в себя подробное описание геометрической модели, параметров потока в проточном тракте и полноценные экспериментальные данные, также проведено численное моделирование напорной характеристики и определена погрешность моделирования с экспериментом.

В качестве объекта исследования выбрано экспериментальное рабочее колесо SRV2, спроектированное и испытанное в Германии, по которому есть полная информация по геометрическим и газодинамическим параметрам, внешний вид рабочего колеса представлен на рис. 1.

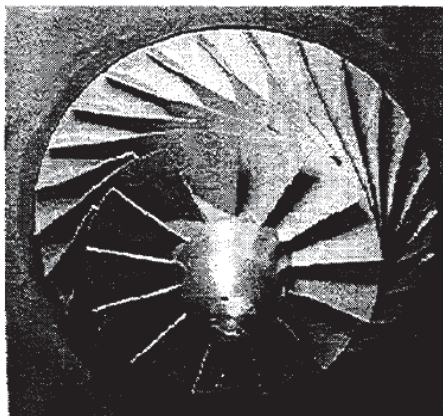


Рис. 1. Фронтальный вид рабочего колеса SRV2

По имеющимся координатам, образующим профили пера лопаток и меридиональные обводы построены цифровые модели рабочего колеса, затем в сеточном генераторе подготовлена модель, содержащая 2018474 узлов включая безлопаточный диффузер и настроены граничные условия расчетной области, рис. 2.

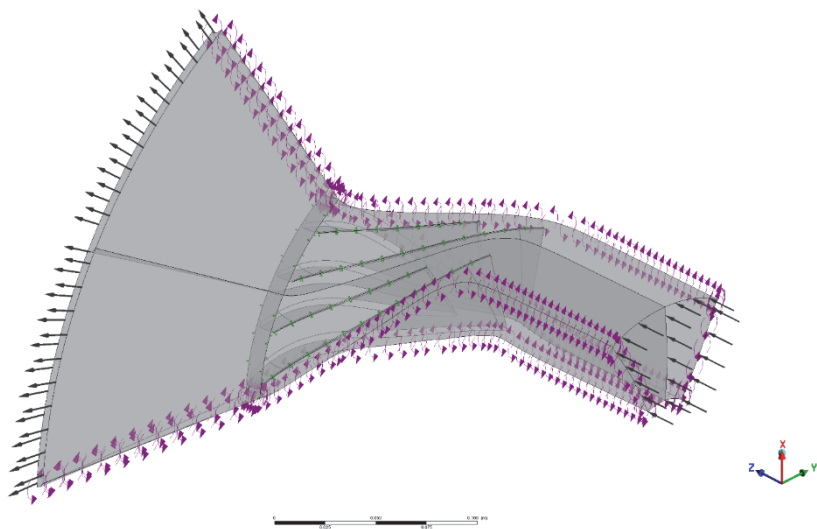


Рис. 2. Расчетная модель рабочего колеса

Граничными условия при проведении расчета являются полное давление и температура на входе в рабочее колеса, на выходе



из него статическое давление для построения напорной характеристики в запирации и расход рабочего тела при расчете горизонтальной напорной ветки.

Результаты расчета и экспериментальные данные в безразмерном виде представлены на рис. 3, проектной точкой является минимальное значение расхода газа.

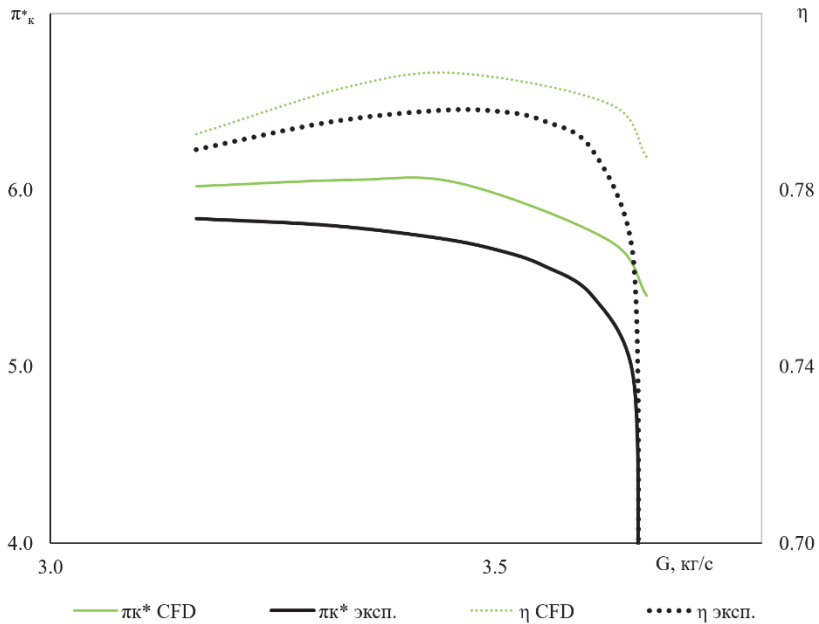


Рис. 3. Результаты расчета и экспериментальные данные

### Выводы

Построены цифровые и сеточные модели, а также подготовлены граничные условия расчетной области и проведено численное моделирование сверхзвукового рабочего колеса центробежного компрессора.

В проектной точке погрешность численного моделирования от эксперимента составляет по степени повышения давления – 3,26%, по КПД – 0,43%.

## **Литература**

1. Eisenlohr G., Dalbert, P., Krain H., Pröll H., Richter F.-A., Rohne K.-H., Analysis of the Transonic Flow at the Inlet of a High Pressure Ratio Centrifugal Impeller, ASME, 98-GT-024, 1998 г..
2. Eisenlohr, G., Krain, H., Richter, F.-A., and Tiede, V., Investigations of the Flow Through a High Pressure Ratio Centrifugal Impeller, ASME (2002), GT-2002-30394, 2002 г.

## **МЕТОДИКА РАСЧЁТА НАЧАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕЧЕНИЯ В МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ ТУРБОМАШИНАХ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ TURBOR&D**

**Р.А. Загитов, О.В. Маракуева, С.Д. Сальников, Н.В. Шуваев**  
*ООО «ИЦ ЧИССЛ», Санкт-Петербург, n.shuvaev@rescent.ru*

При численном моделировании течений в турбомашинах выбору начальных условий обычно уделяется крайне мало внимания и инициализация выполняется средствами CFD-решателя. С учетом того, что, как правило, используются CFD-решатели общего назначения, начальное распределение параметров в основном канале турбомшины 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 турбомашина представляет собой последовательность венцов статоров и роторов. Решение задачи инициализации течения 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 расчеты.

Течение внутри венца рассматривается как потенциальное течение несжимаемой жидкости, что позволяет обеспечить выравнивание линий тока в соответствии с геометрическими границами расчётной области, включая поверхность лопатки. Если течение внутри венца является потенциальным, то у скорости течения газа имеется некоторый потенциал, что с учетом условия несжимаемости приводит к необходимости решения обыкновенного уравнения Лапласа относительно потенциала скорости.

Граничными условиями на поверхностях лопаток и обводов проточной части являются условия непротекания, что эквивалентно равенству нулю производной от потенциала по нормали к границе.

На входном и выходном сечениях задаются произвольные значения потенциала (например, 0 на входе и 1 на выходе). Таким образом, мы получаем одно из решений класса задач физически подобных друг другу потенциальных обтеканий лопатки газом. Для получения решения изначально поставленной задачи необходимо частное решение смасштабировать по скорости течения и определить остальные параметры потока в узлах расчётной сетки, что выполняется при помощи газодинамических функций.

Однако при описанной выше постановке скорости потока на входе и выходе из венца всегда перпендикулярны межвечным интерфейсам, а также точки натекания и схода потока с лопатки (критические точки) существенно смещаются относительно их физического положения. В связи с этим предложена модификация метода с наложением внешнего поля — ещё одного потенциала скорости, соответствующего равномерному потоку под произвольным углом к границе. Комбинация двух внешних полей (для входа и выхода соответственно) с некоторым коэффициентом перехода позволяет обеспечивать одновременно необходимые углы натекания потока на лопатку, правильное положение критических точек и условий непротекания на твердых границах лопатки.

Методика была протестирована на многоступенчатом компрессоре с использованием расчетных комплексов TRD.Solver (Noisette), ANSYS CFX, Numeca FINE / Turbo. Показано влияние начального распределения на устойчивость и сходимость расчетов.

Хорошее начальное приближение приводит к снижению времени счета, что в комбинации с повышенной устойчивостью является крайне желательным при проведении множества расчетов в рамках процедуры параметрической оптимизации.

# **ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС TURBOR&D.MESHER ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОГО ПОСТРОЕНИЯ РАСЧЁТНЫХ СЕТОК В МЕЖЛОПАТОЧНЫХ КАНАЛАХ 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 достраивается с использованием реализованных в TurboR&D.Mesher полигональных представлений.

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].

Сетки в межлопаточном канале и притрактовых полостях соединяются «узел в узел» с гладким сопряжением пограничных слоёв.

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 процесса оптимизации конструкции турбомашин или качественных показателей получаемой 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. Papadimitrakakis // 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.

## **ВЛИЯНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ В ПРИВТУЛОЧНЫХ ПОЛОСТЯХ ДВУХСТУПЕНЧТОЙ ТУРБИНЫ НА ЕЁ ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ**

**В.М. Зубанов, Г.М. Попов, С.А. Мельников, Е.С. Горячкин**  
*Самарский университет им. Королева, Самара, zubanov.vt@ssau.ru*

Одним из ключевых узлов газотурбинного двигателя (ГТД) является турбина, которая работает в наиболее сложных условиях (высокая температура, большие центробежные нагрузки). Разработка турбины всегда была ключевой инженерной задачей при создании конкурентных ГТД. Это узел, в котором теснее всего завязаны проблемы прочности, газовой динамики, материаловедения, технологии и т.п. Надежность и ресурс лопаток турбин во многом определяют надежность и ресурс ГТД в целом, а стоимость замены охлаждаемых лопаток турбины может составлять до 50% общей стоимости ремонта всего двигателя [1, 2].

При проектировании турбины особое внимание уделяют определению теплового состояния её узлов. Неправильное определение теплового состояния узлов турбины при проектном, или, хуже, при доводочных, расчётах может привести к изменению радиальных зазоров над рабочими лопатками, лабиринтных уплотнений. В худшем случае при повышении температуры дисков может наступить их разрушение, которое является критичным для двигателя в целом. В связи с этим определение теплового состояния турбины и её деталей является актуальной задачей.

В работе [3] показано, что учёт степени втекания газа в термомеханическом расчёте позволил спрогнозировать превышение максимальной допустимой температуры в дефлекторе и диске турбины среднего давления. Анализ работ других исследователей показал, что ранее исследования проводились только для одной междисковой полости, при этом эти полости достоверно имели продувку охлаждающего воздуха.

В данной работе был выполнен расчёт степени втеканий газа в привтулочных полостях двухступенчатой турбины газогенератора ГТД. Исследуемая турбина имеет три привтулочных полости. Моделирование рабочего процесса проводилось для всей тур-



бины с учетом всех полостей и лопаток в единой расчётной модели, рассмотрены результаты в стационарной и нестационарной постановках. Расчётная CFD-модель исследуемой турбины с полостями показана на рис. 1.

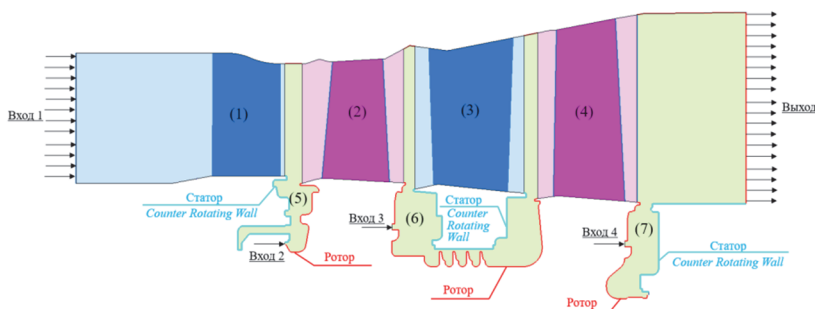


Рис. 1. Расчетная CFD-модель исследуемой турбины с полостями

Первой отличительной особенностью рассмотренной задачи является рассмотрение двухступенчатой турбины, включающей домены всех лопаток турбины и привтулочных полостей. Количество лопаток и угол сектора полостей была выбрана так, чтобы обеспечить отношение площадей контактирующих поверхностей в интерфейсах приблизительно равным  $F2/F1 \approx 1$ . Второй отличительной особенностью задачи является наличие полости № 2 за РК1, в которой есть явное втекание горячего газа, его перемешивание с охлаждающим воздухом, проход через лабиринтное уплотнение под СА2 и выпуск в газодинамический тракт за СА2. Для полости № 2 обязательно необходим корректный учёт степени втекания горячего газа.

Сеточные объёмные модели привтулочных полостей были созданы в программе ANSYS ICEM CFD, сеточные объёмные модели межлопаточных каналов сопловых и рабочих лопаток – в программе Numeca AutoGrid5. В обеих программах была создана структурированная гексагональная сетка со сгущением элементов вблизи поверхностей стенок для корректного моделирования пограничного слоя. Были выполнены газодинамические расчёты в стационарной и нестационарной постановках в ANSYS CFX. Результаты стационарного расчёта были использованы как начальное решение для инициализации нестационарного расчёта. Число Куранта при нестационарном расчёте было менее 10. В рассмат-

риваемом случае это соответствовало 24 шагам по времени для поворота на один межлопаточный канал РК2 (наибольшее количество лопаток).

Для выхода рабочих процессов в привтулочных полостях при нестационарном моделировании на установившийся режим потребовалось не менее 9 оборотов турбины. Установлено, что в рассмотренном случае погрешность определения степени втекания горячего газа между стационарной и нестационарной постановками составила 40-66%. Наибольшая погрешность 66% была для полости №2 с явным втеканием горячего газа (рис. 2).



Рис. 2. Расчетная CFD-модель исследуемой турбины с полостями

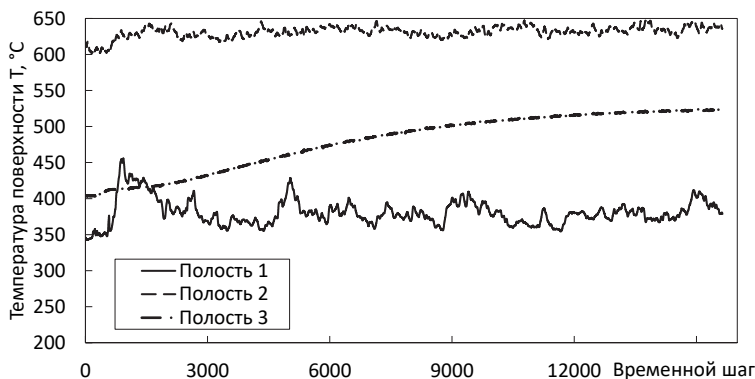


Рис. 3. Изменение температуры поверхностей полостей в зависимости от шага нестационарного расчёта

На рис. 3 показано изменение температуры поверхностей в зависимости от шага нестационарного расчёта для характерных поверхностей полостей. Для большинства поверхностей температура при нестационарном расчёте возросла относительно значений при стационарном расчёте. Количество оборотов для выхода

теплового состояния полостей турбины на установившийся режим потребовалось:

- полость № 1 – более 5 оборотов;
- полость № 2 – более 3 оборотов;
- полость № 3 – более 8 оборотов.

Наличие явного втекания горячего газа в полости № 2, скорее всего, обусловило потребность в меньшем количестве оборотов (временных шагов) для выхода теплового состояния полости на установившийся режим.

Для полости № 3 потребовалось наибольшее количество оборотов (временных шагов) для выхода теплового состояния этой полости на установившийся режим. Разница в тепловом состоянии некоторых поверхностей между стационарной и нестационарной постановками моделирования достигла 120°C. Первая причина заключается в наличии небольшой продувки охлаждающего воздуха через эту полость. Также возможна вторая причина, которая заключается в особенности рассмотренной задачи: одновременный учёт всех полостей и лопаточных венцов двухступенчатой турбины. Рабочий процесс (и тепловое состояние) в третьей полости начали выходить на установившийся режим только после того, как установился процесс в предыдущей второй полости.

Учёт нестационарных процессов в полостях турбины выявил, что температура поверхностей полостей и среды стали выше, а отличие параметра степени втекания горячего газа между стационарной и нестационарной постановками составило 40-66%. Таким образом, подтверждена необходимость определения теплового состояния полостей турбины только в нестационарной постановке.

Результаты расчётов газодинамических моделей привтулочных полостей турбины были переданы с целью уточнения температуры среды и эффективности концентраций газа на поверхностях привтулочных полостей для выполнения теплогидравлического и термомеханического расчётов ГТД.

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2023-0008, «Фундаментальные проблемы динамики и виброакустики в гидравлических и газовых системах машин и энергетических установок»).

## Литература

1. Петухов А.Н. Критические зоны рабочих лопаток турбин авиационных ГТД и рекомендации по обеспечению их эксплуатационной надежности и ресурса / А.Н. Петухов, Ф.Д. Киселев // Авиационная промышленность. – 2018. – № 2. – С. 58-62. – EDN YUBJYL
2. Петухов А.Н. Диагностика эксплуатационных разрушений турбинных лопаток авиационных двигателей / А.Н. Петухов, Ф.Д. Киселев // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. – 2019. – Т. 85. – № 3. – С. 41-51..
3. Беденко К.А., Тисарев А.Ю. Настройка системы наддува привтулочных уплотнений турбины // Всероссийский научно-технический форум по двигателям и энергетическим установкам имени Н.Д. Кузнецова: Материалы докладов. – Самара: СНИУ, 2022. – С. 23-24.

