

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

**Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук**

Санкт-Петербургский государственный университет

Национальный исследовательский Томский государственный университет

**Российская академия наук.
Санкт-Петербургский научный центр**

Российская академия ракетных и артиллерийских наук

**Санкт-Петербургский университет
Государственной противопожарной службы МЧС России**

Санкт-Петербургский институт экономики и бизнеса



**XXVI Всероссийский семинар
с международным участием
по струйным, отрывным
и нестационарным течениям**

МАТЕРИАЛЫ ДОКЛАДОВ КОНФЕРЕНЦИИ

27 июня – 1 июля 2022 года, Санкт-Петербург

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №85

**Санкт-Петербург
2022**

УДК 533.6

Д22

Д22 **XXVI Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям:** Материалы докладов. Санкт-Петербург, 27 июня – 1 июля 2022 года / Сост.: М. В. Чернышов, Ю. В. Каун, К. Э. Савелова, А. А. Яценко – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2022. – 215 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №85).

Публикуются тезисы докладов, представленные на XXVI Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям. Для инженерных и научных специалистов, а также для студентов старших курсов и аспирантов профильных вузов.

Отзывы направлять по адресу: Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1. Редакция журнала «Военмех. Вестник БГТУ».

УДК 533.6



Составители:

М. В. Чернышов, Ю. В. Каун, К. Э. Савелова, А. А. Яценко

Ответственный редактор серии

М. Н. Охочинский

Публикуется в авторской редакции

© БГТУ «Военмех», 2022

© Авторы, 2022

СОДЕРЖАНИЕ

ОРГКОМИТЕТ КОНФЕРЕНЦИИ	14
В. К. Абгарян, А. Ю. Купреева, А. В. Мельников, О. Д. Пейсахович ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ОБЛИК ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ...	22
В. Р. Адиятуллин, С. В. Булович ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ ДРЕЙФОВОГО МАСС- СПЕКТРОМЕТРА	23
А. Л. Адрианов ДИСКРЕТНО-АНАЛИТИЧЕСКИЙ ПОДХОД ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ УДАРНЫХ ПРОЦЕССОВ	24
И. А. Амелюшкин МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ, ЧИСЛЕННЫЕ АЛГОРИТМЫ, РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	26
В. А. Архипов, С. А. Басалаев, Н. Н. Золоторёв, К. Г. Перфильева, А. С. Усанина МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОРОШЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ СБРОСЕ ХЛАДАГЕНТА В ОЧАГ ПОЖАРА	27
А. Г. Афонин, В. Г. Бутов, В. А. Солоненко, А. А. Ящук МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ ДОЖИГАНИЯ ИМПУЛЬСНОГО МГД-ГЕНЕРАТОРА	28
Д. А. Ашуров ТЕМОДАЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ КРУГЛЫХ ЗАТОПЛЕННЫХ СТРУЙ	30
Е. В. Бабич, Е. В. Колесник, А. А. Смирновский КАРТИНА ВЯЗКО-НЕВЯЗКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ ПРЕПЯТСТВИЯ С ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ФОРМОЙ ЗАКРУГЛЕНИЯ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ	31
В. А. Бабук, Н. Л. Будный, Д. И. Куклин, А. А. Низяев ПРОБЛЕМА ТУРБУЛЕНТНОСТИ И ОПИСАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ	32
Е. С. Байметова, К. Е. Симоненко ВЛИЯНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕНТИЛЯТОРА НА ТЕПЛОВУЮ ЭФФЕКТИВНОСТЬ МАСЛООХЛАДИТЕЛЯ	33
С. С. Басакина, П. В. Комиссаров, В. В. Лавров, Р. Н. Мельников ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРАВЛЕННОГО ПОДВОДНОГО ВЗРЫВА АЛЮМИНИЗИРОВАННОГО ЗАРЯДА, ВЗОРВАННОГО В ПУЗЫРЬКОВОМ КАНАЛЕ	35
Н. И. Батура, Г. Г. Гаджимагомедов, И. И. Липатов ИССЛЕДОВАНИЕ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ ОТКРЫТОЙ РАБОЧЕЙ ЧАСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ БОЛЬШИХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ	36
С. Бахнэ, А. В. Волков, И. С. Матяш, С. В. Матяш, А. И. Трошин МЕТОД РАСЧЕТА ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ КЛАССА IDDES НА ОСНОВЕ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ DRSM	37
А. С. Беляева, А. И. Лаптинский, И. В. Тетерина, Н. А. Брыков ОСАЖДЕНИЕ К-ФАЗЫ НА СТЕНКИ СОПЛОВОГО БЛОКА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАЗЛИЧНЫХ ФОРМ КАНАЛОВ	38
А. С. Беляева, И. В. Тетерина, М. С. Яковчук МЕТОД ДИНАМИЧЕСКИХ СЕТОК ПРИ РЕШЕНИИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЗАДАЧ	40