## **РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КЛОКИНГ-ЭФФЕКТА НА ЭНЕРГЕТИЧЕСКУЮ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ТРЁХСТУПЕНЧАТОЙ ТУРБИНЫ**

**В.М. Зубанов, Г.М. Попов, С.А. Мельников, А.И. Щербань**  
*Самарский университет им. Королева, Самара, zubanov.vt@ssau.ru*

Проектирование и расчетный анализ рабочего процесса турбомашин часто выполняется в предположении стационарного течения рабочего тела, не зависящего от времени. В действительности, пульсации параметров потока в осевой турбине по причине ротор-статорного взаимодействия («clocking», клокинг-эффект) могут достигать 5-20% от значений параметров усредненных (уравновешенных) по времени [1].

В настоящее время осевые неохлаждаемые турбины имеют достаточно высокую энергетическую эффективность, а дальнейшее повышение их эффективности требует подробного изучения таких явлений, как распространение кромочного следа и его взаимодействия с последующими лопатками, ламинарно-турбулентный переход и др. При проектировании возможно использование различных способов повышения параметров турбины, в том числе изменение окружного положения лопаток турбины друг относительно друга. Однако, для принятия решения требуется информация из рекомендаций или полученная расчётным способом.

В настоящее время для оценки параметров турбомашин получило распространение использование методов вычислительной газовой динамики (CFD). С увеличением производительности вычислительных мощностей и методов расчёта моделирование рабочего процесса турбомашин становилось детальным – от прогнозирования рабочего процесса в одном лопаточном венце до нестационарного моделирования многоступенчатых лопаточных машин.

Прежде всего, направление исследования влияния клокинг-эффекта исследователями выполнялось для осевых многоступенчатых компрессоров [2, 3]. Затем в открытой печати появились исследования клокинг-эффекта на примере турбины [4] и исследование нестационарного ротор-статорного взаимодействия в тур-

бинной ступени. Однако, по причине большой трудоёмкости исследования клоккинга статоров и роторов, требующего, как правило, нестационарного моделирования, в научно-технической литературе опубликовано не очень много работ. По данным технической литературы за счёт клоккинг-эффекта возможно увеличить КПД турбины до 1%. В связи с этим, исследование клоккинг-эффекта в турбомашинах остается актуальной задачей.

Целью данной работы является повышение энергетической эффективности турбины за счёт определения клоккинг-положения лопаточных венцов турбины с наибольшим значением эффективности турбины. Объектом исследования является рабочий процесс многоступенчатой осевой турбины, предмет исследования - осевая неохлаждаемая трёхступенчатая турбина (рис. 1). Количество лопаток CA1/PK1/CA2/PK2/CA3/PK3/Стойка составляет соответственно 30/90/60/90/60/90/30.

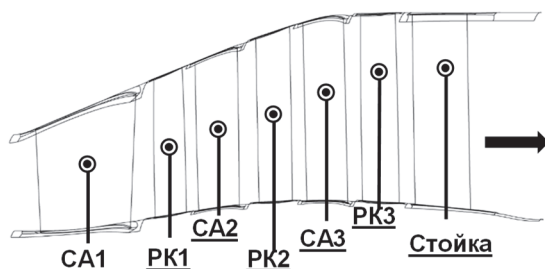


Рис. 1. Исследуемая осевая трёхступенчатая турбина

С одной стороны, некоторое время назад для исследования течений рабочего тела с учетом нестационарных процессов был предложен метод нелинейного гармонического анализа (NLH - метод). Он позволяет существенно сократить время расчёта. При данном методе окружная неравномерность на выходе из предыдущего лопаточного венца преобразуется в ряды Фурье и представляется в виде бегущих волн. Каждая волна в свою очередь раскладывается на гармоники. Количество гармоник, принятое для разложения, влияет на точность получаемых результатов. Чем их больше, тем ближе данные расчёта к реальной картине течения. Такой способ расчёта реализован в программном обеспечении *Numeca FineTurbo*. Для дальнейших исследований был выбран метод Clocking Harmonic Method, позволяющий выполнять

реконструкцию потока и параметров турбины по пространству, то есть исследовать разные положения лопаточных венцов относительно друг друга.

С другой стороны, наиболее точным определением параметров турбомашин является нестационарное моделирование рабочего процесса в полноокружной постановке (360 градусов). Однако данный подход очень трудоёмкий. Подход с использованием секторной модели и специальных алгоритмов является менее трудоёмким, но зачастую предъявляет дополнительное требование к равенству секторных моделей. В исследуемой турбине возможно использование секторной модели  $12^\circ$ , поэтому использовалось прямое нестационарное моделирование *Transient*, реализованное в программе *ANSYS CFX*.

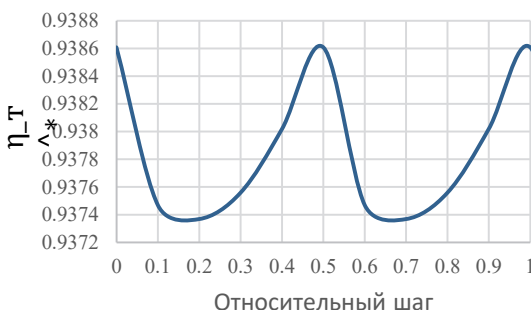


Рис. 2. Влияние углового положения лопатки спрямляющего аппарата на эффективность турбины

Сравнение результатов, полученных с помощью прямого нестационарного моделирования *Transient* в *ANSYS CFX* и с помощью *NLH* – метод в *Numeca* показало, что *Numeca* в сравнении с *ANSYS CFX* прогнозирует завышенные значения КПД и имеет расширенный диапазон колебаний значений. В связи с меньшей трудоёмкостью *NLH* – метода в *Numeca* была выполнена оптимизация клокнинг-положения лопаток турбины с использованием данного метода и программы оптимизации *IOSO*. Анализ вариантов оптимизации выявил, что наибольшее влияние на эффективность турбины оказывало положение лопаток спрямляющего аппарата СпрА и третьего соплового аппарата СА3 (рис. 2). Для оптимизированного варианта смещение относительного углового положения СА3 составило 0,06, а СпрА – 0,22.

Оптимизированный вариант турбины был проверен с помощью прямого нестационарного моделирования *Transient* в *ANSYS CFX* (рис. 3). Оптимизированный вариант турбины имел прогнозируемое увеличение энергетической эффективности турбины более чем на 0,0010 по Numesa (оптимистичный прогноз) и больший КПД на 0,0007 с помощью прямого нестационарного моделирования *Transient* в *ANSYS CFX* (пессимистичный прогноз).

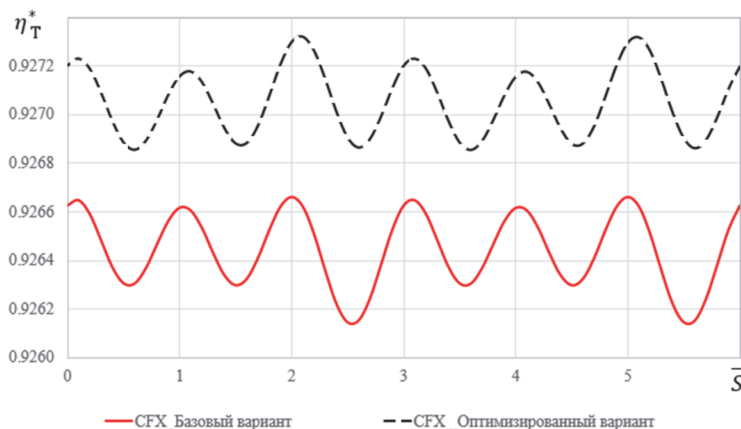


Рис. 3. Сопоставление эффективности исходной и модернизированной турбин в ANSYS CFX

Таким образом, была повышена энергетическая эффективность трёхступенчатой турбины более чем на 0,0007 за счёт оптимизации клокинг-положения лопаточных венцов.

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2023-0008, «Фундаментальные проблемы динамики и виброакустики в гидравлических и газовых системах машин и энергетических установок»).

## Литература

1. Breugelmans, F. Recent research in the VKI turbomachinery and propulsion department [Текст] / F. Breugelmans // Сборник тезисов Второй международной научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века». – Москва. – 2005. Т. 1.- С. 16-25



2. Hsu S.T. and Wo A.M. Reduction of Unsteady Blade Loading by Beneficial Use of Vortical and Potential Disturbances in an Axial Compressor with Rotor Clocking. Proceedings of ASME TURBO EXPO 1997, 97-GT-86, 1997.
3. Милешин В.И., Дружинин Я.М. Численное исследование клонкинг-эффекта роторов и статоров в двухступенчатом высоконагруженном компрессоре // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2018. №54.
4. В. М. Лапотко, Ю. П. Кухтин, А. В. Лапотко Полный анализ clocking-эффектов в 1. 5 ступени газовой турбины с использованием метода отслеживания струй течений газа // Вісник двигунобудування. 2011. №2.

## **ПРОБЛЕМА РАСЧЕТА ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ СРЕДСТВАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКИ**

**Д.И. Крупнов, М.Г. Черкасова**

*АО «Силовые машины», Санкт-Петербург, [cherkasova\\_mg@powerm-m.ru](mailto:cherkasova_mg@powerm-m.ru)*

Первая ступень турбины газотурбинной установки средней и большой мощности работает в условиях высоких температур, достигающих 1500°C и более. Для обеспечения работоспособности лопаток первой ступени применяется развитая система охлаждения, в частности, пленочно-конвективная. Так как экспериментальные исследования пленочно-конвективного охлаждения для каждой отдельной лопатки турбины являются дорогостоящими и имеют ограничения, которые не всегда дают возможность определить все необходимые параметры обтекания и теплового состояния лопатки, то использование вычислительных средств моделирования течения газов является целесообразным.

На предприятиях, при проектировании лопаток с конвективно-пленочным охлаждением, как правило, используется саморазработанное ПО, основанное на эмпирических данных экспериментальной базы, наработанной более 50 лет назад. Данное ПО отлично подходит для расчета конвективной системы охлаждения, но не учитывает весь спектр направлений и скоростей охлаждающего воздуха, при его выпуске на наружную поверхность профиля.

Данное обстоятельство становится критичным при исследовании теплового состояния лопаток с отверстиями на профиле направленными друг на друга (рис. 1). Отсутствие учета направления движения охлаждающего воздуха на наружной поверхности лопатки приводит к равномерному распределению теплового состояния лопатки по ее высоте, в то время как встречные потоки воздуха могут образовывать захлажденные области (рис. 2) и формировать вихревые жгуты, распространяющиеся вдоль всего профиля лопатки.

Локальные минимумы и максимумы температуры на поверхности лопатки могут оказывать значительное влияние на ее

прочность, поэтому должны быть учтены при проектировании системы охлаждения.

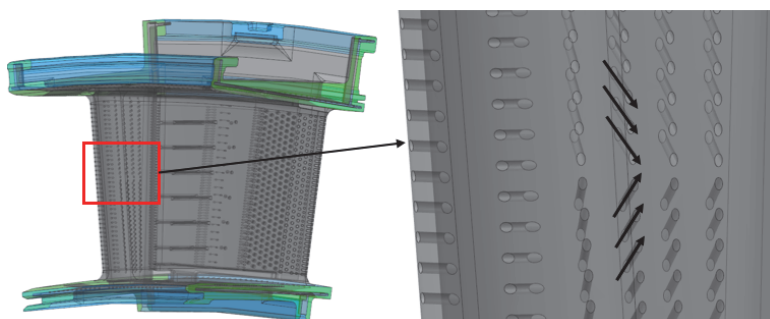


Рис. 1. Встречное направление отверстий в системе охлаждения первой сопловой лопатки турбины

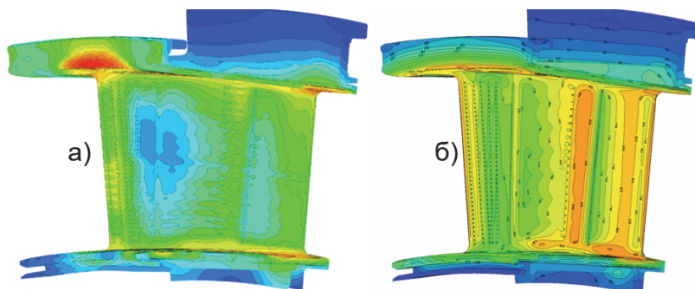


Рис. 2. Сравнение теплового состояния лопаток полученного с учетом направления движения охлаждающего воздуха вдоль профиля лопатки (а) и без (б)

Для определения параметров расчетной модели по оценке теплового состояния лопатки турбины в программе ANSYS CFX был проведен ряд расчетов. Одна часть расчетов была выполнена для реальной геометрии лопатки, другая часть – для плоской пластины. Расчеты для плоской пластины позволили за короткое время проанализировать влияние большого количества параметров. Для оценки результатов расчетов проводилось сравнение с экспериментальными данными. Данные для лопатки получены в ходе тепло-гидравлических «горячих» испытаний, данные для плоской пластины заимствованы из исследований [1, 2].

При проведении расчетов варьировались такие параметры как: число элементов сеточной модели (грубая, средняя, подроб-

ная), модели турбулентности (k-O SST, k-E, SAS), качество разрешения пограничного слоя (ПС), фактор роста ячеек, углы выпуска воздуха по отношению к наружной поверхности (30°, 60°, 90°), интенсивность выдува (0,33; 1,33; 2).

На рис. 3 и 4 представлены результаты сравнения расчетных и экспериментальных данных. Сравнение проходило по распределению коэффициента охлаждения  $\theta$  вдоль профиля лопатки на среднем диаметре и вдоль пластины. Коэффициент  $\theta$  вычислялся как разница между температурой газа и температурой металла лопатки отнесенная к разнице между температурой газа и температурой охлаждающего воздуха.

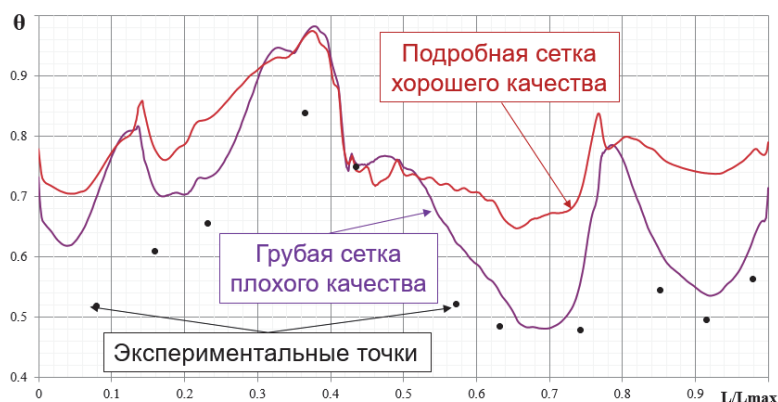


Рис. 3. Распределение коэффициента эффективности охлаждения вдоль профиля лопатки

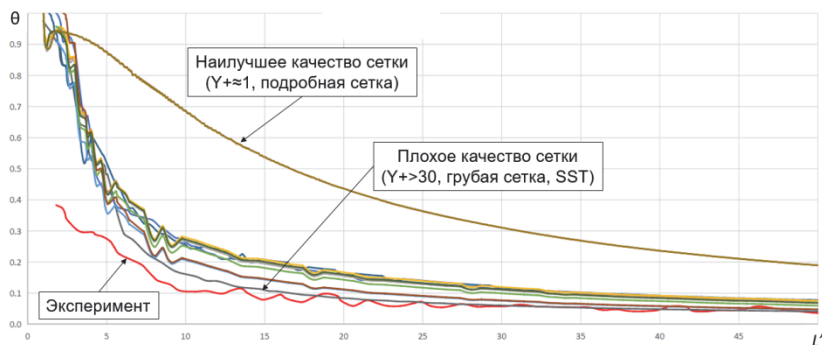


Рис. 4. Распределение коэффициента эффективности охлаждения вдоль пластины при различных сеточных параметрах

При расчете лопатки были рассмотрены две сеточные модели – грубая, сделанная в короткие сроки, с некачественно разрешенным ПС, при этом в некоторых местах на поверхности лопатки ПС отсутствовал вовсе; подробная с большим количеством элементов, качественным пограничным слоем  $Y+$  меньше 1.

При исследовании плоской пластины выполнено больше 10 расчетов с различными параметрами сетки от самой грубой ( $Y+$  больше 30, минимальная ячейка 5, максимальная 20, k-O SST, 5 слоев ПС) до самой подробной ( $Y+$  меньше 2, минимальная ячейка 0,5, максимальная 5, k-O SST, 20 слоев ПС).

Из сравнения наглядно видно, что чем лучше разрешение сеточной модели, тем больше результаты расчета отклоняются от экспериментальных данных. Это справедливо как для исследования лопатки, так и для плоской пластины. Для плоской пластины два крайних по качеству варианта очертили область куда легли все промежуточные кривые. При этом в месте самого выпуска воздуха на поверхность пластины,  $\theta$  на всех исследованных вариантах имеет крайне высокие значения не соответствующие экспериментальным данным.

Таким образом, оценка пленочно-конвективного охлаждения лопаток турбины расчетными методами прямого моделирования остается нерешенной задачей. Необходимо дальнейшая работа по подбору сеточных параметров и параметров решателя или уточнение физики процессов, заложенных в программных комплексах.

## Литература

1. C.H.N. Yuen, and Martinez-Botas., Film Cooling Characteristics of a Single Round Hole at Various Streamwise Angles in a Crossflow: Part I Effectiveness, International Journal of Heat and Mass Transfer, Volume 46 (2003) 221-235.
2. C.H.N. Yuen, and Martinez-Botas, Film Cooling Characteristics of Rows of Round Holes at Various Streamwise Angles in a Crossflow: Part I. Effectiveness, International Journal of Heat and Mass Transfer, Volume 48 (2005) 4995-5016.

# **РАСЧЁТ ВХОДНОЙ КАМЕРЫ СОВМЕСТНО С РАБОЧИМ КОЛЕСОМ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА ДЛЯ ЗАКАЧКИ ПОПУТНОГО НЕФТЯНОГО ГАЗА В ПЛАСТ С УЧЁТОМ НЕСТАЦИОНАРНОСТИ МЕТОДОМ НЕЛИНЕЙНЫХ ГАРМОНИК NLN**

**А.Г. Лахман, А.Н. Любимов, И.В. Чеглаков**

*ООО НПФ «ЭНТЕХМАШ», г. Санкт-Петербург,*

*liubimov@entechmach.com*

Основная деятельность Фирмы – модернизация проточных частей стационарных компрессоров в существующих корпусах и поставка сменных проточных частей [1].

Разработка новых проточных частей центробежных компрессоров играет важную роль в снижении их потребляемой мощности. Повышение эффективности работы компрессора в абсолютном выражении приводит к значительному сокращению потребления электричества или топливного газа.

Объектом исследования в работе является радиальная входная камера со следующим за ней рабочим колесом. Расчеты пространственного течения газа выполнялись в стационарной и нестационарной постановке в программном комплексе Numesa Fine/Open. Использованы неструктурированные «низкорейнольдсовы» расчётные сетки с  $y^+=1$ . Используется подобранная в ходе верификаций модель турбулентности Спалларта-Алмараса [2, 3].

В работе приведен расчет оригинальной и улучшенной входной камеры центробежного компрессора попутного нефтяного газа для закачки его в пласт с интерфейсом «статор-ротор» без осреднения потока перед РК, которое идентично в обоих вариантах. Выполнен расчёт РК с поворотным участком перед ним отдельно от входной камеры для возможности сравнения результатов и выявления влияния камеры на РК. Показано, что за оригинальной входной камерой неравномерность по углу потока составляет  $19,5^\circ$ , а неравномерность по скорости 21 м/с; при работе с ней политропный КПД РК относительно изолированного расчёта уменьшается на 3,1% абс, а отношение давлений уменьшается на 1,8% абс.

Показано, что за улучшенной входной камерой неравномерность по углу потока составляет  $8,0^\circ$ , а неравномерность по скорости 6 м/с; при работе с ней политропный КПД РК относительно изолированного расчёта уменьшается на 0,3% абс, а отношение давлений уменьшается на 0,2% абс. Неравномерность потока за входной камерой значительно влияет на работу РК. Оптимально спроектированная камера мало влияет на параметры РК.

Основным критерием при проектировании входных камер является низкий коэффициент потерь в ней. Однако помимо коэффициента потерь входной камеры неравномерность потока также является определяющим фактором, влияющим на эффективность последующих элементов ступени.

## Литература

1. Любимов А.Н., Евдокимов В.Е., Семаков А.В., Репринцев А.И. Об использовании экспериментального и расчетных методов при проектировании проточных частей центробежных компрессоров // Компрессорная техника и пневматика - 2014. - № 6. - с. 12-20.
2. 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.
3. Неверов В.В., Любимов А.Н., Чеглаков И.В. Вычислительная газодинамика как инструмент повышения качества, надежности и скорости проектирования проточных частей турбокомпрессоров // Компрессоры и компрессорное оборудование : труды международного симпозиума им. К.П. Селезнева, Санкт-Петербург, 30 мая – 01 2018 года / Министерство науки и высшего образования Российской Федерации; Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого. – Санкт-Петербург: ПОЛИТЕХ-ПРЕСС, 2018. – С. 42-49.

## **ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ГРУПП СТУПЕНЕЙ ОДНОВАЛЬНОГО ОСЕЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИАГРАММЫ КОРДЬЕ**

Р.В. Лободин, **А.И. Мариняк**, А.Ю. Пеганов

АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург,

*lobodin\_rv@klimov.ru, marinyak.ai@klimov.ru, peganov@klimov.ru*

При проектировании проточной части одновального осецентрированного компрессора, состоящего из групп ступеней — осевая/центробежная или центробежная/центробежная — возникает проблема оптимального распределения работы между этими группами с точки зрения обеспечения максимальной эффективности компрессора, а также соблюдения габаритных ограничений, накладываемых типом объекта, для которого проектируется данный компрессор (в данной статье рассматривается авиационное применение). В технической литературе этот вопрос практически никак не освещен, но от правильного выбора распределения работы во многом зависит как конструктивный облик самого компрессора и двигателя в целом, так и их удельные характеристики.

На начальном этапе проектирования известными являются два параметра для компрессора:

- приведенный расход;
- степень повышения полного давления.

Кроме того, указывается значение адиабатического КПД компрессора, которое задаётся в расчете теплового цикла двигателя и которое необходимо обеспечить (или уточнить) в процессе детального проектирования проточной части компрессора. Также считается, что полные параметры потока (давление и температура) на входе в компрессор, которые соответствуют стандартным значениям. Рассматривается упрощенный случай — поток на входе без предварительной закрутки и равномерное распределение осевой скорости по высоте лопатки первого рабочего колеса, а также не учитывается влияние загромождения пристеночным слоем, который формируется предстоящим входным патрубком. Отсчет углов потока принят от фронта решетки.



## Определение частоты вращения ротора

Первым шагом при выборе проточной части компрессора является определение частоты вращения ротора. Это можно выполнить исходя из заданного значения приведенного расхода, задания относительного диаметра втулки или периферийного диаметра по первому рабочему колесу. Также необходимо задать в первом приближении значение осевой скорости на входе.

На рисунке 1 приведена графическая зависимость, выведенная из уравнения расхода и связывающая осевую скорость с так называемой «единичной» площадью сечения, соответствующей расходу 1 кг/с.

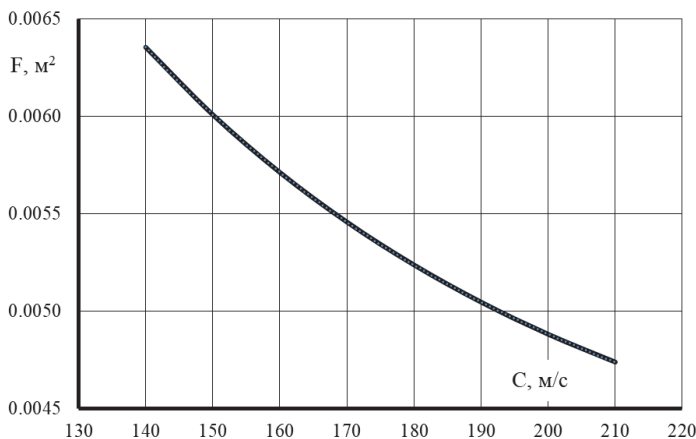


Рис. 1. Зависимость «единичной» площади рабочего колеса первой ступени от осевой скорости на входе

Фактическая площадь сечения получается умножением полученного значения единичной площади на величину приведенного расхода, здесь же можно учесть и фактор загромождения пристеночным слоем. Далее через стандартные соотношения между геометрическими параметрами — диаметрами втулки и периферии — и площадью вычисляются все указанные характеристики входного сечения.

Вторым шагом при известном диаметре периферии входного сечения с использованием треугольников скоростей определяется окружная скорость в указанном сечении. При этом используется оптимальный угол потока в относительном движении, который

соответствует максимуму функции производительности  $f(M_{1п}, \beta_{1опт})$ , порядок определения которой подробно рассмотрен в [1]. Важно, что этот угол слабо меняется от числа Маха в относительном движении на периферии по входу, а сама зависимость приведена на рисунке 2.

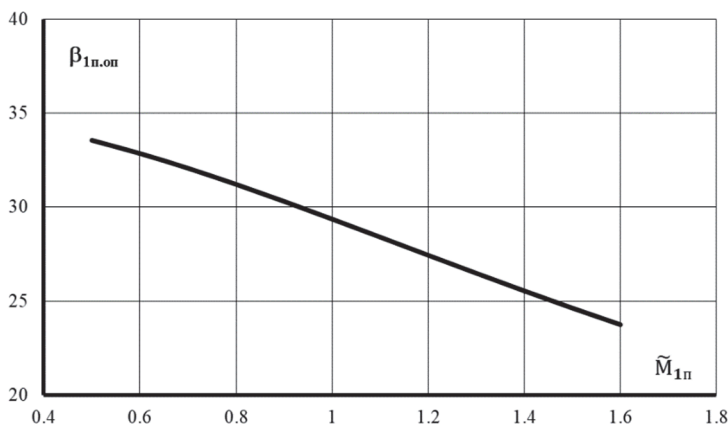


Рис. 2. Зависимость оптимального угла потока на входе в рабочее колесо от числа Маха в относительном движении

## Определение параметров групп ступеней

После определения частоты вращения ротора можно переходить к определению параметров группы ступеней осецентрибежного компрессора и оценке распределения работы между группами ступеней.

Для разбиения работы между группами ступеней задается значение степени повышения полного давления по группе осевых ступеней и, зная суммарную степень повышения давления, вычисляется аналогичный параметр для центробежной ступени.

При полученной степени повышения давления группы осевых ступеней и по статистике или аналога принятом значении адиабатического КПД группы вычисляется полная температура по выходу из группы осевых ступеней. По полученной полной температуре и степени повышения полного давления группы осевых ступеней вычисляется приведенный расход по входу в центробежную ступень и приведенная частота вращения центробежной ступени,

которая используется (как и приведенный расход) для оценки удельной скорости.

## Оценка адиабатического КПД центробежной ступени

Оценка достижимого уровня адиабатического КПД центробежной ступени основана на использовании диаграммы Кордые, в которой устанавливается связь между удельной скоростью, удельным диаметром и адиабатическим КПД центробежной ступени.

Графическое представление данной зависимости было предложено Балье [2] и приведено на рисунке 3.

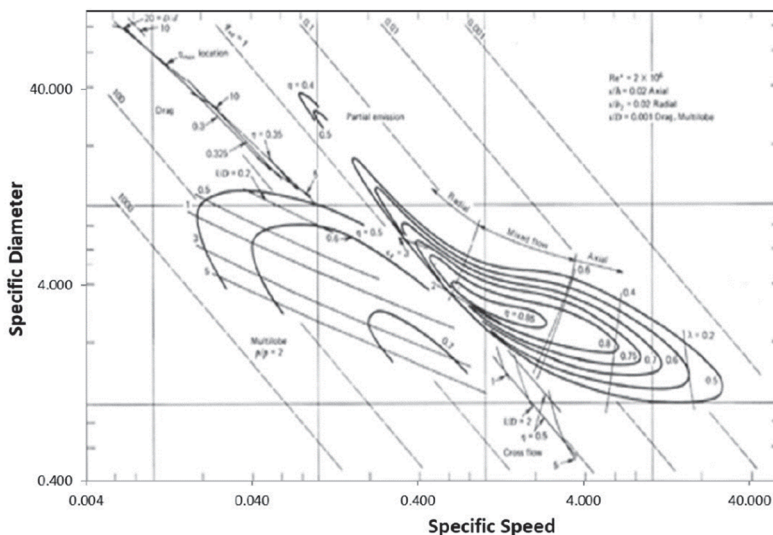


Рис. 3. Диаграмма Кордые с уровнями адиабатического КПД [2]

Как показывает более детальный анализ полученных с помощью диаграммы Кордые значений адиабатического КПД центробежной ступени относительно реальных значений, расчетные значения КПД на 1...2% выше экспериментальных значений и поэтому рекомендуется это учитывать при оценке суммарного КПД компрессора.

Полученная величина сравнивается с первоначальной оценкой и если есть расхождение, то уточняются значения степени повышения полного давления и адиабатического КПД осевой группы и расчет повторяется заново. Кроме того, затраченная работа на

сжатие оценивается по стандартному соотношению через теплорепад.

## **Выводы**

По итогу работы был разработан подход к распределению работы между группами ступеней одновального осецентрибежного или центробежного компрессора. Рассчитаны основные параметры необходимые для согласования групп ступеней, а именно: частота вращения и габаритные размеры компрессора.

## **Литература**

1. X. Li, Y. Zhao, Z. Liu, H. Chen. A new methodology for preliminary design of centrifugal impellers with prewhirl. Proc IMechE Part A: J Power and Energy, 2019.
2. O.E. Baljé. A Study on Design Criteria and Matching of Turbomachines: Part B—Compressor and Pump Performance and Matching of Turbocomponents. Journal of Engineering for Power, 84(1), 103, 1962.

# СРАВНИТЕЛЬНЫЙ РАСЧЕТНЫЙ АНАЛИЗ РАСПРОСТРАНЕНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ ВЕНТИЛЯТОРНОЙ СТУПЕНИ ЧЕРЕЗ ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

**В.Е. Макаров<sup>1</sup>, В.В. Дегтярев<sup>2</sup>, А.А. Синер<sup>3</sup>, В.А. Шорстов<sup>4</sup>**

<sup>1</sup>ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва [vmakarov@ciam.ru](mailto:vmakarov@ciam.ru)

<sup>2</sup>АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь [degtyarev-vv@avid.ru](mailto:degtyarev-vv@avid.ru)

<sup>3</sup>АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь [siner@avid.ru](mailto:siner@avid.ru)

<sup>4</sup>ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва [vashorstov@ciam.ru](mailto:vashorstov@ciam.ru)

С использованием программного комплекса [1], созданного на основе численного метода [2–4], решалась задача о распространении акустических возмущений, создаваемых вентиляторной ступенью современного ТРДД на режиме «Взлет», в каналах входных устройств (ВЗУ) различного назначения, имитирующих работу двигателя в условиях испытательного стенда и в полете.

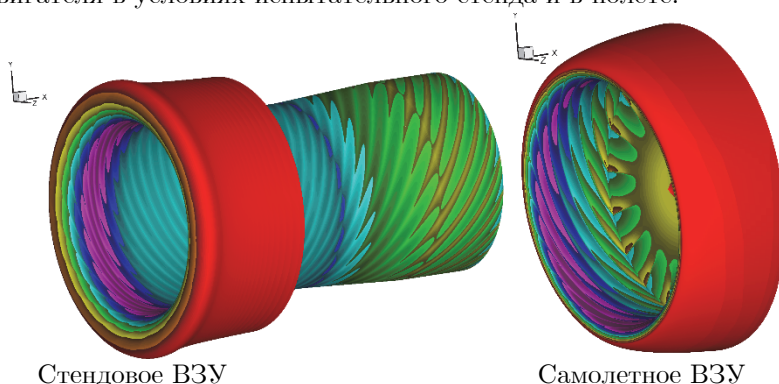


Рис. 1. Мгновенные картины статического давления на стенках входных устройств

На рисунке 2 представлены поля суммарного по частотам уровня шума в дальнем поле в зависимости от двух углов, определяющих точку сферы, удаленной на 50 м от входа в двигатель ( $\theta$  – угол между вектором, противоположным оси двигателя и вектором из центра сферы в ее точку, а  $\phi$  – угол вокруг оси двигателя).

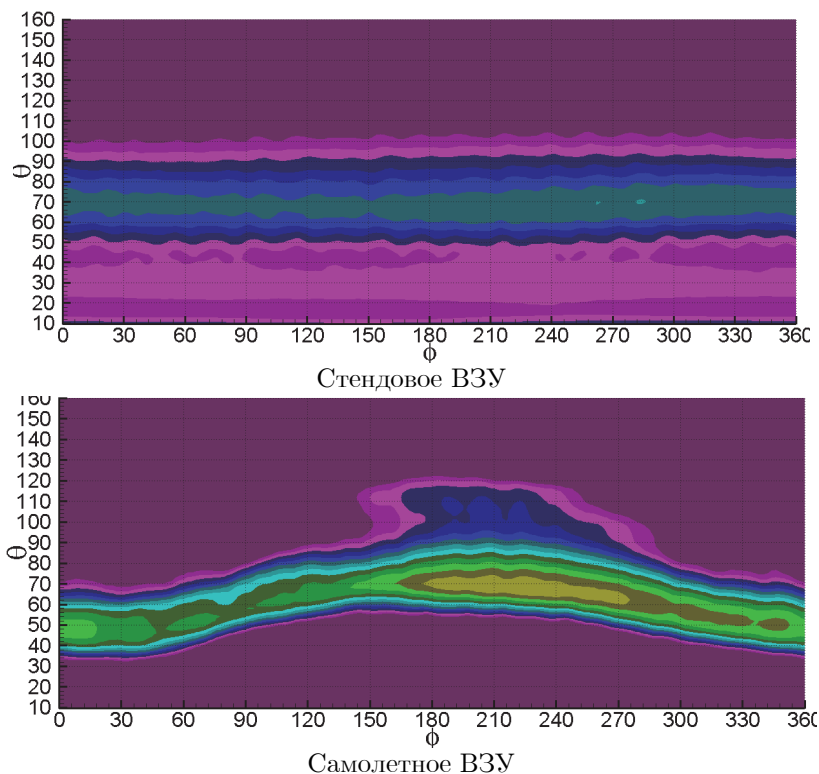


Рис. 2. Мгновенные картины статического давления на стенках входных устройств

Отметим, что при излучении из самолетного воздухозаборника уровень шума оказывается на 4-5Дб выше, чем при излучении из длинного стендового входного устройства.

На рисунке 3 представлены осредненные по углу  $\phi$  составляющие шума в дальнем поле. Как можно видеть, для рассмотренного РК присутствуют возмущения только на основной и удвоенной частотах следования, а для стендового воздухозаборника происходит небольшое «размазывание» при взаимодействии с его собственным шумом, проявившемся на более низких частотах.