Б. Я. Бендерский, А. А. Чернова ОБОБЩЕННЫЙ ПОДХОД К ИССЛЕДОВАНИЮ ПРОЦЕССОВ НЕСТАЦИОНАРНОГО КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В КАНАЛАХ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ С МАССОПОДВОДОМ	41
Г. Г. Бильченко, Н. Г. Бильченко ВЛИЯНИЕ СОЧЕТАНИЙ ЛИНЕЙНЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ПАРАМЕТРЫ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ И ЛОКАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕПЛОМАССООБМЕНА И ТРЕНИЯ НА ПРОНИЦАЕМЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	42
Г. Г. Бильченко, Н. Г. Бильченко ВЛИЯНИЕ СОЧЕТАНИЙ ЛИНЕЙНЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ОБЛАСТЬ ЗНАЧЕНИЙ ФУНКЦИОНАЛОВ ГИПЕРЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИКИ	44
М. Е. Блюм, С. В. Булович, Е. В. Колесник ВОЗМОЖНОСТЬ ОПИСАНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА С ПОМОЩЬЮ URANS-МОДЕЛЕЙ ПРИ ТЕЧЕНИИ С НУЛЕВЫМ РАСХОДОМ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ТРУБЕ	45
Ю. Э. Бобу, А. Н. Рябинин КОЛЕБАНИЯ В ПОТОКЕ ТОЛСТЫХ ПЛАСТИН С ДВУМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ	47
А. В. Богданов ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ФОРМИРОВАНИЯ КОНЦЕНТРАТОРОВ НАПРЯЖЕНИЙ НА ИСТЕЧЕНИЕ ПОРОХОВЫХ ГАЗОВ 40 ММ ГРАНАТЫ 7ПЗ9 ..	48
В. И. Богомазов, Н. Н. Брагин, М. Ф. Гарифуллин, К. А. Курулюк, Д. В. Ливерко, А. Н. Морозов, А. Ю. Слитинская ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ, ВОЗНИКАЮЩЕГО ПРИ ОТКЛОНЕНИИ ИНТЕРЦЕПТОРОВ И ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ НА РЕЖИМЕ ПОСАДКИ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА	49
И. С. Бондарев, П. В. Круглов, В. И. Колпаков ОСОБЕННОСТИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЗРЫВНОГО МЕТАНИЯ ДВУХСЛОЙНЫХ ОБЛИЦОВОК	50
В. Е. Борисов, Т. В. Константиновская, А. Е. Луцкий ТРАНСФОРМАЦИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР ПРИ ОБТЕКАНИИ ТАНДЕМА КРЫЛЬЕВ	51
Ю. А. Боровков, Т. М. Якшибаев КОМПЛЕКСНЫЙ ПОКАЗАТЕЛЬ СТЕПЕНИ ДРОБЛЕНИЯ ГОРНЫХ ПОРОД, ПРИМЕНЯЕМЫЙ В КАЧЕСТВЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗРЫВЧАТОГО ВЕЩЕСТВА	52
С. М. Босняков ТЕСТОВАЯ ЗАДАЧА ДЛЯ ВАЛИДАЦИИ РАСЧЕТНЫХ ПРОГРАММ «ИСТЕЧЕНИЕ СТРУЙ ИЗ ДВУХКОНТУРНОГО СОПЛА С ОТКРЫТЫМ СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ»	53
И. С. Босняков, А. В. Волков ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ РАЗРЫВНОГО МЕТОДА ГАЛЁРКИНА ДЛЯ РАСЧЁТА ТУРБУЛЕНТНЫХ И ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ	54
Н. К. Брыксенкова, Т. А. Забавникова ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА РАСЧЁТА ВОСПЛАМЕНЕНИЯ СТРУИ ГОРЮЧИХ ПРОМЫШЛЕННЫХ ВЫБРОСОВ ДЛЯ АНАЛИЗА УСЛОВИЙ ИХ ОБЕЗВРЕЖИВАНИЯ	55

П. В. Булат, К. Н. Волков, А. И. Мельникова, М. Е. Ренев ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ СГОРАНИЯ ПРОПАН-ВОЗДУШНЫХ СМЕСЕЙ ПРИ НИЗКОМ ДАВЛЕНИИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ ПОДКРИТИЧЕСКОГО МИКРОВОЛНОВОГО РАЗРЯДА	56
П. В. Булат, К. Н. Волков, А. И. Мельникова, М. Е. Ренев ПРИБЛИЖЕННОЕ ТРЕХЭТАПНОЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ГАЗООБРАЗНЫХ СМЕСЕЙ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ПОДКРИТИЧЕСКОГО МИКРОВОЛНОВОГО РАЗРЯДА С УЧЕТОМ ПЛАЗМЕННОЙ КОНВЕРСИИ	58
С. В. Булович, И. А. Игнатъев АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕЯВНЫХ СХЕМ ИНТЕГРИРОВАНИЯ МНОГОЖИДКОСТНОЙ МОДЕЛИ С ОБЩИМ ДАВЛЕНИЕМ	59
Н. Ю. Быков, В. В. Захаров ПРЯМОЕ СТАТИСТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСТЕЧЕНИЯ БИНАРНОЙ ГАЗОВОЙ СМЕСИ С БОЛЬШИМ ОТНОШЕНИЕМ МАСС КОМПОНЕНТОВ В ВАКУУМ	60
С. Н. Васильева, И. В. Гук ЧИСЛЕННОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УДАРНО- ВОЛНОВОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С ПРЕГРАДАМИ С ЗАДАННЫМ КОЭФИЦИЕНТОМ ПРОНИЦАЕМОСТИ В КОНИЧЕСКОЙ УДАРНОЙ ТРУБЕ. . .	61
А. И. Волков, В. Г. Кажан, С. А. Кузин ПОДХОДЫ К ЧИСЛЕННОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ ОСОБЕННОСТЕЙ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА С ИМПЕЛЛЕРНЫМ ДВИЖИТЕЛЕМ	62
В. С. Волков МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУХФАЗНОГО ПОТОКА «ВОДА-МАСЛО» В ТРУБОПРОВОДЕ	63
К. Н. Волков, В. Н. Емельянов ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА ОБТЕКАНИЕ УГЛА РАСШИРЕНИЯ ПОТОКОМ ГАЗА С ЧАСТИЦАМИ	64
К. Н. Волков, В. Н. Емельянов, А. Г. Карпенко ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГИБРИДНОГО АЛГОРИТМА РАСЧЕТА	65
К. Н. Волков, В. Н. Емельянов, Ю. А. Соколов ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАПЕЛЬ РАСПЛАВА ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА ПОРОШКА МЕТОДОМ PREP	66
Л. Р. Гареев, Д. А. Ашуров, В. В. Веденеев, О. О. Иванов ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГЕБРАИЧЕСКОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ В КРУГЛОЙ ЛАМИНАРНОЙ СТРУЕ	67
П. Ю. Георгиевский, В. А. Левин, О. Г. Сутырин КУМУЛЯТИВНЫЕ ЭФФЕКТЫ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ГОЛОВНОЙ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ОБЛАСТЬЮ ЭНЕРГОВКЛАДА	68
П. Ю. Георгиевский, А. Н. Максимов, В. П. Фокеев АВТОМОДЕЛЬНОЕ ТЕЧЕНИЕ С МНОЖЕСТВЕННЫМИ ТРОЙНЫМИ КОНФИГУРАЦИЯМИ ПРИ ОТРИЦАТЕЛЬНОМ МАХОВСКОМ ОТРАЖЕНИИ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ОТ КЛИНА	70
В. И. Гориховский, Е. В. Кустова ОПТИМИЗАЦИЯ РАСЧЕТОВ КИНЕТИКИ УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА С ПОМОЩЬЮ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ	72
В. В. Горский, М. Г. Ковальский ОПРЕДЕЛЕНИЕ АБЛЯЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК УУКМ В СТРУЯХ ЖРД	72