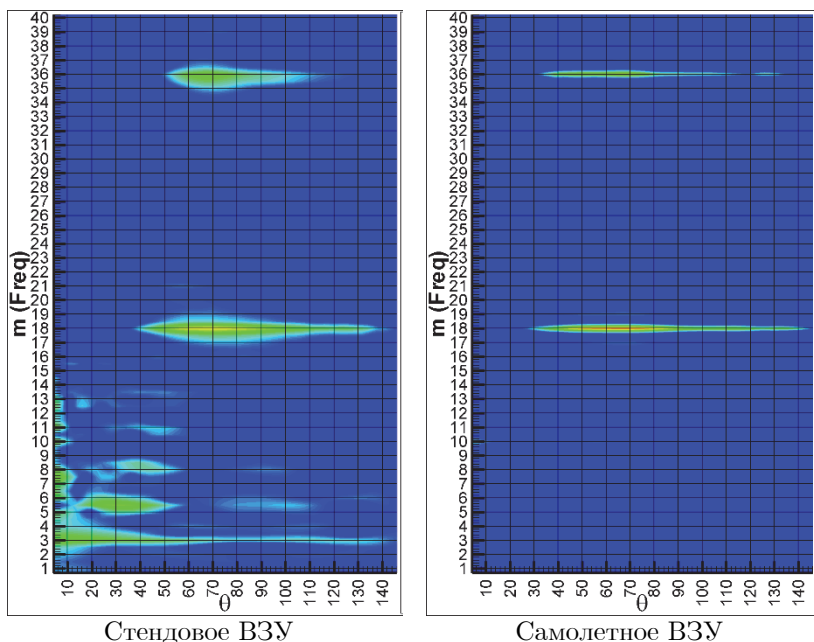


Рис. 3. Составляющие шума в дальнем поле в зависимости от угла  $\theta$  и частоты, отнесенной к частоте вращения ротора

## Литература

1. Шорстов В.А. Программный комплекс «Трекер вихрей и волн» («ВиВ Трекер», Свидетельство о государственной регистрации №2022660389, регистрация 15.06.2022.
2. Шорстов В.А. Разработка метода расчета шума элементов авиационных силовых установок с использованием зонного RANS-IDDES подхода. Диссертация, 2021.
3. Шорстов В.А., Макаров В.Е. Расчет аэродинамических и акустических характеристик профиля NACA0012 с использованием зонного RANS-IDDES подход. Матем. моделирование, 2018, т. 30, № 5, с. 19-36.
4. Шорстов В.А., Макаров В.Е. Развитие зонного RANS-IDDES подхода к моделированию обтекания тел с целью снижения требований к вычислительным ресурсам при решении задач аэроакустики. Ученые записки ЦАГИ, 2019, т. L, №6, с. 41-52.

# МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В РАДИАЛЬНО-ОСЕВОЙ ТУРБИНЕ

А.А. Мартынов

АО СКБ «Турбина», г. Челябинск, a.martynov@skb-turbina.ru

В настоящей работе рассматривается математическое моделирование течения в радиально-осевой газовой турбине турбокомпрессора ТКР201 для наддува двигателя внутреннего сгорания. Математическое моделирование выполнено с использованием специализированного программного обеспечения NUMECA (рис. 1) путём решения осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса.

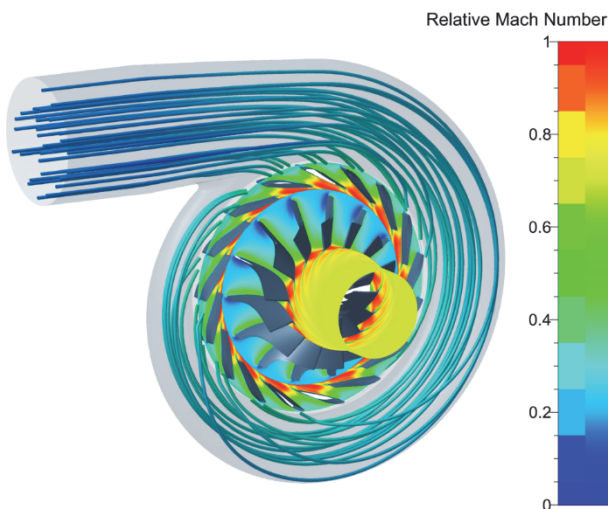


Рис. 1. Структура течения в радиально-осевой турбине

Проведено исследование сеточной сходимости результатов моделирования для газоподводящего корпуса (улитки) – по параметрам коэффициента восстановления полного давления в улитке и угла потока на выходе из неё, а также для лопаточных венцов – по параметрам пропускной способности и КПД. Установлено, что достаточным по условию сеточной сходимости количеством для улитки являются 3 млн. элементов, для лопаточных венцов 2,4 млн элементов.



Для численных исследований выбраны модели турбулентности Spalart-Allmaras,  $k$ - $\epsilon$  и SST с расширенной функцией стенки (Extended Wall Function) [1]. Результаты численного моделирования сопоставлены с данными натурного эксперимента, из которых следует, что наименьшее отклонение достигается при использовании модели турбулентности SST (Extended Wall Function).

Проведено исследование влияния выбора высоты пристеночной ячейки  $h_1$  на величину безразмерного параметра  $y^+$ . Определена высота  $h_1 = 5 \cdot 10^{-6}$  м, при которой  $y^+$  принимает рекомендуемое для моделей турбулентности с расширенной функцией стенки значение  $y^+ < 5$  (рис. 2).

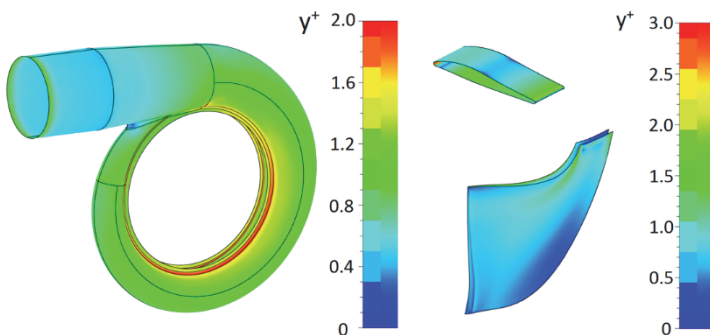


Рис. 2. Параметр  $y^+$  в улитке и лопаточных венцах

Результаты численного моделирования течения в радиально-осевой турбине в стационарной постановке сопоставлены с результатами моделирования, выполненными в нестационарной постановке с использованием метода нелинейного гармонического анализа (NLH) [1].

## Литература

1. FINE™/Open with OpenLabs™ 8.1 Theory Guide. – NUMECA International, 2019.

## ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ПОДХОДОВ К РАСЧЕТУ ТОНАЛЬНОГО ШУМА ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН

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, подпорные ступени компрессора низкого давления, турбина низкого давления. В простейшем случае задачу расчета тонального шума можно свести к расчету взаимодействия рабочего колеса и спрямляющего аппарата (вентилятор). Однако, такие лопаточные машины, как подпорные ступени или турбина низкого давления, обычно содержат несколько ступеней. Даже в случае вентилятора при расчете шума иногда надо учитывать взаимодействие рабочего колеса с силовыми стойками.

Наиболее простой подход к расчету тонального шума турбомашины — это прямой нестационарный расчет во всех межлопаточных каналах каждого венца, однако, он является очень затратным по вычислительным ресурсам, в случае если число венцов заметно больше двух.

Одним из возможных подходов к ускорению расчета является переход от расчета эволюции поля течения во времени к стационарному расчету для конечного набора полей гармоник. Гармонические методы доказали свою эффективность в применении к расчетам тонального шума вентиляторов, где они позволяют сократить расчетную область до одного межлопаточного канала на каждый венец. Также в ряде работ [1, 2], было показано, что гармонические методы позволяют провести приближенный расчет тонального шума многоступенчатой турбомашины с приемлемой точностью и вычислительными затратами. При этом расчет в частотной области, как для одноступенчатых, так и для многоступенчатых турбомашин, может проводиться как в линейной, так и в нелинейной постановке [2].

Другой возможный подход состоит в использовании граничных условий, обеспечивающих обобщенную периодичность решения [3]. Расчет проводится во временной области, однако расчет-

ная область ограничена одним или несколькими (в случае многоступенчатой турбомшины) межлопаточными каналами. На границах этих межлопаточных каналов ставятся специальные граничные условия, определяемые имеющимися предположениями о спектре (модальном составе в случае многоступенчатой турбомшины) излучения.

Данные подходы реализованы в рамках численного метода [1, 2, 4], разработанного в ЦИАМ. Метод базируется на решении линейных или нелинейных уравнений Эйлера для возмущений поверх вязкого стационарного среднего поля течения в системе отсчета вращающихся венцов. Взаимодействие между венцами турбомшины обеспечивается с помощью специальных интерфейсов. Эти интерфейсы передают нестационарные акустические (а также вихревые и энтропийные) возмущения и неоднородности среднего поля течения через границу между расчетными областями для различных венцов, тем самым обеспечивая непрерывность полных параметров течения при переходе через границу.

В рамках численного метода дискретизация по пространству построена на основе метода конечных объемов, с использованием обобщенной на метод конечных объемов DRP схемы (Dispersion Relation Preserving Scheme) [5]. При проведении расчета можно выбирать порядок схемы. Для дискретизации уравнений по времени используется шестишаговая схема Рунге-Кутты типа HALE-RK (High-accuracy large-step explicit Runge-Kutta) четвертого порядка [6].

В рамках работы с использованием численного метода, разработанного в ЦИАМ, был проведено сопоставление результатов расчетов с использованием различных подходов на примере модельных задач. Сделаны выводы об относительной эффективности подход при решении различных классов задач.

## Литература

1. Osipov A.A., Rossikhin A.A. – Calculation method for unsteady aerodynamic blade row interaction in a multistage turbomachine, TsAGI Science Journal, Vol. 45(3–4), pp. 255–271, 2014.
2. Rossikhin A.A. – Frequency-Domain Method For Multistage Turbomachine Tone Noise Calculation, International Journal of Aeroacoustics, vol. 16, num. 6, pp. 491 – 506, 2017.

3. He, L. – Method of simulating unsteady turbomachinery flows with multiple perturbations, *AIAA Journal*, Vol.30, No. 11, pp. 2730-2735, 1992.
4. Nyukhtikov, M.A., Rossikhin, A.A., Sgadlev, V.V., Brailko, I.A. Numerical Method for Turbo-Machinery Tonal Noise Generation and Radiation Simulation Using CAA Approach, GT2008-51182, ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, GT2008, Berlin, Germany, June 9-13, 2008.
5. C.K.W. Tam, J.C. Webb. Dispersion-relation-preserving finite difference schemes for computational acoustics. *J. Comput. Phys.*, v.107, 1993, pp.262–281.
6. Allampalli V., Hixon R., Nallasamy M., Sawyer S.D. – High-accuracy large-step explicit Runge–Kutta (HALE-RK) schemes for computational aeroacoustics, *Journal of Computational Physics*, vol. 228, pp. 3837–3850, 2009.

## РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА МОДЕЛЬНОГО ВЕНТИЛЯТОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГАРМОНИЧЕСКИХ МЕТОДОВ

В.И. Милешин, Я.М. Дружинин, **А.А. Россихин**

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

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

В рамках работы с использованием численного метода, разработанного в ЦИАМ [2], был проведен расчет мощности излучения и построены диаграммы направленности излучения шума из воздухозаборника и сопла вентиляторной ступени для второй, третьей и четвертой гармоник частоты следования лопаток (первая гармоника не излучается в рамках использованной модели).

Метод расчёта базируется на решении линейных или нелинейных уравнений Эйлера для возмущений поверх вязкого стационарного среднего поля течения в системе отсчета вращающихся венцов. В рамках численного метода дискретизация по пространству построена на основе метода конечных объемов, с использованием обобщенной на метод конечных объемов DRP схемы (Dispersion Relation Preserving Scheme) [3]. При проведении расчета можно выбирать порядок схемы. Для дискретизации уравнений по времени используется шестишаговая схема Рунге-Кутты типа HALE-RK (High-accuracy large-step explicit Runge-Kutta) четвертого порядка [4]. Для расчета акустических характеристик в дальнем поле используется метод, основанный на уравнении Фокс Вильямса – Хоукингса.

Проведение нестационарного расчета допускается как во временной, так и в частотной области. В первом случае производится непосредственное решение дискретизированных уравнений в течение заданного числа шагов по времени. Во втором случае решение ищется в виде конечного набора полей гармоник некото-

рой базовой частоты, достаточного для описания эволюции течения во времени. При этом нестационарная задача сводится к стационарной задаче для набора коэффициентов Фурье. Для целого ряда задач, и прежде всего для расчета шума вентиляторов с однородными статорами, метод расчета в частотной области обеспечивает более быструю сходимость решения. В рамках представленной работы использовался именно этот метод расчета.

В работе представлено сравнение результатов акустического расчета (диаграмм направленности в дальнем поле для указанных тонов) с имеющимися экспериментальными данными. Показано удовлетворительное соответствие между результатами расчета и эксперимента для обоих режимов.

Приведено сравнение результатов расчета с аналогичными результатами для вентилятора со сверхзвуковой окружной скоростью вращения рабочих лопаток на режимах «набор высоты» и «взлет». Исследуются наблюдаемые отличия в диаграммах направленности.

## **Литература**

1. 1986. Huff D.L. Noise Reduction Technologies for Turbofan Engines, NASA/TM-2007-214495, 2007
2. Nyukhtikov, M.A., Rossikhin, A.A., Sgadlev, V.V., Brailko, I.A. Numerical Method for Turbo-Machinery Tonal Noise Generation and Radiation Simulation Using CAA Approach, GT2008-51182, ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, GT2008, Berlin, Germany, June 9-13, 2008
3. C.K.W. Tam, J.C. Webb. Dispersion-relation-preserving finite difference schemes for computational acoustics. J. Comput. Phys., v.107, 1993, pp.262–281.
4. Allampalli V., Hixon R., Nallasamy M., Sawyer S.D. – High-accuracy large-step explicit Runge–Kutta (HALE-RK) schemes for computational aeroacoustics, Journal of Computational Physics, vol. 228, pp. 3837–3850, 2009

## **РАЗРАБОТКА ПОДХОДОВ К СКВОЗНОМУ ПРОЕКТИРОВАНИЮ ОХЛАЖДАЕМЫХ ТУРБИН ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ ЦИФРОВЫХ ДВОЙНИКОВ**

**Г.М. Попов, Е.С. Горячкин, А.И. Щербань, О.В. Батурин**

*Самарский университет им. Королева, Самара, popov@ssau.ru*

Охлаждаемая турбина является одним из основных узлов газотурбинного двигателя, который во много определяет эффективность, надежность, а также стоимость изготовления и обслуживания двигателя. Проектирование охлаждаемой турбины является сложной научно-технической задачей, которая определяет 80% общей стоимости ее жизненного цикла, поэтому актуальной задачей является совершенствование методов проектирования охлаждаемых турбин для повышения эффективности, снижения сроков и технических рисков проектирования.

В работе показан разработанный метода сквозного проектирования охлаждаемых турбины, включающий следующие компоненты. Это цифровой двойник разработки (ЦД-Р) уровня 1D проектирования, цифровой двойник уровня 2D/3D проектирования и цифровой двойник разработки уровня комплексного компьютерного моделирования, программа управления процессом проектирования, включающая базы данных и матрицу требований, а также интеллектуальный помощник выбора основных параметров проектируемой турбины. Под сквозным методом проектирования понимается, что он охватывает этапы от начального формирования требований к турбине до глубокой проработки с использованием многодисциплинарного сопряженного трехмерного численного моделирования.

Цифровые двойники различных уровней проектирования содержат набор компьютерных моделей различного уровня (1D, 2D, 3D, многодисциплинарные модели). Они позволяют выполнять проектный и проектировочный расчет по различным дисциплинам. Проектирование турбины выполняется поэтапно. Детальность и точность моделирования увеличивается по мере перехода

на цифровые двойники более высокого уровня, а область поиска сужается.

На уровне 1D проектирования выполняется согласование проточных частей турбины и компрессора, определяются основные геометрические параметры лопаточных венцов и проточной части, величины и распределение охлаждающих воздушных потоков, формируется эскиз диска и аппарата спутной закрутки, рассчитываются газодинамические параметры и характеристики турбины, запасы прочности лопаток и дисков, а также массо-габаритные параметры турбины.

На уровне 2D/3D проектирования выполняется детальная проработка отдельных систем турбины с использованием достоверных трехмерных численных моделей различных физических процессов. В ходе этой доводки формируется и оптимизируется трехмерная геометрия деталей и сборочных единиц проектируемой турбины.

Цифровой двойник уровня комплексного междисциплинарного моделирования включает в себя сквозную междисциплинарную численную модель турбины, учитывающую все каналы системы охлаждения. Эта модель позволит наиболее полно определить соответствие проектируемой турбины целевым параметрам.

Обмен данными между компьютерными моделями выполняется с использованием специальных макросов и базы данных, в которой для каждого варианта конструкции хранятся входные, выходные, а также передаваемые данные.

В процессе проектирования выполнение целевых параметров и ресурсных ограничений контролируется с использованием матрицы требований. Она формируется на основе базы данных и содержит всю историю проектирования турбины. Матрица требований дополняется и уточняется по мере проектирования.

Для выбора параметров турбины в процессе начального проектирования применяется интеллектуальный помощник, который включает в себя набор статистических зависимостей, полученных на основе обработки геометрических, газодинамических и других достоверно известных авторам параметров охлаждаемых турбин.

На текущем этапе работы разработан и апробирован цифровой двойник разработки охлаждаемых турбин уровня 1D проектирования. Апробация выполнена на примере начального проек-



тирования турбины высокого давления (ТВД) перспективного газогенератора (ПГГ), для которой имелись параметры, полученные с использованием трехмерных газодинамических, теплогидравлических и прочностных расчетов. Целевые параметры для начального проектирования определены по результатам этих расчетов.

Сопоставление параметров спроектированной с использованием цифрового двойника ступени турбины (рассчитанных одномерными моделями) с результатами трехмерных расчетов ТВД ПГГ показало:

- отличие на номинальном режиме пропускной способности на  $\delta A=0,26\%$  и по КПД  $\Delta \eta^*=0,0048$  ( $\delta \eta^*=0,55\%$ );
- удовлетворительное совпадение результатов по напряжениям в диске с точностью до 11%.

Погрешность величиной 11% по напряжениям в диске связана с тем, что конструкция диска ТВД ПГГ является несимметричной и детально проработанной. Эскиз диска спроектированной турбины, полученной с использованием цифрового двойника, является симметричным и имеет упрощенную конструкцию.

## Литература

1. Иноземцев А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2008. – Т.2. – 368 с.
2. ГОСТ Р 57700.37–2021. Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий.. Москва, Российский институт стандартизации, 2021. 10 с.
3. Проект «Цифровой двойник морского газотурбинного двигателя» центра компетенций НТИ СПбПУ «Новые производственные технологии». – URL:  
[https://nticenter.spbstu.ru/nti\\_projects/71](https://nticenter.spbstu.ru/nti_projects/71) (Дата обращения: 31.05.2024).