Д. Н. Гребенев, В. И. Козел, А. С. Петров, П. В. Савин, А. Ю. Слитинская, Н. С. Ципилев	
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ АКТУАТОРОВ ЭЖЕКТОРНОГО ТИПА ДЛЯ ЗАТЯГИВАНИЯ НАЧАЛА ТРАНСЗВУКОВОГО БАФТИНГА НА КРЫЛЕ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА	73
Э. Г. Гулиев, Е. В. Колесник, А. В. Махнов, А. А. Смирновский	
ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ СВОБОДНО РАСПРОСТРАНЯЕМЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ КОДОВ ДЛЯ РАСЧЁТА ДВУМЕРНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ	75
Е. Д. Деринг, К. А. Дубровин, А. Е. Зарвин, В. В. Каляда, А. С. Яскин	
СЕЛЕКЦИЯ КЛАСТЕРОВ ПРИ РАССЕЯНИИ НА ФОНОВОМ ГАЗЕ	76
Д. И. Долбня, И. А. Знаменская, А. Е. Луцкий	
УДАРНО-ВОЛНОВЫЕ ПРОЦЕССЫ ПРИ САМОЛОКАЛИЗАЦИИ ИМПУЛЬСНОГО РАЗРЯДА В ОТРЫВНЫЕ ЗОНЫ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ В КАНАЛЕ С УСТУПОМ	78
А. П. Дубень, А. В. Горобец	
К ВОПРОСУ О ВЫБОРЕ АДЕКВАТНОЙ ПОДСЕТОЧНОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ КОРРЕКТНОГО ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ И АЭРОАКУСТИКИ СТРУИ	79
А. Г. Егорова, С. А. Исаев, Д. В. Никущенко	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА В УЗКОМ КАНАЛЕ С КОНИЧЕСКОЙ ЛУНКОЙ НА НАГРЕТОЙ СТЕНКЕ ПРИ ВАРЬИРОВАНИИ УГЛОМ УКЛОНА	80
И. А. Жариков, А. Е. Орлов, А. М. Романенко	
О ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНЫХ ШУМОВ БУКСИРУЕМОЙ ЭЛЕКТРОДНОЙ КАБЕЛЬНОЙ РАДИОАНТЕННЫ	82
В. А. Жбанов, А. В. Кашеваров, А. Б. Миллер, Ю. Ф. Потапов, А. Л. Стасенко, О. Д. Токарев	
СРАВНЕНИЕ ЧИСЛЕННЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРОФИЛЯ В УСЛОВИЯХ СМЕШАННЫХ ФАЗ	83
В. А. Жбанов, А. Л. Стасенко	
МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ГИДРОАЭРОДИНАМИКИ ЖИДКОЙ ПЛЕНКИ, РУЧЕЙКОВ И КАПЕЛЬ НА ПОВЕРХНОСТЯХ ЛА В ПРИЛОЖЕНИИ К ПРОБЛЕМЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ	85
К. Н. Жильцов, И. М. Тырышкин, А. А. Глазунов, И. В. Еремин	
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ НЕСТАЦИОНАРНОЙ ГАЗОДИНАМИКИ ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ РАЗРЕЖЕННОЙ АТМОСФЕРЫ	85
К. К. Забелло, С. Т. Шекелашвили, Н. А. Щур, А. А. Смирновский	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ ЭЛЛИПТИЧЕСКОГО ЦИЛИНДРА В ОДНОРОДНОМ ПОТОКЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ДЕФОРМИРУЕМЫХ СЕТОК	87
Д. К. Зайцев, Е. М. Смирнов, Е. Э. Китанина	
НЕСТАЦИОНАРНАЯ СМЕШАННАЯ КОНВЕКЦИЯ ВО ВРАЩАЮЩЕЙСЯ КОЛЬЦЕВОЙ ПОЛОСТИ ПРИ НАЛИЧИИ ТРАНЗИТНОЙ ОСЕВОЙ СТРУИ: ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ	88
А. Х. Закиров	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ ЖИДКОСТИ В ЦИЛИНДРЕ	89

В. И. Запрягаев, И. Н. Кавун, Н. П. Киселев, Н. П. Меньщикова, А. А. Пивоваров, Р. А. Стяжкин	
УДАРНО-ВОЛНОВАЯ СТРУКТУРА СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИИ ...	90
Ш. Х. Зарипов, Р. Ф. Марданов, В. Ф. Шарафутдинов	
МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ВОКРУГ НАНОВОЛОКНА В ПЕРИОДИЧЕСКОЙ ЯЧЕЙКЕ ПРИ МАЛОМ ЧИСЛЕ КНУДСЕНА	91
В. Д. Захматов, М. В. Чернышов	
ЗАЛПОВЫЙ РАСПЫЛ ПОРОШКА, ВОДЫ, ПЕСКА. ВИХРИ, ШКВАЛЫ, СМЕРЧИ – ЭФФЕКТИВНОСТЬ И ПЕРСПЕКТИВЫ	92
В. Д. Захматов	
ТУШЕНИЕ ЛАНДШАФТНЫХ ПОЖАРОВ, ВКЛЮЧАЯ ТРАНСПОРТНЫЕ КОЛОННЫ, ПОСЛЕ РАКЕТНО-Артиллерийских ОБСТРЕЛОВ, С ПОМОЩЬЮ КЛАСТЕРОВ БПЛА	94
Б. А. Зимин, И. С. Зорин, А. В. Хитрина	
ГИПЕРБОЛИЧЕСКАЯ ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ ПОТОКА ВЯЗКОЙ НЕСЖИМАЕМОЙ ЖИДКОСТИ	96
В. Н. Зудов, А. В. Тупикин	
ИНИЦИИРОВАНИЕ ГОМОГЕННОГО ГОРЕНИЯ В ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ СТРУЕ СОВМЕСТНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ ОПТИЧЕСКОГО И ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО РАЗРЯДОВ	97
М. Я. Иванов	
ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНЫЕ СТРУИ В НАУКЕ И ТЕХНИКЕ: ТЕОРИЯ, МОДЕЛИРОВАНИЕ, ЭКСПЕРИМЕНТ	98
А. Р. Имамов, К. А. Поташев, Р. Р. Ганиев	
ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ М. МАСКЕТА ЗАДАЧИ ФИЛЬТРАЦИИ ВБЛИЗИ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ТРЕЩИНЫ ГИДРОРАЗРЫВА ПЛАСТА	98
С. И. Иншаков, Е. Д. Кудрявцева	
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ РЕФРАКТОМЕТРИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ПРИ ИССЛЕДОВАНИЯХ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ	100
С. А. Исаев	
АЭРОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ МЕХАНИЗМЫ СМЕРЧЕВОЙ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА НА ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНЫХ СТРУКТУРИРОВАННЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ	101
С. А. Исаев, Д. В. Никущенко, Е. Б. Дубко, В. Б. Харченко, М. А. Зубин	
ОБОСНОВАНИЕ АНОМАЛЬНОЙ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ В НАКЛОННОЙ КАНАВКЕ НА ПЛАСТИНЕ ПРИ ВЫСОКИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА	103
А. Н. Ищенко, А. С. Дьячковский, К. Н. Жильцов, И. М. Тырышкин, А. В. Чупашев	
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ИНЕРТНОГО СУПЕРКАВИТИРУЮЩЕГО ТЕЛА В ВОДЕ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ПОРОХОВЫХ ГАЗОВ	104
В. Т. Калугин, В. В. Корянов, А. Ю. Луценко	
ПОДГОТОВКА КАДРОВ В ОБЛАСТИ ПРИКЛАДНОЙ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ В РАМКАХ СПЕЦИАЛИЗАЦИИ «АЭРОДИНАМИКА РАКЕТ И КОСМИЧЕСКИХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ» НА КАФЕДРЕ СМЗ «ДИНАМИКА И УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЁТОМ РАКЕТ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ» МГТУ ИМ. Н. Э. БАУМАНА	105

В. Т. Калугин, А. Ю. Луценко, Д. М. Слободянюк МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ	107
М. Д. Калугина, Д. К. Назарова АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕШЕТЧАТЫХ И ПЕРФОРИРОВАННЫХ СТАБИЛИЗАТОРОВ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ФОРМЫ	108
И. Е. Капранов, В. Н. Емельянов МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА И ЕГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С ПРЕГРАДОЙ	109
Е. А. Карпович, Д. Гуереш, А. В. Кузнецов, С. А. Попов TOWARDS ENHANCING DIRECTIONAL STABILITY OF A BOXWING AIRCRAFT .	111
Ю. В. Каун, Н. А. Брыков ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАДАЧИ О СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ ЦЕНТРАЛЬНОГО ТЕЛА СОПЛА ВНЕШНЕГО РАСШИРЕНИЯ	112
Ю. В. Каун, К. Э. Савелова, М. М. Алексеева ЧИСЛЕННОЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПОЛЕТА В ШТАТНЫХ СЛОЯХ АТМОСФЕРЫ	113
В. А. Кисловский, В. И. Звезгинцев ВЛИЯНИЕ ВЫДУВА НА КАРТИНУ ТЕЧЕНИЯ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОПЕРЕЧНОМ ОБТЕКАНИИ ЦИЛИНДРА	114
А. В. Кольчев, П. А. Архипов ТЕРМОЭМИССИОННОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ. ОБЗОР	115
И. Г. Коляри ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕОРЕМЫ ОБ ИЗМЕНЕНИИ ПОТОКА ЭНЕРГИИ В РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ АБСОЛЮТНО УПРУГОГО УДАРА ТРЕХ ТОЧЕЧНЫХ МАСС	117
М. А. Корепанов, М. Р. Королева, Е. А. Митрюкова ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ТЕЧЕНИЙ КРИПТОНА ПРИ ИСТЕЧЕНИИ ИЗ МИКРОСОПЛА В ВАКУУМ	117
Н. Г. Коробейщиков, И. В. Николаев ФОРМИРОВАНИЕ ГАЗОСТРУЙНЫХ ИОННО-КЛАСТЕРНЫХ ПУЧКОВ ДЛЯ ОБРАБОТКИ МАТЕРИАЛОВ	118
К. В. Костюшин, А. В. Червакова, И. В. Еремин, А. А. Глазунов ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ В РЕГУЛИРУЕМОМ РДТТ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ	120
В. М. Краев, А. Р. Асланов ОСОБЕННОСТИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ РЕЖИМОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	121
А. А. Краснюк ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА В КЛАСТЕРНОЙ ГОРЕЛКЕ	124
С. С. Кропотова, П. П. Ткаченко, Н. Е. Шлегель, П. А. Стрижак ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ КАПЕЛЬ И ЧАСТИЦ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ ТОПЛИВ	125