# **ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОКРУЖНОЙ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ НА ДИСБАЛАНС РАБОЧЕГО КОЛЕСА ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ**

**Е.Д. Третьякович**

*АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь, kt1995@mail.ru*

Проведено исследование влияния окружной газодинамической неравномерности поля от затеняющих конструктивных элементов в виде стоек и лопаток ВНА, а также перепуска воздуха на дисбаланс на рабочего колеса 1 ступени осевого КВД. Объект исследования находится в составе двухвального одноконтурного двигателя для ГТУ.

Выполнено расчётное моделирование течения в осевом компрессоре, которое включает в себя подготовку расчётной модели КНД в стационарной постановке, расчёт полного КВД в стационарной постановке и нестационарный расчёт 1 ст. КВД с учётом течения перепускаемого воздуха за КНД.

В результате анализа изменения модуля аэродинамической силы, действующей на первую лопатку РК 1 ступени выявлено, что газовая сила изменяется в зависимости от комбинации газовых следов стоек разделительного корпуса и лопаток ВНА (см. рис. 1). Рассмотрено три состояния течения: при закрытых ЗПВ (отключенном перепуске), при открытых ЗПВ 1 группы, при открытых ЗПВ 2 группы.

При анализе поля течения наблюдается асимметричность газовых следов от ВНА и стоек относительно оси вращения ротора. В результате газодинамические силы, действующие на РК не полностью компенсируются и результирующая не равна нулю (см. рис. 2). Таким образом по причине неоднородности поля давлений воздуха при прохождении лопаточных венцов аэродинамический дисбаланс всегда имеет место быть.

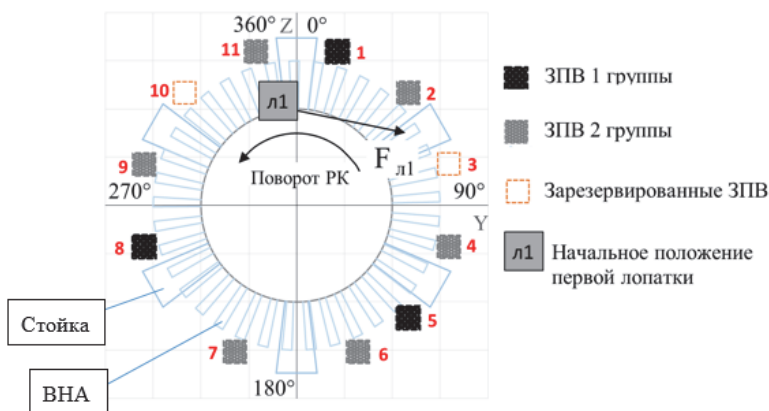


Рис. 1. Схема развертки РК 1 ступени. Вид сзади

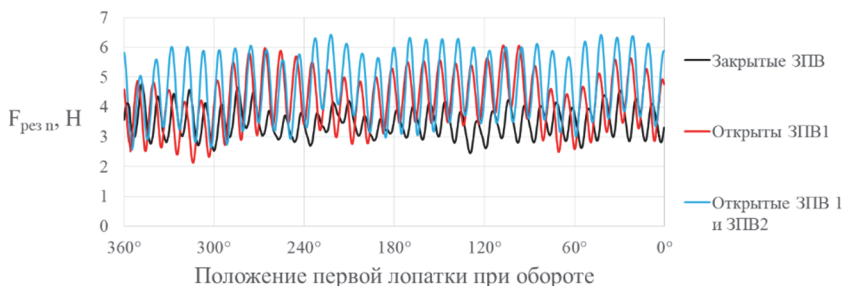


Рис. 2. Изменение результирующей центробежных аэродинамических сил, действующих на все лопатки РК 1 ст. КВД, за 1 полный оборот ротора КВД

Согласно полученным данным об изменении результирующей силы можно сделать вывод о том, что при неизменной нагрузке 1 ст. КВД неравномерность поля в результате включения перепуска практически не влияет на величину результирующей центробежных аэродинамических сил, действующих на РК 1 ст.

Выполнен анализ влияния неуравновешенной аэродинамической силы на величину дисбаланса РК 1 ст. КВД при перепуске воздуха за КНД. Исходя из малости значений силового аэродинамического дисбаланса РК 1 ст. КВД (2...4 г·мм при допустимой величине до 200 г·мм) относительно допустимых значений остаточного дисбаланса ротора КВД сделан вывод о пренебрежимо малом влиянии газодинамической неравномерности поля на общий дисбаланс РК 1 ступени КВД.

Для проверки чувствительности модели разработана расчётная модель 1 ст. КВД с изменением геометрии лопаток РК1. В лопаточный венец РК1 добавлены следующие изменения геометрии:

- утолщение пера лопатки РК 1 ст. на 0.5 мм,
- утонение пера лопатки РК 1 ст. на 0.2 мм,
- изменение угла установки лопатки РК 1 ст. в сторону раскрытия на 1 градус,
- изменение угла установки лопатки РК 1 ст. в сторону прикрытия на 1 градус.

Согласно результатам отличия, в геометрии лопаток РК 1 ступени приводит к увеличению силового дисбаланса примерно в 9 раз.

Таким образом, на величину дисбаланса РК 1 ступени КВД в наибольшей степени влияют геометрические отклонения лопаток относительно друг друга, которые вносят неуравновешенность аэродинамических сил, действующих на рабочее колесо в целом. При отсутствии геометрических отклонений лопаток влияние газодинамической неуравновешенности на дисбаланс РК пренебрежимо мало.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ КОЛЕСА ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Д.Е. Хазов, Н.А. Коробанова, Е.А. Балдина

ООО «Космические транспортные системы», Москва, d.khazov@s7.ru

Процесс обратного проектирования (реверс-инжиниринг) подразумевает получение максимально точной копии объекта прототипа. Помимо воспроизведения геометрии объекта необходимо также воспроизвести условия работы компонента, в частности, определить его тепловое состояние.

Рабочее колесо (РК) центробежного компрессора (ЦБК) относится к критически важным компонентам, так как в процессе эксплуатации подвергается воздействию высокой центробежной нагрузки и работает в условиях высоких перепадов давления. В связи с этим к данному компоненту применяются высокие требования к предсказанию надёжности и оценке термического и прочностного нагружения.

В работе рассмотрен процесс определения теплового состояния РК ЦБК газогенератора вспомогательной силовой установки (см. рис. 1).

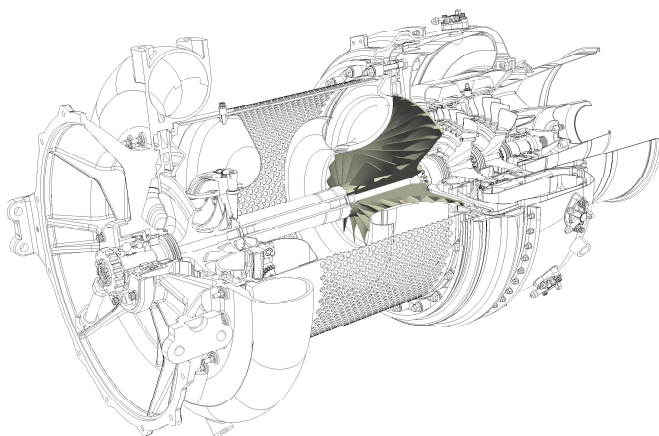


Рис. 1: Вспомогательная силовая установка и РК ЦБК газогенератора (закрашено)

Вспомогательная силовая установка (ВСУ) (рис. 1) — автономный вспомогательный газотурбинный двигатель, предназначенный

для работы на воздушном судне во время стоянки и в полёте в качестве источника питания систем самолёта. ВСУ генерирует электричество и сжатый воздух для запуска основных двигателей, обеспечивает работу систем кондиционирования воздуха в салоне, а также освещения и бортового оборудования. Компрессор газогенератора — ЦБК подающий сжатый воздух в камеру сгорания. В состав компрессора входит колесо, состоящее из 16 основных лопаток и 16 разделительных лопаток (splitter).

Поскольку РК ЦБК входит в состав установки, рассматривать его изолированно было бы некорректно. В связи с этим на начальном этапе была построена сопряжённая тепло-гидравлическая модель всего двигателя (Thermal Whole Engine Model). Это позволило определить тепловые граничные условия на границах сопряжения с другими деталями.

Для моделирования теплового состояния непосредственно РК ЦБК из полной модели ( $360^\circ$ ) вырезался сектор  $1/16$  (по числу лопаток) с углом  $22.5^\circ$ . Моделирование проводилось в сопряжённой постановке при помощи ANSYS Fluent.

В результате проведенных исследований показано, что тепловое состояние РК определяется течением в задней полости: между стенкой колеса и статорной стенкой. В зависимости от значения массового расхода в задней полости могут реализовываться различные виды течений [1]: центробежное, центростремительное, смешанное. По данным из открытых источников [2, 3, 4] значения массового расхода лежат в диапазоне 1–6% от расхода в проточной части компрессора. Поскольку в данной работе рассматривается процесс обратного проектирования, то значение расхода неизвестно. Из одномерной гидравлической модели вторичной системы ВСУ также проблематично получить реальную картину течения, так как она носит существенно трёхмерный характер. Для определения структуры течения, а также получения количественных характеристик течения была построена трёхмерная модель течения во вторичной системе ВСУ. В результате были выявлены основные параметры влияющие на тепловое состояние РК, а также скорректирована одномерная модель вторичной системы. И, как следствие, определено тепловое состояние, проведено сравнение результатов, полученных по трёхмерной и двумерной моделям.

## Литература

1. P. Childs, Rotating Flow. Elsevier Science, 2010.
2. S. Harmand, J. Pellé, S. Poncet, and I. V. Shevchuk, Review of

fluid flow and convective heat transfer within rotating disk cavities with impinging jet, *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 67, pp. 1–30, 2013.

3. Z. Sun, C. Tan, and D. Zhang, Flow Field Structures of the Impeller Backside Cavity and Its Influences on the Centrifugal Compressor, v. 7: *Turbomachinery, Parts A and B*. 06 2009, pp. 1349–1360
4. Z. Lin, Z. Zuo, J. Sun, X. Zhou, D. Zhang, and H. Chen, Flow characteristics of impeller backside cavity and its effects on the centrifugal compressor for compressed air energy storage, *Journal of Energy Storage*, vol. 49, p. 104024, 2022.





---

**ДОКЛАДЫ ПРАКТИЧЕСКОГО  
СЕМИНАРА ПО ВАЛИДАЦИИ И  
ВЕРИФИКАЦИИ  
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ КОДОВ  
(ВОРКШОП)**



## РАСЧЕТ ТЕПЛОВОГО ПОТОКА НА ПЛАСТИНЕ В ОБЛАСТИ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION

А.А. Аксенов, С.В. Жлуктов, М.А. Якунов

ООО «ТЕСИС», г. Москва, [info@flowvision.ru](mailto:info@flowvision.ru)

Представлены результаты расчета стационарного отрывного течения воздуха, возникающего на поверхности пластины с установленным на ней острым клином с углом  $15^\circ$  при числе Маха набегающего потока  $M = 5$ . Клин находится на некотором расстоянии от передней кромки пластины.

Ударная волна, индуцируемая клином, вызывает отрыв пограничного слоя от поверхности пластины. При этом формируются линии отрыва и присоединения потока. В окрестности линии первичного присоединения потока резко усиливается теплообмен.

Экспериментальные исследования по данной задаче проведены в ФАУ «ЦАГИ» в АДТ УТ-1М. Применяется метод люминесцентных преобразователей температуры [1] ЛПТ. Измеряется распределение температуры поверхности модели в заданные моменты времени после начала эксперимента и определяется тепловой поток в приповерхностном слое, коэффициент теплоотдачи и число Стантона  $St$ .

Расчёты проводятся в программном комплексе FlowVision [2]. Начальные и граничные условия соответствуют условиям эксперимента. Решаются полные уравнения Навье-Стокса с моделью турбулентности SST без применения пристеночных функций. Расчетный шаг по времени соответствует  $CFL \sim 20$ . Применяется расчетная сетка с подсеточным разрешением геометрии и локальной динамической адаптацией. Около пластины сетка измельчается до достижения значений  $y^+ < 1$ . Дополнительно адаптируется пограничный слой около поверхности клина, зона скачка, зона отрыва и зона присоединения потока. Исследование сходимости результатов по сетке показало, что необходимая точность решения задачи достигается при размерности сетки в 7,5 млн. ячеек.

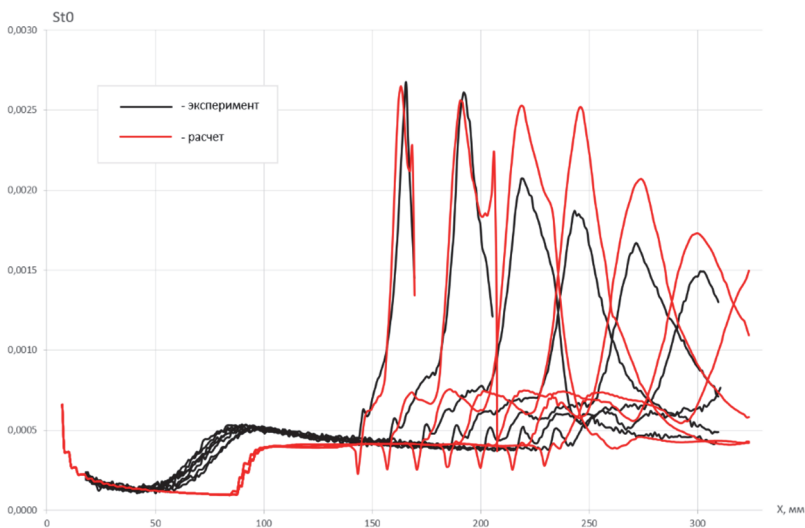


Рис. 1. Распределения числа Стантона в контрольных (вертикальных) сечениях

Полученная в расчётах картина течения качественно согласуется с экспериментом. В продольных контрольных сечениях, приближенных к клину, отличие количественно составляет не более 5%, увеличиваясь по мере удаления до 35%.

Результаты сравнения эксперимента и моделирования неоднозначны. Получить картину течения, полностью согласующуюся с экспериментом, не удалось. Основные отклонения рассчитанных величин от экспериментальных данных наблюдаются на удалении от клина. Возможной причиной отклонений может быть изотермическое граничное условие для уравнения энергии, установленное на клине и на пластине. На следующем этапе работы предполагается решить данную задачу в сопряженной постановке с учетом теплообмена между воздухом и пластиной. При этом сравнивать не тепловые потоки, а температуры, которые непосредственно определяются в эксперименте в разные моменты времени. Авторы полагают, что такой подход к изучению течения является более корректным с точки зрения физики.

## Литература

1. Мошаров В.Е., Радченко В.Н. Измерение полей тепловых потоков в трубах кратковременного действия с помощью люминесцентных преобразователей температуры // Ученые записки ЦАГИ, 2007. – Т. XXXVIII, № 1–2. – С. 94–101.
2. Аксёнов А.А. FlowVision: Индустриальная вычислительная гидродинамика // Компьютерные исследования и моделирование. – 2017. – Т. 9, № 1. – С. 5-20.

# МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА В ОБЛАСТИ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ ИЗ ПОД СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ НА ПЛОСКОЙ ОСТРОЙ ПЛАСТИНЕ С УСТАНОВЛЕННЫМ НА НЕЙ ВЕРТИКАЛЬНЫМ КЛИНОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАСЧЕТНОГО МОДУЛЯ ZFLARE

Д.А. Афанасьев<sup>1,2</sup>, С. Бахнэ<sup>2</sup>, В.В. Власенко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>МФТИ, Долгопрудный, *afanasev.da@phystech.edu*

<sup>2</sup>ФАУ «ЦАГИ», Жуковский, *bakhne@phystech.edu*,  
*vlasenko.vv@yandex.ru*

Представлены результаты валидации расчетного модуля zFlare [1] (ЦАГИ) при решении тестовой задачи теплообмена, предоставленной Оргкомитетом Конференции. Геометрия задачи показана на рис. 1-2. Рассмотрено три подхода к описанию течения:

- 1) моделирование на базе стационарных уравнений Рейнольдса (RANS) с использованием базовой модели SST [2] без учёта эффектов сжимаемости турбулентности;
- 2) для оценки возможного вклада эффектов сжимаемости турбулентности – стационарный RANS-расчет на базе модели SST с использованием поправки на сжимаемость из книги [3];
- 3) вихреразрешающий расчет с помощью подхода SST-IDDES [4].

В работе были использованы три структурированные сетки: предложенная авторами тестового случая (размер первой пристенной ячейки  $y^+ \sim 1$ ), более подробная (размер первой пристенной ячейки  $y^+ \sim 0.1$ ) и сетка, отвечающая требованиям вихреразрешающего расчета.

SST-RANS без поправок на сжимаемость считался на первых двух сетках, SST-RANS с поправкой [3] – только на второй сетке ( $y^+ \sim 0.1$ ), SST-IDDES – на третьей.

Использовался метод конечного объёма, обладающий номинально вторым порядком точности по пространству и по времени. Для реконструкции примитивных величин на грань

использовалась схема WENO5 [5] с монотонизацией МР [6], использовалось точное решение задачи Римана. Для аппроксимации диффузионных потоков применялась центрально-разностная схема. Интегрирование по времени осуществлялось с помощью неявного метода Эйлера с пересчетом.

В результате расчетов с использованием модели SST были получены следующие картины течений (см. рис.1,2).