И. А. Крюков, И. Э. Иванов, В. Ю. Гидаспов, В. С. Назаров ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУХФАЗНЫХ ТЕЧЕНИЙ С ФАЗОВЫМИ ПЕРЕХОДАМИ В КАНАЛАХ И СОПЛАХ	126
В. В. Кузенов, Н. В. Батрак, Н. Г. Копалейшвили, С. В. Рыжков ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННО- МАГНИТОПЛАЗМОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ МОЩНЫХ ЭЛЕКТРОРАЗРЯДНЫХ ИСТОЧНИКОВ	128
М. А. Кучеренко, М. М. Бойко ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ	129
А. И. Лаптинский, М. М. Алексеева, И. В. Тетерина, А. С. Беляева ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ГОРЕНИЯ ЖИДКОГО ТОПЛИВА В ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ С ПОМОЩЬЮ РАСПЫЛЯЮЩЕЙ ФОРСУНКИ	130
В. А. Лебига, А. Ю. Пак, Д. С. Миронов, В. Н. Зиновьев СТРУКТУРА ТЕЧЕНИЯ КУЭТТА В ПОЛУКОЛЬЦЕВОМ КАНАЛЕ	131
В. В. Леманов, В. В. Лукашов, К. А. Шаров ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД ЧЕРЕЗ ПЕРЕМЕЖАЕМОСТЬ В ИНЕРТНЫХ И РЕАГИРУЮЩИХ СТРУЯХ	132
А. Б. Мазо, К. А. Поташев, М. В. Мухина, А. А. Ураимов ПОНИЖЕНИЕ РАЗМЕРНОСТИ ЗАДАЧИ ФИЛЬТРАЦИИ ВБЛИЗИ ТРЕЩИН МНОГОЗОННОГО ГИДРОРАЗРЫВА ПЛАСТА ПО МОДЕЛИ ТРУБОК ТОКА	133
С. Ю. Маламанов ФИЗИКА СТРУЙНОГО ТЕЧЕНИЯ ПРОВОДЯЩЕЙ ЖИДКОСТИ	135
В. М. Мальков, А. В. Емельянова, А. А. Дук ЭФФЕКТИВНЫЙ МНОГОСОПЛОВОЙ ЭЖЕКТОР: ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ	136
Р. Ф. Марданов, В. Ф. Шарафутдинов, Ш. Х. Зарипов АНАЛИЗ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ДЛЯ МОДЕЛИ СТОКСА-ДАРСИ	138
Е. Ю. Марчуков, А. И. Тарасов, Е. А. Рыков РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	139
А. В. Махнов, Д. К. Зайцев, А. А. Шмидт МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ КАВИТАЦИОННЫХ ТЕЧЕНИЙ НА ОСНОВЕ РАВНОВЕСНОГО ОПИСАНИЯ ИСПАРЕНИЯ ЖИДКОСТИ С УЧЁТОМ ВЛИЯНИЯ ДЕГАЗАЦИИ	139
С. П. Медведев, А. Н. Иванцов, Э. К. Андержанов, А. М. Тереза, С. В. Хомик МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕЙСТВИЯ СФЕРИЧЕСКОГО ВЗРЫВА С ПОМОЩЬЮ КОНИЧЕСКОЙ УДАРНОЙ ТРУБЫ	141
В. Ю. Мелешко, Г. Я. Павловец, В. Л. Златкина ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ВЗРЫВЧАТОГО ВЕЩЕСТВА ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ С ТВЕРДЫМИ ЧАСТИЦАМИ	142
Р. А. Мелузов ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ .	144
П. А. Мищенко, Т. А. Гимон ПОСТРОЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКИХ ЛУЧЕЙ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ СРЕДЫ, ГЕНЕРИРУЕМЫХ ПРИ ПОЛЕТЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	145
С. О. Морозов, А. Н. Шиплюк УСТОЙЧИВОСТЬ И ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА СОПЛЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ	146