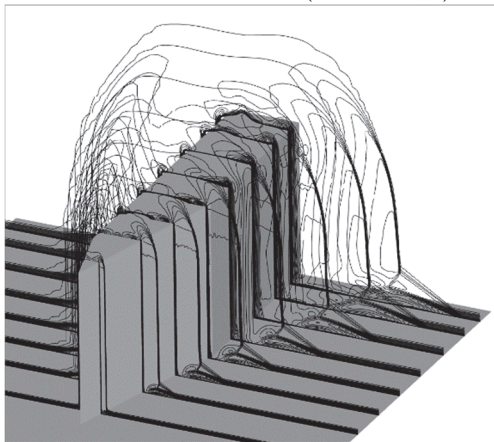


Рис. 1. Структура течения (изолинии числа Маха)

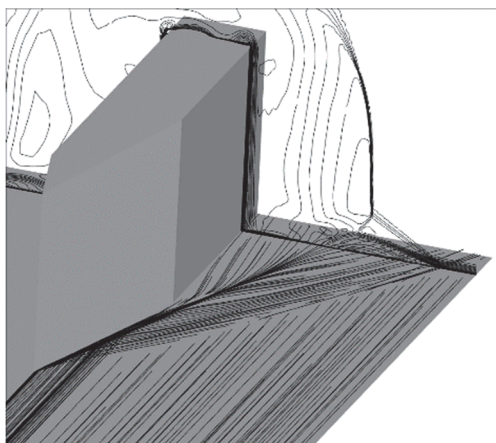


Рис. 2. Структура течения (линии тока)

Сравнение с экспериментом характерных линий, полученных после обработки результатов RANS-расчета по модели SST на первой сетке, приведено в таблице 1.

**Таблица 1**

	Эксперимент	Расчет SST (исходная сетка)
U – скачок уплотнения	$x/L_{\text{ref}}=1.414z/L_{\text{ref}}$ +1.35767	$x/L_{\text{ref}}=1.429z/L_{\text{ref}}$ +1.35346
S1 – линия отрыва	$x/L_{\text{ref}}=1.556z/L_{\text{ref}}$ +1.402267	$x/L_{\text{ref}}=1.529z/L_{\text{ref}}$ +1.3716
S2 – линия отрыва	$x/L_{\text{ref}}$ =1.9488z/L <sub>ref</sub> +1.530933	Не определено
R1 – линия присоединения	$x/L_{\text{ref}}$ =2.7957z/L <sub>ref</sub> +1.825533	$x/L_{\text{ref}}$ =2.7945z/L <sub>ref</sub> +1.861333

Также было проведено сравнение полей числа Стантона, полученных в ходе расчета, с экспериментальными данными и произведена оценка точности.

## Литература

1. Трошин А.И., Молев С.С., Власенко В.В., Михайлов С.В., Бахнэ С., Матяш С.В. Моделирование турбулентных течений на основе подхода IDDES с помощью программы zFlare, Выч. мех. сплош. сред, т.16(2), 2023, с. 203–218.
2. F. Menter, M. Kuntz, R.B. Langtry. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model Heat and Mass Transfer, v.4, 2003, pp.625–632.
3. D.C. Wilcox. Turbulence modeling for CFD. –La Canada, California DCW industries, 2006, pp.239–297.
4. Гарбарук А.В. Современные подходы к моделированию турбулентности, учеб. пособие. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2016, с. 139–173.



5. R. Zhang, M. Zhang, C. W. Shu. On the order of accuracy and numerical performance of two classes of finite volume WENO schemes. *Commun. Comput. Phys.*, v.9, 2011, pp.807–827.
6. A. Suresh, H. Huynh. Accurate Monotonicity-Preserving Schemes with Runge–Kutta Time Stepping. *J. Comput. Phys.*, v.136,1997, pp.83–99.

## **ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ ВАЛИДАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ «ОТРЫВНОЕ ТЕЧЕНИЕ ИЗ-ПОД СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ»**

**А.А. Бабулин, М.Э. Березко, В.И. Шевяков**

*Филиал ПАО «Яковлев» - Региональные самолёты, Москва,*

*aa\_babulin@sj.yakovlev.ru, m\_berezko@sj.yakovlev.ru,*

*v\_shevyakov@sj.yakovlev.ru*

Проведено численное моделирование валидационной задачи (<https://ceaa.imamod.ru/vandv.html>). Методом конечных объёмов интегрировалась система уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Фавру. Замыкание систем уравнений Навье-Стокса проводилось с помощью моделей турбулентности Spalart-Allmaras и k- $\omega$  SST. Получены результаты обтекания исследуемого тела потоком вязкого турбулентного теплопроводного газа. Проведён анализ чувствительности результатов численных расчётов к изменению входных параметров.

## **ТРУБА ЛЮДВИГА – ЛУЧШИЙ ИНСТРУМЕНТ ДЛЯ ВАЛИДАЦИИ АЭРОТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ГИПЕРЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ**

**В.Я. Боровой, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко**

*ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский М.О., vladimir.mosharov@tsagi.ru*

Существующие гиперзвуковые аэродинамические трубы (ГАДТ) не могут обеспечить моделирование необходимого диапазона условий полета летательных аппаратов (ЛА). Числа Рейнольдса в существующих ГАДТ, как правило, значительно меньше натурных. Для моделирования реальных свойств газа необходимо обеспечивать натурный скоростной напор и натурную температуру торможения (от 2000К при  $M=5$  и выше). А из-за неравновесного течения газа в сопле некоторые течения не могут быть смоделированы в АДТ ни при каких условиях.

Наряду со строительством новых уникальных ГАДТ всегда есть путь совершенствования расчетных методов проектирования ЛА. Первый путь требует создания новых материалов и новых измерительных технологий, а также огромных расходов на строительство и эксплуатацию таких установок. Для движения по второму пути, кроме наращивания вычислительных мощностей, необходимо накопление тестовых случаев для валидации расчетов.

Тестовый случай может отличаться от промышленного эксперимента не только простой геометрией, но и меньшим числом Рейнольдса, Маха и меньшей температурой торможения, можно также использовать одноатомный газ. Задача состоит в воспроизведении топологии течения и получения в эксперименте точных и полных данных. Под полными данными подразумевается получение полей физических величин (которые можно сравнивать с расчетом) в потоке вокруг обтекаемого тела или, лучше, на поверхности тела. Именно на поверхности тела рождаются силы и тепловые нагрузки, действующие на летательный аппарат.

Гиперзвуковая АДТ схемы Людвига является идеальным инструментом для накопления тестовых случаев. Краткое (не более 200мс), но достаточное для исследования отрывных течений, время существования потока определяет низкую стоимость пуска и

небольшой нагрев поверхности модели во время пуска. Импульсный запуск и стабильные параметры потока упрощают экспериментальные методики и повышают точность измерений.

Небольшой нагрев поверхности модели во время пуска расширяет выбор материалов для изготовления моделей, в том числе возможно использование прозрачных материалов, что важно для верификации внутренних течений. Также при нагреве поверхности модели до  $100^{\circ}\text{C}$  можно применять глобальные оптические методы: люминесцентные преобразователи давления (ЛПД) и температуры (ЛПТ), метод визуализации предельных линий тока. Кроме того теплофизику материала модели можно считать постоянной, что важно для измерения тепловых потоков.

Омический подогреватель, который обычно используется в трубах Людвига, позволяет вести исследования до числа Маха  $M=9-10$  (ограничение определяется, с одной стороны, конденсацией азота и кислорода, а с другой стороны, термической прочностью канала высокого давления). Использование гелия снимает ограничение по числу Маха. Конструкция АДТ (выхлоп в вакуумную емкость) позволяет повторно использовать гелий, что может уменьшить стоимость пусков с гелием. Несложно в трубе Людвига организовать охлаждение модели перед пуском и, таким образом, исследовать влияние температурного фактора.

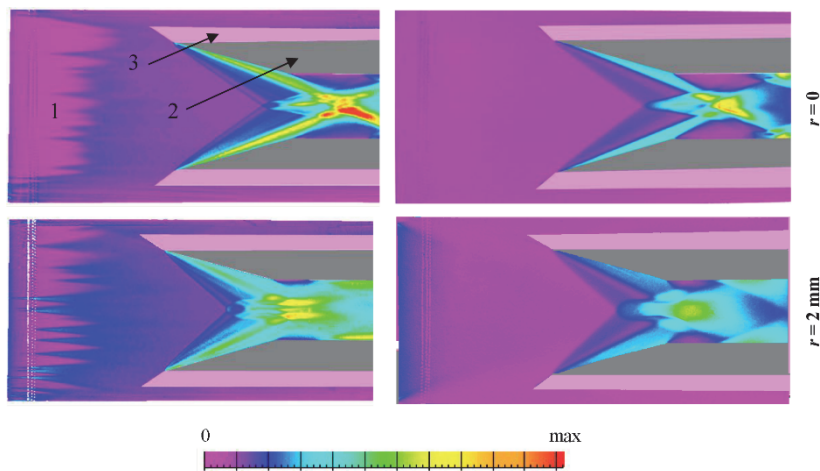
В ЦАГИ по схеме Людвига работает АДТ УТ-1М [1]. Продолжительность стационарного течения 40 мс. Инициализация пуска осуществляется путем разрыва двойной диафрагмы. При этом время запуска составляет не более 1 мс.

Сформирована тестовая задача для валидации расчета теплового потока в области отрывного течения, которое возникает на поверхности острой пластины с установленным на ней острым клином при числе Маха набегающего потока  $M = 5$ . Клин находится на некотором расстоянии от передней кромки пластины, что оказывается достаточным для турбулизации потока в условиях естественного перехода.

Течение описанного типа возникает в окрестности щеки плоского сверхзвукового воздухозаборника, а также в местах сопряжения консоли крыла или кия с фюзеляжем.

Развитием этой тестовой задачи будет теплообмен на затупленной пластине с установленным на ней клином, а также на

пластине с установленными двумя клиньями. Задачу можно еще усложнять затуплением клиньев и установкой сверху обечайки.



а) Число Стантона  $St$                       б) Коэффициент давления  $C_p$   
1-пластина, 2-клин, 3-тень клина

Рис. 1. Поля теплового потока (а) и поля статического давления (б) на плоской острой ( $r = 0$ ) и на затупленной ( $r = 2\text{ мм}$ ) пластинах с установленными на них двумя острыми клиньями при  $M=5$ ,  $Re_\infty=27 \times 10^6$

Для примера на рис. 1 представлены поля теплового потока (рис. 1а) и поля статического давления (рис. 1б) на плоской острой ( $r = 0$ ) и на затупленной (радиус затупления  $r = 2\text{ мм}$ ) пластинах с установленными на них двумя острыми клиньями [2]. Поля представлены в псевдоцвете, в соответствии с цветами радуги. Изображаемая величина возрастает от фиолетового к красному, как показано на шкале, представленной на рисунке. Шкалы теплового потока (числа Стантона) различаются ровно в два раза и, таким образом, видно, что затупление с радиусом  $r = 2\text{ мм}$  более, чем в 2 раза снижает максимумы теплового потока. Шкала давления ( $C_p$ ) для затупленной кромки на 20% меньше шкалы для пластины с острой кромкой. Затупление пластины влияет на распределение давления значительно меньше, чем на распределение теплового потока.

Часть представленных результатов получена при финансовой поддержке РНФ (грант №23-19-00041).

## Литература

1. Безменов В.Я., Колочинский Ю.Ю. Конструкция и характеристики гиперзвуковой ударной трубы УТ-1 ЦАГИ. Труды ЦАГИ. 1969. №9152.
2. Borovoy V., Egorov I., Mosharov V., Radchenko V., Skuratov A., and Struminskaya I. Entropy-Layer Influence on Single-Fin and Double-Fin/Boundary-Layer Interactions. AIAA J., v.54, 2016, pp.443-457.

## ТЕПЛОВОЙ ПОТОК В ОБЛАСТИ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ ИЗ-ПОД СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ НА ПЛОСКОЙ ОСТРОЙ ПЛАСТИНЕ С УСТАНОВЛЕННЫМ НА НЕЙ ВЕРТИКАЛЬНЫМ КЛИНОМ (EWT-ZOOM-FV)

С.М. Босняков, М.Ф. Енгулатова, С.В. Михайлов

ФАУ «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Московская область, *bosnyakov@tsagi.ru*

Вычислительный модуль **EWT-ZOOM-FV** [1] предназначен для расчета нагрузок на элементы летательного аппарата в условиях аэродинамической трубы и свободного потока при моделировании полета на до-, транс- и сверхзвуковых скоростях. Указанный модуль разработан с целью интеграции расчетных и экспериментальных методологий в единую методику испытаний моделей в аэродинамических трубах. При этом активно учитывается экспериментальный опыт ЦАГИ.

Решается гиперболическая задача для системы уравнений Рейнольдса, замкнутой моделью турбулентности Спаларта-Алмараса. Используется метод конечного объема. Возможно применение неструктурированной расчетной сетки. Стороны ячеек могут иметь форму треугольника или четырехугольника. Реализован метод Годунова второго порядка точности с оригинальной (точной) постановкой задачи Римана. Используются функции-ограничители Барта-Джесперсона и Венкатакришнана.

Геометрия и сетка задачи предоставлены разработчиками теста и приведены на рисунке 1. Расчетная область ограничена размерами пластины. Пограничный слой на верхней поверхности клина не моделируется.

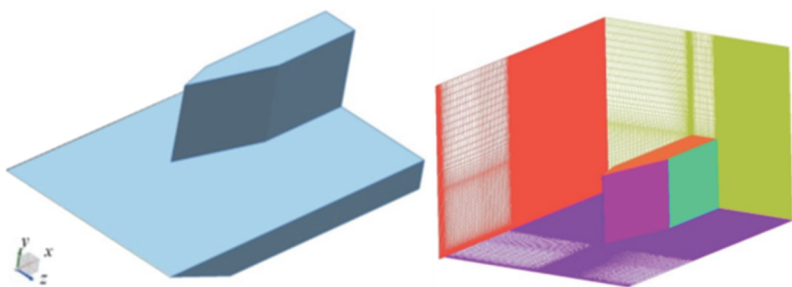


Рис. 1. Геометрия модели и общий вид расчетной сетки

Расчетная сетка состоит из 13 138 512 ячеек, размер пристенной ячейки соответствует  $y^+ \approx 0.5$  в невозмущенном пограничном слое на пластине,  $y^+ \approx 1.0$  – на поверхности клина в области разреза и  $y^+ \approx 2.0$  – в области взаимодействия скачка уплотнения и пограничного слоя на пластине.

На свободных границах задаются параметры набегающего потока, на пластине и боковых поверхностях клина – условие прилипания с постоянной температурой, на верхней поверхности клина и горизонтальном участке перед пластиной – условие симметричного отражения потока.

Расчетная схема течения представлена на рисунке 2,а. Анализ структуры потока проводится в плоскости  $Q$ , перпендикулярной скачку уплотнения от передней кромки клина, см. рисунок 2,б.

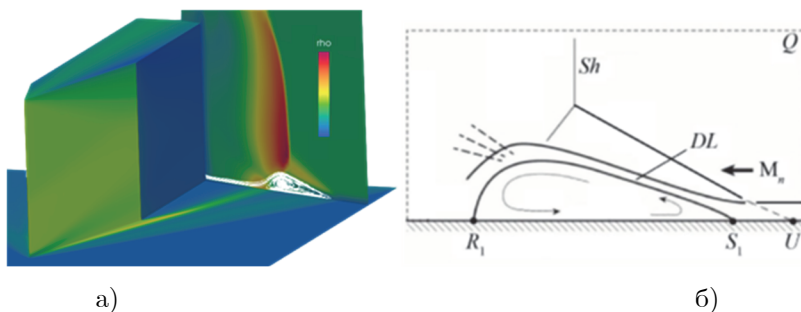


Рис. 2. Поле плотности

Проведено сопоставление расчетных и экспериментальных данных. Показано, что вторичный отрыв в расчетах не разрешается. На поверхности пластины линии скачка  $U$ , отрыва  $S1$  и присоединения  $R1$  имеют криволинейный характер. Это затрудняет



сопоставление расчетных и экспериментальных данных. К сожалению, наблюдается значительное отклонение расчета от эксперимента по тепловым потокам. Этот факт требует дополнительного обсуждения, см. рисунок 3.

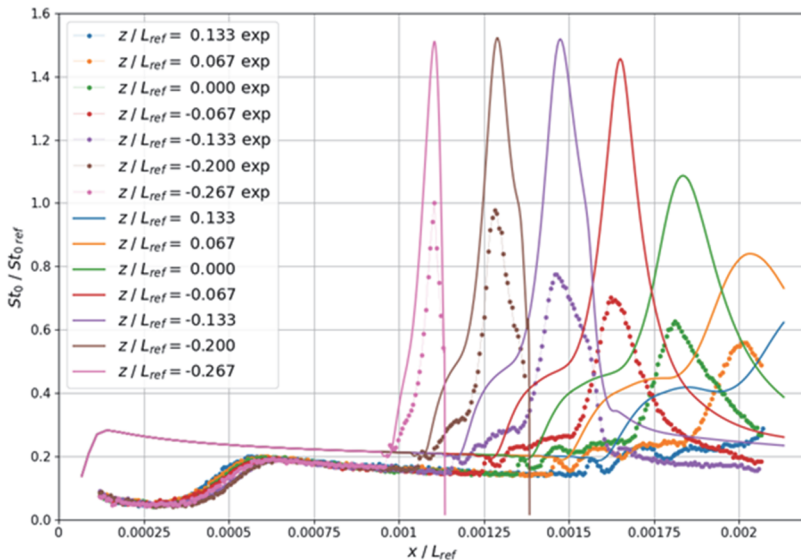


Рис. 3. Распределение значений числа  $St_0$  в контрольных сечениях

Финансирование: Исследование выполнено при поддержке Российского научного фонда, грант №23-19-00041.

## Литература

1. Михайлов С. Расчетный модуль ZOOM-FV пакета EWT-ЦАГИ на неструктурированной сетке. Труды ЦАГИ, № 2810, 2022, с. 17–33.

# ТЕПЛОВОЙ ПОТОК В ОБЛАСТИ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ ИЗ-ПОД СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ НА ПЛОСКОЙ ОСТРОЙ ПЛАСТИНЕ С УСТАНОВЛЕННЫМ НА НЕЙ ВЕРТИКАЛЬНЫМ КЛИНОМ

С.М. Босняков, С.В. Матяш, **А.И. Трошин**

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

Данная работа выполнена в рамках Семинара по валидации и верификации вычислительных кодов. Метод, использованный для расчёта, базируется на решении дифференциальных уравнений для напряжений Рейнольдса (DRSM — Differential Reynolds Stress Model). Используется современная модель SSG/LRR- $\omega$ , описанная в [1]. Из-за того, что, несмотря на явное преимущество перед бусинесковыми моделями турбулентности, в некоторых случаях при описании отрывных течений она недостаточно точна, для данного тестового случая используется собственная модификация модели SSG/LRR- $\omega$ , выполненная специально для улучшения описания отрывных течений. Подробная формулировка модели SSG/LRR- $\omega$  и её модификации, результаты тестирования и валидации приведены в работе [2].

Модели, описанные в [2], реализованы в программе *zFlare* [3] из пакета прикладных программ EWT-ЦАГИ (Electronic Wind Tunnel) [4]. Решались уравнения RANS. Расчёты проводились методом установления с локальным шагом по времени, применялась неявная схема. Использовалась аппроксимация второго порядка по пространству. Для получения потоковых величин на гранях ячеек был выбран метод WENO5. При расчёте потоков на гранях решалась задача Римана о распаде произвольного разрыва. Распараллеливание расчётов обеспечивалось средствами библиотеки MPI.

Для проведения расчётов была выбрана структурированная расчётная сетка, рекомендованная для использования в Семинаре. Единственным отличием от оригинала было изменение сгущения к поверхности пластины. Размер первой ячейки был уменьшен в 10 раз, что привело к условию на высоту первой ячейки  $y^+ < 0.1$ .

Параметры, использованные для задания набегающего потока, следующие: число Маха  $M = 5$ , температура стенки,

отнесенная к температуре торможения набегающего потока,  $T_w/T_0 = 0.574158$ , параметры турбулентности задавались в соответствии со стандартными рекомендациями для модели SSG/LRR- $\omega$ .

На рис. 1 приведён общий вид течения в районе клина. Показано сечение поля числа Маха при  $x/L_{\text{ref}} = 0.3133$  (координата отсчитывается от передней кромки клина и обезразмерена на характерный размер клина) и линии тока в пристеночном слое. Хорошо виден отрыв из-под косого плоского скачка (вертикальная красная линия), который представляет из себя  $\lambda$ -структуру.

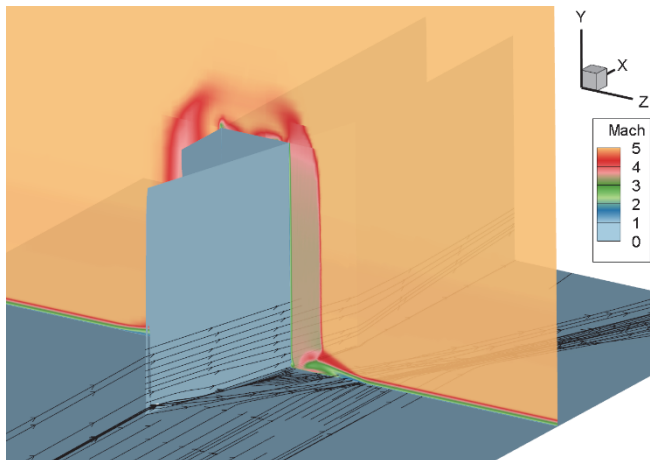


Рис. 1. Общий вид обтекания клина и  $\lambda$ -структура отрыва

Поле числа Стантона  $St_0$ , отнесенного к максимальному значению этого параметра в эксперименте  $St_{0\text{ref}}$ , приведено на рис. 2. Значения теплового потока в отдельных областях завышены в расчете на величину до 60%. На рис. 3 показаны распределения  $St_0/St_{0\text{ref}}$  вдоль сечений  $z/L_{\text{ref}} = \text{const}$ , из которых видно, что завышение теплового потока наиболее сильно выражено в областях пиковых значений, но не в зоне невозмущенного пограничного слоя на пластине.



Рис. 2. Поле нормированного числа Стантона, полученное в расчёте

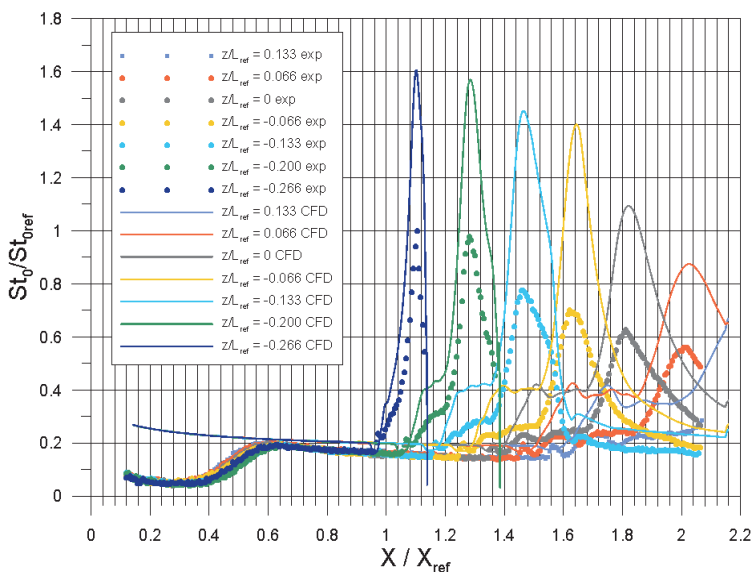


Рис. 3. Распределение  $St_0/St_{0ref}$  вдоль экспериментальных сечений: точки – экспериментальные значения, сплошные линии – расчётные данные

С учетом оценки ошибки экспериментальных данных в 10%, среднее превышение тепловых потоков в расчёте на величину 30–40% следует считать расхождением с экспериментальными данными на треть.

## Литература

1. R.-D. Cécora, R. Radespiel, B. Eisfeld, A. Probst. Differential Reynolds-stress modeling for aeronautics. *AIAA Journal*, v.53, 2015, pp.739–755.
2. Трошин А.И., Матяш И.С., Матяш С.В., Михайлов С.В. Применение и настройка дифференциальной модели для напряжений Рейнольдса в задачах с отрывами потока. *Труды ЦАГИ*, №2810, 2022, с.99–128.
3. Трошин А.И., Молев С.С., Власенко В.В., Михайлов С.В., Бахнэ С., Матяш С.В. Моделирование турбулентных течений на основе подхода IDDES с помощью программы *zFlare*. *Выч. мех. сплош. сред*, т.16, 2023, с.203–218.
4. Практические аспекты решения задач горения и аэродинамики с применением новых решателей пакета прикладных программ EWT-ЦАГИ. Сборник статей под ред. С.М. Боснякова. *Труды ЦАГИ*, №2810, 2022.

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КОСОВОГО СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ С ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ ПРИ $M=5$**

Г.Е. Думнов, А.В. Иванов, А.Ю. Чуприков

*Т1-Интеграция, Москва*

Рассматриваются результаты расчетов сверхзвукового обтекания вертикального 150 клина, стоящего на плоской горизонтальной пластине, при числе Маха 5, проведенных по коммерческому пакету прикладных программ CADFLO. Результаты расчетов сравниваются с экспериментальными данными, полученными на аэродинамической трубе УТ-1М ЦАГИ.

Результаты расчетов показали согласование с измеренными тепловыми потоками с точностью 25-40%. Оказалось, что для корректного моделирования течения в зоне взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем на пластине, необходимо значительно заглубиться расчетами в пограничный слой (в настоящих расчетах пристеночная ячейка имела размер  $y^+ \sim 0.5$ ). При  $y^+$  более 30 значения тепловых потоков в 1.5-2 раза превосходят экспериментальные.

## РЕЗУЛЬТАТЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ ИЗ- ПОД СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ В ПП ЛОГОС

**Р.Н. Жучков<sup>1</sup>, А.С. Козелков<sup>1,2</sup>, Д.А. Корчажкин<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Федеральное государственное унитарное предприятие «Российский  
Федеральный Ядерный Центр Всероссийский научно-  
исследовательский институт экспериментальной физики» (ФГУП  
«РФЯЦ - ВНИИЭФ»), Саров, Россия*

*<sup>2</sup>Федеральное государственное бюджетное образовательное  
учреждение высшего образования «Нижегородский государственный  
технический университет им. Р.Е. Алексеева», Нижний Новгород,  
Россия*

В данной работе представлены результаты численного моделирования обтекания острого клина, установленного на поверхности пластины, сверхзвуковым потоком в пакете программ ЛОГОС [1]. Данная задача решается в рамках работы семинара по валидации вычислительных кодов, организованной Центральным аэрогидродинамическим институтом им. Н.Е. Жуковского [2]. Ключевой задачей семинара является оценка достоверности получаемых современными программными комплексами результатов для наиболее актуальных задач авиационной промышленности. Данная работа чрезвычайно важна, т.к. итоговой целью создания инженерных пакетов программ является проведение виртуального эксперимента. Принимая то обстоятельство, что математическая модель всегда будет проигрывать в своей полноте процессам в натурном эксперименте, при проектировании сложного технического изделия необходимо обладать достоверной информацией о точности получаемых результатов для различных режимов его эксплуатации.

В рассматриваемой задаче моделируется стационарное отрывное течение, возникающее на поверхности пластины с установленным на ней острым клином с углом  $15^\circ$  при числе Маха набегающего потока  $M = 5$ . Клин находится на некотором расстоянии от передней кромки пластины, что оказывается достаточным для турбуликации потока в условиях естественного перехода. Геометрические параметры модели представлены в [3]. Моделирование осуществляется в модуле Логос Аэро-Гидро, предназначенном для численного решения всего спектра задач вычислительной гидро-

аэродинамики [1,2,4]. Модуль включает полный набор инструментов для проведения всей цепочки моделирования от работы с геометрической моделью до анализа результата расчетов. Для решения уравнений Навье-Стокса модуль использует метод конечных объемов на произвольных неструктурированных сетках, ячейки которых представляют в общем случае произвольные многогранники. Модуль Логос Аэро-Гидро успешно применяется для решения задач различных отраслей промышленности, в том числе в авиастроении и ракетно-космической отрасли [5,6].

Работа выполнена при поддержке национального проекта «Наука и университеты» в рамках программы Минобрнауки РФ по созданию молодежных лабораторий № FSWE-2024-0001 (научная тема: «Разработка численных методов, моделей и алгоритмов для описания течений жидкостей и газов в естественных природных условиях, и условиях функционирования промышленных объектов в штатных и критических условиях на суперкомпьютерах экса- и зеттапроизводительности»).

## Литература

1. Struchkov A.V., Kozelkov A.S., Zhuchkov R.N., Volkov K.N., and Strelets D.Yu., Implementation of Flux Limiters in Simulation of External Aerodynamic Problems on Unstructured Meshes // *Fluids* 2023, 8, 31. <https://doi.org/10.3390/fluids8010031>.
2. Босняков С.М., Березко М.Э., Дерюгин Ю.Н., Дубень А.П., Жучков Р.Н., Козелков А.С., Козубская Т.К., Матяш С.В., Михайлов С.В., Окулов М.К., Талызин В.А., Уткина А.А., Харченко Н.А., Шевяков В.И. Оценка точности современных кодов путем сопоставления расчетных и экспериментальных данных на примере задачи обтекания тандема клиньев разрежения и сжатия сверхзвуковым потоком вязкого турбулентного газа // *Математическое моделирование*, 2023, т. 35, № 10, с. 69-112.
3. Боровой В.Я., Егоров И.В., Мошаров В.Е., Ноев А.Ю., Радченко В.Н., Скуратов А.С., Струминская И.В. Трехмерное взаимодействие косоугольного скачка, генерируемого клином, с турбулентным пограничным слоем пластины в присутствии энтропийного слоя // *Ученые записки ЦАГИ*, 2012, т. XLIII, №6, с. 3-17.



4. Уткина А.А., Козелков А.С., Корнев А.В., Жучков Р.Н., Спирин Н.С., Оценка границ устойчивости работы воздухозаборника с использованием вихреразрешающих моделей турбулентности // Экологические системы и приборы, 2022, №5, с. 19-29.
5. Козелков А.С., Корнев А.В., Применение отечественных суперкомпьютерных технологий для создания перспективных образцов авиационной техники // Современные информационные технологии и ИТ-образование, 2021, т. 17, № 2, с. 250-264, DOI 10.25559/SITITO.17.202102.250-264.
6. Дерюгин Ю.Н., Жучков Р.Н., Зеленский Д.К., Козелков А.С., Саразов А.С., Кудимов Н.Ф., Липницкий Ю.М., Панасенко А.В., Сафронов А.В. Результаты валидации многофункционального пакета программ ЛОГОС при решении задач аэрогазодинамики старта и полета ракет-носителей // Матем. моделирование. – 2014. – Т.26, № 9. – С. 83-95.

# ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ ВАЛИДАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО ТЕПЛООБМЕНА НА ПОВЕРХНОСТИ ПЛАСТИНЫ С ВЕРТИКАЛЬНЫМ КЛИНОМ В ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ПОТОКЕ

Е.В. Стрельцов, В.А. Талызин, **Н.А. Харченко**

ФАУ «ЦАГИ», Московская обл., г. Жуковский,

kharchenko.na@phystech.edu

Целью проводимого исследования в данной работе является валидация вычислительной модели для подтверждения достоверности получаемых результатов при решении задач с турбулентным теплообменом. Численное моделирование высокоскоростного обтекания турбулентным потоком пластины с вертикально расположенным на ней клином проводилось с использованием компьютерного кода ГРАТ, предназначенного для суперкомпьютерного моделирования высокоскоростных реагирующих течений с сильными ударными волнами [1-3]. В основе данного компьютерного кода лежит численное решение методом конечного объема трехмерной нестационарной системы уравнений движения вязкого, сжимаемого газа (1), дополненной нелинейной двухпараметрической RANS моделью турбулентности  $k-\omega$  SST-NL [4].

$$\begin{aligned}\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j)}{\partial x_j} &= 0 \\ \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j u_i)}{\partial x_j} + \frac{\partial p}{\partial x_i} &= \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j E)}{\partial x_j} + \frac{\partial (\rho u_j)}{\partial x_j} &= \frac{\partial (u_i \tau_{ij} - q_j)}{\partial x_j}\end{aligned}\tag{1}$$

Компоненты вектора вязких напряжений (2) и вектора теплового потока (3) в решаемой системе уравнений определяются следующим образом:

$$\tau_{ij} = 2\mu \left( S_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right)\tag{2}$$

$$q_j = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (3)$$

Численное интегрирование системы уравнений газовой динамики проводилось с использованием модифицированного метода AUSM+ [5]. Используемый для численного интегрирования метод AUSM+ является методом расщепления потоков на конвективную и акустическую составляющие в зависимости от числа Маха. Такой подход является альтернативой методам, основанным на идее вычисления потоков через грани конечного объема из решения задачи о распаде произвольного разрыва, предложенной С.К. Годуновым [6].

Для получения более высокого порядка точности численного решения по пространству проводилась процедура линейной реконструкции распределения газодинамических параметров внутри ячейки по неконсервативным переменным. Значения газодинамических параметров, используемые для вычисления потоков через грани конечного объема, определяются на каждой грани из задаваемого распределения, что приводит к схеме второго порядка в областях, где решение гладкое. Но при этом для сохранения свойства монотонности численной схемы на газодинамических разрывах необходимо использовать ограничитель задаваемого распределения. Численное интегрирование системы уравнений газовой динамики проводилось до установления стационарного решения.

В связи с высокой вычислительной сложностью решаемой задачи предъявляются особые требования к программной реализации численного метода, что приводит к необходимости использования технологий параллельных вычислений. В компьютерном коде ГРАТ реализован гибридный алгоритм параллельных вычислений с общей и разделенной памятью OpenMP+MPI [7], позволяющий эффективно использовать вычислительные ресурсы на высокопроизводительных системах.

Представленные в работе расчеты с результатами численного моделирования высокоскоростного обтекания турбулентным потоком пластины с вертикально расположенным на ней клином с углом  $15^\circ$ , проводились на неструктурированной сетке, со сгущением вблизи поверхности пластины и клина для более детального описания поля течения в отрывных зонах и турбулентном пограничном слое, что позволило обеспечить в большей части пристеночной области значение величины  $y^+ < 1$ .

Клин находился на некотором расстоянии от передней кромки пластины, что является достаточным условием для турбулизации потока. Наличие ламинарно-турбулентного перехода, занимающего заметную область на поверхности пластины, вносит дополнительную вычислительную сложность при решении данной валидационной задачи и существенное влияние на структуру пограничного слоя перед клином. На рисунке 1 представлено полученное в результате численного моделирования распределение на поверхности пластины числа Стэнтона, рассчитанное по соотношению (4).

$$St_0 = \frac{q_w}{(T_0 - T_w) \rho_\infty u_\infty c_p}, \quad (4)$$

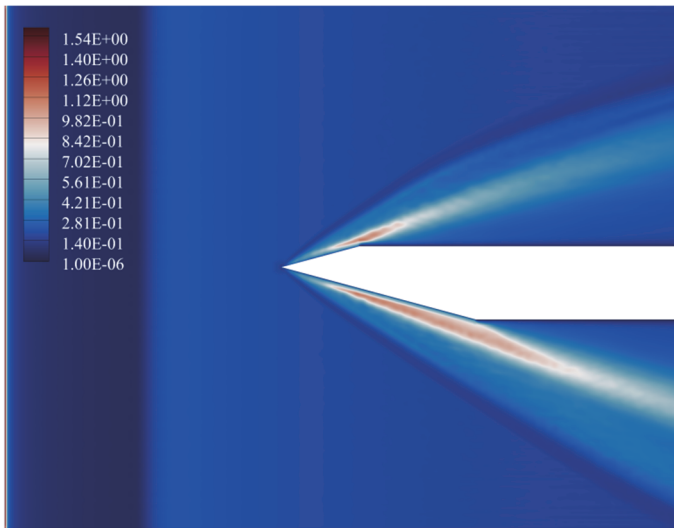


Рис. 1. Распределение числа Стэнтона на поверхности пластины

Кроме того, в работе получены распределения числа Стэнтона для нескольких экспериментальных сечений вдоль поверхности пластины. Результаты проведенного сравнения экспериментальных данных, полученных в ЦАГИ, с результатами численного моделирования компьютерным кодом ГРАТ, показаны в виде продольных распределений числа  $St$  на рисунке 2.