Н. П. Назарова, В. И. Богданов ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ УРАВНЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА ДВИЖЕНИЯ ДЛЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ	148
В. М. Овсянников СЛАГАЕМЫЕ ВОЛНООБРАЗОВАНИЯ И ДЕТОНАЦИИ В УРАВНЕНИИ НЕРАЗРЫВНОСТИ ЭЙЛЕРА 1752 ГОДА	150
М. Ю. Орлов, В. П. Глазырин, Т. В. Фазылов ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПРОБИТИЯ МНОГОСЛОЙНЫХ ПРЕГРАД УДЛИНЕННЫМИ УДАРНИКАМИ	151
В. М. Орловский, В. А. Панарин, А. И. Сулсов ИЗМЕНЕНИЕ СОСТАВА ПРИРОДНОГО ГАЗА В РЕЖИМЕ ДРОССЕЛИРОВАНИЯ ПРИ ВУФ-ОБЛУЧЕНИИ	152
С. А. Павлов, А. Г. Карпенко ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ СФЕРЫ ГИПЕРЗВУКОВЫМ ВОЗДУШНЫМ ПОТОКОМ	153
М. А. Пахомов ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В ГАЗОКАПЕЛЬНОМ ОТРЫВНОМ ПОТОКЕ ЗА ДВУМЕРНЫМ ПРЕПЯТСТВИЕМ	154
А. В. Петров, Е. А. Пигусов ПРИМЕНЕНИЕ СТРУЙНОЙ СИСТЕМЫ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ОБТЕКАНИЕМ КРЫЛА ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА	156
А. Д. Подмаркова, М. А. Засимова ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ТЕЧЕНИЯ ПРИ ОБТЕКАНИИ ТЕПЛОВОГО МАНЕКЕНА, ПОМЕЩЕННОГО В ВЕНТИЛИРУЕМОЕ ПОМЕЩЕНИЕ	157
К. А. Поташев, А. Б. Мазо, В. В. Баушин, Р. Р. Ахунов БЫСТРОДЕЙСТВУЮЩЕЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ С ВЫСОКИМ РАЗРЕШЕНИЕМ МЕТОДОВ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА НЕФТЯНОЙ ПЛАСТ С ПОМОЩЬЮ 2,5-МЕРНОЙ МОДЕЛИ ФИЛЬТРАЦИИ В ТРУБКАХ ТОКА	158
К. А. Поташев, А. А. Ураимов, М. В. Мухина, М. Р. Хамидуллин ОЦЕНКА ПРИМЕНИМОСТИ МОДЕЛИ ФИКСИРОВАННЫХ ТРУБОК ТОКА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ФИЛЬТРАЦИИ ВБЛИЗИ ТРЕЩИН КОНЕЧНОЙ ПРОНИЦАЕМОСТИ ГИДРОРАЗРЫВА ПЛАСТА	159
Э. В. Прозорова НЕСИММЕТРИЧНЫЙ ТЕНЗОР НАПРЯЖЕНИЙ В МЕХАНИКЕ	161
С. С. Рассоха ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ КУМУЛЯТИВНОЙ СТРУИ ИЗ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ КУМУЛЯТИВНОГО ЗАРЯДА	162
Е. Ю. Ремшев, Э. М. Ермаков, А. И. Олехвер, А. С. Павлов, Д. А. Храмова ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СКОРОСТНЫХ ОТВАЛОВ МЕТОДОМ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ	163
М. Г. Руденко ФОРМА И РАЗМЕРЫ КАВЕРНЫ В СЛЕДЕ ЗА ЛОПАСТЬЮ, ВРАЩАЮЩЕЙСЯ МЕЖДУ ПАРАЛЛЕЛЬНЫМИ СТЕНКАМИ	165
Е. А. Рыбенко, Р. М. Хакимова, М. В. Егорова ДЕТАЛИ РАСПАДА СТРУИ НА КАПЛИ	166
А. Н. Рябинин, А. А. Велигжанин ВРАЩАТЕЛЬНЫЕ И ПОСТУПАТЕЛЬНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ЦИЛИНДРОВ В ПОТОКЕ ГАЗА	167

В. В. Сероштанов, В. А. Маслов, М. Д. Селезнева, А. В. Митяков АНАЛИЗ ТЕЧЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ОБТЕКАНИИ КРУГОВЫХ ЦИЛИНДРОВ	168
В. Сизаско ОТОБРАЖЕНИЕ УДАРНЫХ ПРОЦЕССОВ НА УДАРНО-ВОЛНОВОМ ПОЛЯРОИДЕ	169
Н. П. Скибина ИССЛЕДОВАНИЕ СОПРЯЖЕННОГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ТОРМОЖЕНИИ СВЕРХЗВУКОВОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУХА В ПРОТОЧНОМ КАНАЛЕ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО МОДЕЛЬНОГО ТЕЛА	170
П. Г. Смирнов, П. С. Чернышов, А. В. Ефремов МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАТОПЛЕННОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ С ДОГОРАНИЕМ	172
А. В. Способин ПРИМЕНЕНИЕ БЕССЕТОЧНОГО АЛГОРИТМА ДЛЯ РАСЧЁТА ДВИЖЕНИЯ КРУПНЫХ ЧАСТИЦ В СВЕРХЗВУКОВОМ УДАРНОМ СЛОЕ	173
Е. Д. Степашева, М. А. Засимова, А. Д. Подмаркова, Н. Г. Иванов ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ ПЛОСКОЙ ВОЗДУШНОЙ СТРУИ, РАСПРОСТРАНЯЮЩЕЙСЯ В ОГРАНИЧЕННОМ ПРОСТРАНСТВЕ	175
И. В. Стецюк АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ СТРАТИФИЦИРОВАННОГО ТЕЧЕНИЯ ЖИДКОСТИ ВОКРУГ ПРЕПЯТСТВИЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ	176
Д. Б. Суханов, Л. И. Серебряков, С. В. Стрижак ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ПЕРЕКРЫВАЮЩИХСЯ СЕТОК ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ РОТОРА В НЕСЖИМАЕМОЙ ЖИДКОСТИ	178
В. А. Тенев, С. А. Королев, М. Н. Белобородов, Д. А. Клюкин МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ РАСПРОСТРАНЕНИЯ УДАРНЫХ ВОЛН НА ПРИБОРНОМ ПОЛЕ	179
В. А. Титарев, А. А. Морозов СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ РАЗРЕЖЕННОГО ГАЗА В ЗАДАЧАХ ИМПУЛЬСНОГО ИСПАРЕНИЯ	181
П. К. Третьяков, А. В. Тупикин СТАБИЛИЗАЦИЯ ПСЕВДОСКАЧКОВОГО РЕЖИМА ГОРЕНИЯ В КАНАЛЕ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ	182
В. В. Трифонов, А. И. Решмин, С. Х. Тепловодский ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНОГО ТЕЧЕНИЯ В КОЛЬЦЕВОМ КАНАЛЕ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ПРОДОЛЬНЫХ ГРАДИЕНТАХ ДАВЛЕНИЯ	183
В. А. Усанов, С. Е. Якуш, С. А. Рашковский ВЛИЯНИЕ ВЯЗКОСТИ НА УНОС ЛЕГКОПЛАВКОГО ТОПЛИВА ПОТОКОМ ГОРЯЧЕГО ГАЗА	184
В. С. Фаворский АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ СТРУКТУРЫ И ГИСТЕРЕЗИСА СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙНЫХ ВЗАИМОДЕЙСТВИЙ ПО КРИТЕРИЮ НЕЙМАНА	186
Н. Б. Федосенко, А. А. Яценко, О. К. Овчинникова КАЧЕСТВЕННЫЙ РАСЧЕТ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ НА ОСНОВЕ ПОЛУЭМПИРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ	188