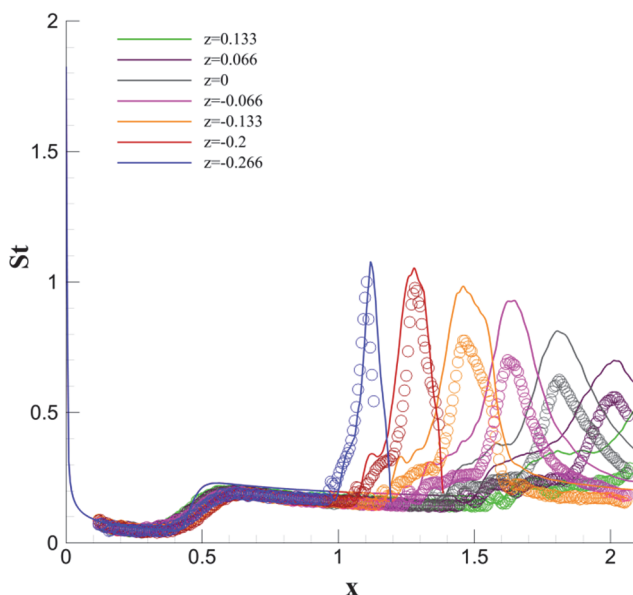


Рис. 2. Продольные распределения числа Стэнтона

Также в работе проводилась оценка геометрических параметров, характеризующих положение скачка уплотнения и зон отрыва потока в результате взаимодействия ударной волны с турбулентным пограничным слоем.

## Литература

1. Харченко Н.А. Численное моделирование аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов. Диссертация на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук: 01.02.05. – Москва: МФТИ, 2021. – 112 с.
2. Босняков С.М., Березко М.Э., Дерюгин Ю.Н., Дубень А.П., Жучков Р.Н., Козелков А.С., Козубская Т.К., Матяш С.В., Михайлов С.В., Окулов М.К., Талызин В.А., Уткина А.А., Харченко Н.А., Шевяков В.И. Оценка точности современных кодов путем сопоставления расчетных и экспериментальных данных на примере задачи обтекания тандема клиньев разрежения и сжатия сверхзвуковым потоком вязкого турбулентного газа // Математическое моделирование. 2023. Т. 35. № 10. С. 69–112.

3. Харченко Н.А., Никонов А.М. Носенко Н.А. Численное решение задачи турбулентного обтекания высокоскоростным потоком цилиндрически – конического тела // XXXIII научно-техническая конференция по аэродинамике. ЦАГИ, 2022, с. 101–102.
4. Matyushenko A.A., Garbaruk A.V. Non-linear correction for the  $k$ - $\omega$  SST turbulence model // IOP Conf. Series: Journal of Physics. Vol. 929, 2017. P. 6.
5. Chen S.S., Cai F.J., Xue H.C., Wang N., Yan C. An improved AUSM-family scheme with robustness and accuracy for all Mach number flows // Appl. Math. Model. Vol. 77, 2020. p. 1065–1081.
6. Годунов С.К. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики // Матем. сб. 1959. Т. 47, № 3, с. 271–306.
7. Бессонов О.А., Харченко Н.А. Программная платформа для суперкомпьютерного моделирования задач аэротермодинамики // Программная инженерия. 2021. Т. 12, № 6, с. 302–310.

# ТЕПЛОВОЙ ПОТОК В ОБЛАСТИ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ ИЗ-ПОД СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ НА ПЛОСКОЙ ОСТРОЙ ПЛАСТИНЕ С УСТАНОВЛЕННЫМ НА НЕЙ ВЕРТИКАЛЬНЫМ КЛИНОМ

Ю.П. Федорченко

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, [yrfedorchenko@ciam.ru](mailto:yrfedorchenko@ciam.ru)

Проведён расчёт на ПК «CobraNG» [1] обтекания клина установленного на плоской пластине и оценка теплового потока на пластине, для дальнейшего сопоставления с экспериментом на установке [2].

Расчёты выполнены методом установления в рамках системы уравнений RANS, замкнутых моделью турбулентности Спаларта-Алмареса [3, 4] без применения «закона стенки», как с коррекцией на кривизну линий тока [5], так и без. Использована неявная конечно-объемная схема. Расчётный шаг по времени соответствовал CFL порядка 100. Расчёт выполнялся порядка 15 часов на запуск.

На рис. 1 представлена картина течения: линии тока в окрестности клина и линии постоянства числа Маха в сечении за клином.

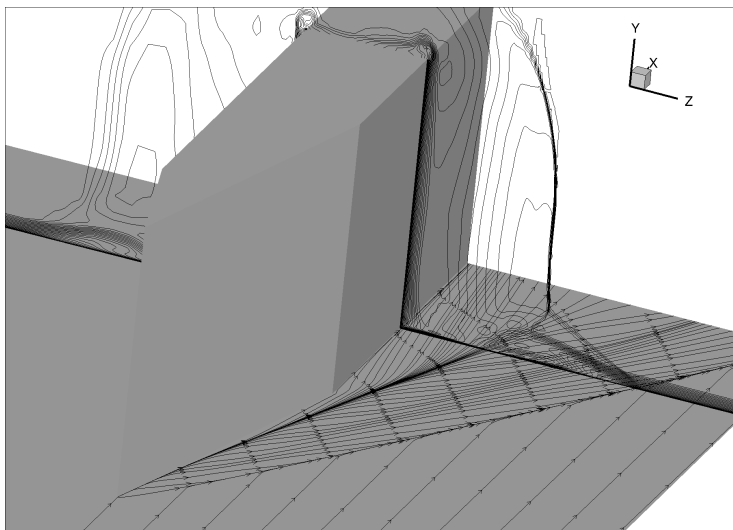


Рис. 1: Линии тока на пластине в окрестности клина

По результатам расчёта проведена оценка теплового потока на пластине (нормированного числа Стантона  $St_0/St_{0ref}$ ).

На рис. 2 представлено поле нормированного числа Стантона  $St_0/St_{0ref}$  полученное в результате расчёта.

На рис. 3 представлены распределения по сечениям полученные в результате расчёта.

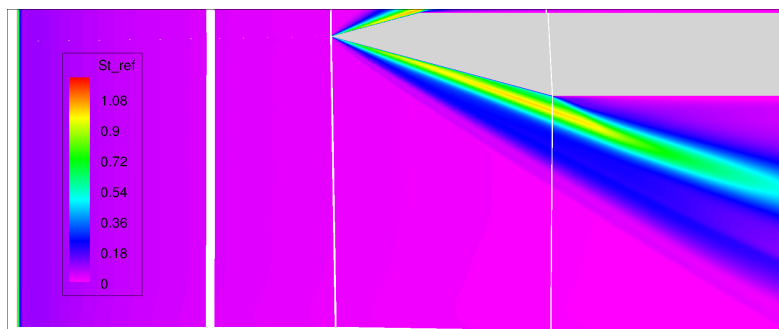


Рис. 2: Нормированное число Стантона на пластине

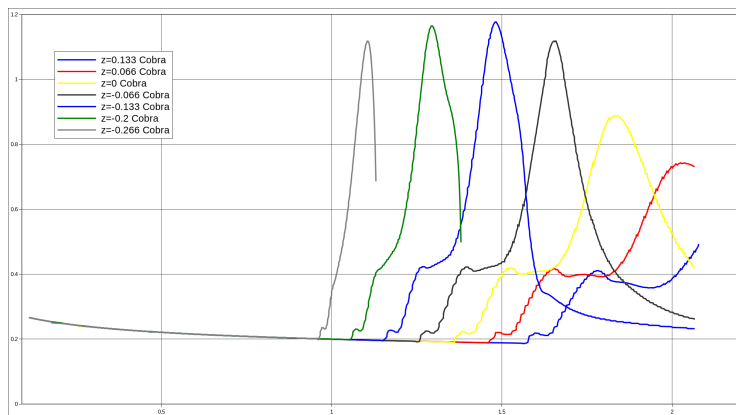


Рис. 3: Нормированное число Стантона в контрольных сечениях

## Литература

1. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2011615671 «Программный комплекс Cobra NG v 1.00» 20 июля 2011г. Макаров В.Е., Федорченко Ю.П. Шорстов В.Е.



2. Безменов В.Я., Колочинский Ю.Ю. Конструкция и характеристики гиперзвуковой ударной трубы УТ-1 ЦАГИ – Труды ЦАГИ № 9152, 1969.
3. Spalart P.R., Allmaras S.R.: A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. AIAA Paper 92-0439, 1992.
4. Spalart P.R.; and Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. La Recherche Aerospatiale, no. 1, 1994, pp. 5–21.
5. Гарбарук А.В. Курс лекций «Динамика вязкой жидкости и турбулентность». Лекция 6. Модель Спаларта-Аллареса (SA), 2017.



## Авторский индекс

Абалакин И.В.	237	Власов А.В.	246
Абдрашитов Р.Г.	137	Войтишина М.С.	23, 197
Аксенов А.А.	63, 105, 177, 181, 461	Волков А.В.	190, 200
Александров А.В.	108	Волков А.И.	205
Алексеев М.В.	327	Ворошнин Д.В.	391, 393, 395, 405
Андреев М.И.	137	Вьюшкина И.А.	288
Аникеева М.А.	328	Гарбарук А.В.	128, 299, 304
Афанасьев Д.А.	464	Гатауллина Е.Д.	397
Афанасьев Л.В.	295	Глазунова Е.В.	288
Ахметзянов А.М.	387	Голубев В.И.	82
Бабич Е.В.	69, 347	Голубков В.Д.	299
Бабулин А.А.	23, 177, 181, 468	Горбань В.П.	249, 251
Балабанов Р.А.	110	Горбовской В.С.	207
Балашов Л.А.	240	Горячкин Е.С.	397, 418, 449
Балдина Е.А.	455	Григорьев С.К.	84
Батулин О.В.	397, 449	Гудков И.А.	334
Бахнэ С.	114, 330, 464	Гузев М.Ф.	122
Беляев И.В.	141	Гурбатов С.Н.	147
Беляев К.В.	299	Гусева Е.К.	128
Бендерский Л.А.	240	Давыдов А.А.	400
Березко М.Э.	177, 468	Дегтярев В.В.	439
Бобков В.Г.	237, 244	Дектерев А.А.	253
Богатырев В.В.	181	Дектерев Ар.А.	253
Болсуновский А.Л.	74, 186	Дектерев Д.А.	253
Борисов В.Е.	188, 367	Демин И.Ю.	147
Боровой В.Я.	469	Денисов С.Л.	197, 211
Босняков И.С.	190, 370	Деулин А.А.	288
Босняков С.М.	473, 476	Добровольский И.С.	400
Брагин Н.Н.	191	Долотовский А.В.	23
Будникова А.О.	110, 118	Долуденко А.Н.	122
Бузовера Н.П.	74, 186	Дородницын Л.В.	108
Бут И.И.	144	Дружинин О.В.	251
Бывальцев П.М.	177	Дружинин Я.М.	403, 447
Быковская Е.Д.	193	Дубень А.П.	24, 126, 216, 374
Бычков О.П.	141	Дубинин Е.В.	387, 391, 405
Варюхин А.Н.	246	Дугин Д.И.	149
Васильев О.В.	75, 78, 80	Думнов Г.Е.	480
Виноградов О.Н.	190	Душин Н.С.	343
Власенко В.В.	464	Дядькин А.А.	328

Егоров И.В.	309, 311	Корчажкин Д.А.	481
Елизарова Т.Г.	86	Корыстин В.В.	376
Енгулатова М.Ф.	473	Косушкин К.Г.	251
Епихин А.С.	86, 144	Кошман Д.Д.	240
Жданова Н.С.	75, 78, 80	Краснов М.М.	89
Жигалкин А.С.	151, 240, 338	Краснова А.П.	221
Жлуктов С.В.	181, 461	Крашенинников С.Ю.	165
Жуков В.Т.	89	Крицкий Б.С.	249, 251
Жучков Р.Н.	481	Крупнов Д.И.	428
Заварзина Е.А.	191	Крутов А.А.	191, 205
Загвоздкин Р.И.	409	Кудрявцев А.Н.	156, 170
Загитов Р.А.	413, 415	Кузин С.А.	205
Зайцев Д.К.	271	Кузнецов А.А.	280
Зайцев Н.А.	90	Кузьменко И.Д.	84
Запрягаев В.И.	156	Кузьмин В.С.	74
Захаров Д.А.	84	Кураносов Н.С.	177
Зидыганов В.Г.	285	Кусюмов А.Н.	378
Зиновьев Д.П.	249	Кусюмов С.А.	378
Зубанов В.М.	418, 423	Кушу Т.В.	52
Зуйкова В.Г.	161	Лаврищева Л.С.	193
Ибрагимов У.Г.	200	Лаврухин Г.Н.	207
Иванов А.В.	327, 480	Лаптева Л.А.	221, 225, 334
Иванушкин Е.А.	137	Лахман А.Г.	432
Илюхин И.М.	309, 311	Лебига В.А.	381
Исаев С.А.	343	Липавский М.В.	96
Кажан А.В.	29, 207	Липатов А.В.	237, 244
Казанцев А.В.	92	Лободин Р.В.	434
Канев Н.Г.	276	Луцкий А.Е.	188
Карабасов С.А.	36, 164	Лысенко В.И.	295
Карась О.В.	200	Лысенков А.В.	207
Карауланов А.А.	376	Любимов А.Н.	432
Кирюшина М.А.	86	Любимов Д.А.	151, 240, 338
Клименко Д.В.	105, 258	Майзель А.Б.	351
Клюев Н.А.	78, 80, 190	Макаров В.Е.	439
Клос А.А.	343	Малеханов А.И.	46
Князев О.И.	374	Маракуева О.В.	391, 393, 405, 413
Козелков А.С.	481	Мариняк А.И.	434
Козубская Т.К.	216, 218, 237	Мартынов А.А.	442
Колесник Е.В.	69, 271, 347	Маслов В.П.	161
Константиновская Т.В.	367	Матюшенко А.А.	128, 304
Коньшин И.Н.	96	Матяш Е.С.	149
Копьев В.Ф.	37, 141	Матяш И.С.	207
Корнилина М.А.	84	Матяш С.В.	476
Коробанова Н.А.	455	Мельников С.А.	418, 423
Корунов А.О.	330		

Ментер Ф.Р.	128	Савельев А.А.	149, 207, 318
Меньшов И.С.	98	Савин П.В.	186
Милешин В.И.	403, 444, 447	Сальников С.Д.	413, 415
Миргазов Р.М.	249, 251	Сапожников В.А.	126, 374
Миронов А.К.	161	Сентябов А.В.	253
Миронок И.Ю.	141	Серонштанов В.В.	343
Михайлов Д.С.	225	Серпинский О.С.	240
Михайлов С.В.	473	Синер А.А.	285, 439
Мошаров В.Е.	469	Слитинская А.Ю.	186
Мошков П.А.	264	Слуцкий Р.В.	351
Муравейко А.С.	391, 393, 395, 405	Смирнов Е.М.	271, 347
Муслаев А.В.	327	Смородский Б.В.	295
Мышенков Е.В.	161	Сорокин К.Э.	181
Мясников М.И.	261	Софронов И.Л.	218
Немцев М.Ю.	98	Стабников А.С.	128, 288, 304
Никулин Д.А.	288	Староверов Н.Н.	193
Никущенко Д.В.	343	Степанюк А.Е.	376
Никущенко Е.А.	343	Стрелец М.Х.	55, 299
Новиков Я.А.	221	Стрельцов В.Ю.	327
Новикова Н.Д.	89	Стрельцов Е.В.	376, 484
Овдиенко М.А.	246	Сухоруков А.Л.	360
Осинок Е.А.	343	Талызин В.А.	376, 484
Остриков Н.Н.	197, 211, 281	Тимушев С.Ф.	105, 258, 264
Павлов А.Н.	327	Тищенко Д.Ю.	221, 225, 334
Пальчечковская Н.В.	314	Толстых А.И.	96
Пальчиковский В.В.	280	Травин А.К.	55, 288
Пеганов А.Ю.	434	Третьякович Е.Д.	452
Перченков Е.С.	186	Трошин А.И.	110, 114, 476
Петров И.Б.	82	Трубицын И.И.	193
Пигусов Е.А.	191, 205	Усов Л.А.	110, 330
Плаксин Г.М.	218	Устинов М.В.	321
Попов Г.М.	397, 418, 423, 449	Фараносов Г.А.	141
Попов О.Ю.	137	Февральских А.В.	258
Посудневская А.О.	122	Федорченко Ю.П.	489
Пялов К.Н.	351	Феодоритова О.Б.	89
Пятунин К.Р.	400	Фирсов Ю.В.	370
Рагулин И.А.	240	Фортова С.В.	122
Радостин А.В.	105, 258	Хазов Д.Е.	455
Радченко В.Н.	469	Ханхасаева Я.В.	188
Рахматов Р.И.	355	Харченко Н.А.	376, 484
Родионов А.В.	100	Хасанов Н.Г.	387, 391, 405
Родионов П.В.	216	Хотяновский Д.В.	156, 170
Россихин А.А.	403, 444, 447	Храмцов И.В.	280
		Цепов Д.С.	52
		Чеглаков И.В.	432

Черкасова М.Г.	428	Шомов А.И.	261
Чернышев И.А.	360	Шорстов В.А.	230, 439
Чернышёв И.Л.	74, 186	Штин Р.А.	318
Чернышев С.А.	141	Шуваев Н.В.	413, 415
Чулонин А.Ю.	343	Шур М.Л.	55
Чуприков А.Ю.	480	Щеглов Д.К.	258
Чэнь Болунь	264	Щербань А.И.	423, 449
Шевяков В.И.	177, 181, 197, 468	Якобовский М.В.	84
Шелобанов Л.Д.	225	Яковец М.А.	281
Шенкин А.В.	207	Якунов М.А.	461
Шершнев А.А.	170	Яцких А.А.	295