И. Д. Федосов МОДЕЛИРОВАНИЕ ДРОБЛЕНИЯ СТРУИ И ОБРАЗОВАНИЕ КАПЕЛЬ-САТЕЛЛИТОВ	189
Н. Н. Фимин ИССЛЕДОВАНИЕ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР МЕТОДАМИ ГАМИЛЬТОНОВОЙ ГЕОМЕТРИИ	190
В. Э. Художитков, В. В. Каляда, А. Е. Зарвин ПОИСК ПРОТОНИРОВАННЫХ МОЛЕКУЛ ИНЕРТНЫХ ГАЗОВ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ. ФОРМИРОВАНИЕ ArH^+ И HeH^+ ПРИ КОНДЕНСАЦИИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СМЕСЕЙ	191
Ю. Д. Чашечкин ИМПАКТ СВОБОДНО ПАДАЮЩЕЙ КАПЛИ: ТЕЧЕНИЯ, ВОЛНЫ, ЗВУКИ	192
Ю. Д. Чашечкин ИНЖЕНЕРНАЯ МАТЕМАТИКА ТЕЧЕНИЙ ЖИДКОСТЕЙ С ХИМИЧЕСКИМИ РЕАКЦИЯМИ	193
А. С. Чернышев, В. В. Чернышева О РАСПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ МНОГОФАЗНОЙ ПОЛИДИСПЕРСНОЙ ГАЗОЖИДКОСТНОЙ СРЕДЫ В ПУЗЫРЬКОВОМ РЕАКТОРЕ КОЛОННОГО ТИПА	195
М. В. Чернышов, К. Э. Савелова НЕОДНОЗНАЧНОСТЬ РЕШЕНИЙ ДЛЯ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ СТРУКТУР	196
М. В. Чернышов, К. Э. Савелова НОВЫЕ АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ СВЕРХЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ С МАХОВСКИМ ОТРАЖЕНИЕМ И ЭНЕРГОПОДВОДОМ НА ГЛАВНОМ СКАЧКЕ	197
М. В. Чернышов, К. Э. Савелова, А. С. Капралова, А. А. Яценко ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗРЫВОЗАЩИТНОЙ УРНЫ	198
А. Д. Чорный, В. Л. Жданов, Н. В. Корнев ВОЗДЕЙСТВИЕ ВИХРЕГЕНЕРАТОРОВ НА ТУРБУЛЕНТНОЕ СМЕШЕНИЕ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ СТРУИ С ОГРАНИЧЕННЫМ СПУТНЫМ ПОТОКОМ	200
С. А. Шустов МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ГАЗОДИНАМИКИ СТРУИ ШТАТНОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА САМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА	202
М. С. Яковчук, П. С. Чернышов МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОДВОДНОГО ИСТЕЧЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ ГАЗОВОЙ СТРУИ	203
Н. Т. Ярошенко, Е. В. Ситников ТЕЧЕНИЕ ДВУХФАЗНОГО ПОТОКА МОНОТОПЛИВА В СЛОЕ АКТИВНОГО ГРАНУЛИРОВАННОГО КАТАЛИЗАТОРА	204
С. А. Баталов, Е. В. Кустова ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕРАВНОВЕСНЫХ ПРОЦЕССОВ ЗА УДАРНОЙ ВОЛНОЙ В СМЕСИ CO_2 И Ar	205
Д. С. Кравченко, Е. В. Кустова КОЛЕБАТЕЛЬНО-ХИМИЧЕСКАЯ КИНЕТИКА КИСЛОРОДА ЗА ОТРАЖЕННОЙ УДАРНОЙ ВОЛНОЙ	206
С. Ф. Федоров ИМИТАЦИЯ КОМПОНЕНТ ВЕКТОРА СКОРОСТИ В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОТОКЕ	207

М. Ю. Тимохин, Д. И. Рухмаков, Е. А. Бондарь	
ВОССТАНОВЛЕНИЕ ЛОКАЛЬНОЙ НЕРАВНОВЕСНОЙ МОЛЕКУЛЯРНОЙ	
ФУНКЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ КОНТИНУАЛЬНЫХ	
АППРОКСИМАЦИОННЫХ ФУНКЦИЙ	209
АВТОРЫ СБОРНИКА	212





Всероссийский семинар по струйным, отрывным и нестационарным течениям проводится уже более шестидесяти лет. В его работе принимают участие образовательные, проектные, научно-исследовательские и промышленные организации, занимающиеся фундаментальными и прикладными проблемами механики жидкости, газа и плазмы. XXVI Всероссийский (с международным участием) семинар по струйным, отрывным и нестационарным течениям проводится 27 июня – 1 июля 2022 года в Санкт-Петербурге и в этом году посвящается 300-летию Российской Академии Наук.

На семинаре обсуждаются новые результаты теоретических, численных и экспериментальных исследований в области механики течений жидкости, газа и плазмы, а также их практические приложения в авиационной и ракетно-космической технике, в энергетике, экологии, обеспечении безопасности человека, в других областях науки и отраслях экономики.

Научные направления семинара

1. Стационарные течения в струях и следах
2. Отрывные течения и проблемы аэродинамики
3. Нестационарные течения, аэро- и гидроакустика
4. Течения в соплах и каналах, внутренняя баллистика
5. Ударно-волновые и взрывные процессы, взаимодействие газодинамических разрывов
6. Двухфазные течения
7. Неравновесные течения и процессы, горение и детонация
8. Динамика разреженных газов
9. Струйные технологии, экологические проблемы и средства обеспечения безопасности
10. Вычислительные аспекты механики жидкости, газа и плазмы
11. Подготовка кадров в области прикладной аэрогазодинамики для ракетно-космической отрасли и ОПК.

Рабочие языки семинара – русский и английский.

ОРГКОМИТЕТ СЕМИНАРА

Сопредседатели:

ИВАНОВ Константин Михайлович – ректор Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова (Санкт-Петербург), заведующий кафедрой «Технология и производство артиллерийского вооружения» факультета «Оружие и системы вооружения» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, член-корреспондент РАН, лауреат Государственной премии Российской Федерации им. Маршала Советского Союза Г. К. Жукова, доктор технических наук, профессор;

ИЩЕНКО Александр Николаевич – директор Научно-исследовательского института прикладной математики и механики, профессор кафедры прикладной газовой динамики и горения Национального исследовательского Томского государственного университета, доктор физико-математических наук, профессор;

КУСТОВА Елена Владимировна – заведующий кафедрой гидроаэромеханики математико-механического факультета Санкт-Петербургского государственного университета, доктор физико-математических наук, профессор, профессор РАН;

ШИПЛЮК Александр Николаевич – директор Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН (Новосибирск), профессор кафедры аэрогидродинамики факультета летательных аппаратов Новосибирского государственного технического университета, член-корреспондент РАН, доктор физико-математических наук, профессор;

Заместитель председателя:

ЗАПРЯГАЕВ Валерий Иванович – главный научный сотрудник лаборатории экспериментальной аэродинамики Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, профессор, лауреат премии первой степени им. Н. Е. Жуковского, доктор технических наук;

Заместитель председателя – ученый секретарь:

ЧЕРНЫШОВ Михаил Викторович – профессор кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» факультета ракетно-космической техники, начальник Отделения Фундаментальных и поисковых исследований Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, доктор технических наук, доцент.

Члены Оргкомитета и Программного комитета:

ЛЕВИН Владимир Алексеевич – заведующий кафедрой вычислительной механики механико-математического факультета Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова, заведующий отделом математического моделирования, механики и мониторинга природных процессов, заместитель директора Института автоматизации и процессов управления Дальневосточного отделения РАН (Владивосток) по научной работе, академик РАН, лауреат Государственной премии РФ, премии С. А. Чаплыгина АН СССР, премии первой степени им. Н. Е. Жуковского, кавалер Ордена Почета, доктор физико-математических наук, профессор;

ЛИПАНОВ Алексей Матвеевич – главный научный сотрудник Удмуртского федерального исследовательского центра Уральского отделения Российской академии наук (Ижевск), заведующий кафедрой «Механика и моделирование» Ижевского государственного технического университета им. М. Т. Калашникова, главный научный сотрудник Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН (Москва) академик РАН, академик РАН, лауреат Государственной премии СССР, лауреат премии Правительства РФ в области науки и техники, лауреат премии им. Ф. А. Цандера РАН, кавалер ордена «За заслуги перед Отечеством» IV степени, ордена Дружбы, ордена «Знак Почёта», доктор технических наук, профессор;

МАРКОВИЧ Дмитрий Маркович – директор Института теплофизики им. С. С. Кутателадзе Сибирского отделения РАН (Новосибирск), профессор кафедры физики неравновесных процессов физического факультета Новосибирского государственного университета, академик РАН, член Президиума РАН, лауреат Государственной премии РФ и премии Правительства РФ в области науки и техники, доктор физико-математических наук, профессор;

МОРОЗОВ Никита Федорович – заведующий кафедрой «Теория упругости» математико-механического факультета Санкт-Петербургского государственного университета, ведущий научный сотрудник Института проблем машиноведения РАН (Санкт-Петербург), академик РАН, председатель Научного совета РАН по механике деформируемого твердого тела, Заслуженный деятель науки РФ, лауреат Государственной премии РФ, кавалер ордена «За заслуги перед Отечеством» и Ордена Почёта, доктор физико-математических наук, профессор;

ПОПОВ Гарри Алексеевич – директор Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (национального исследо-

вательского университета), академик РАН, кавалер ордена «Знак Почета», лауреат Государственной премии РФ, лауреат премии Совета Министров СССР, доктор технических наук, профессор;

РЕБРОВ Алексей Кузьмич – заведующий кафедрой неравновесных процессов Новосибирского государственного университета, академик РАН, советник РАН (Институт теплофизики имени С. С. Кутателадзе Сибирского отделения РАН), кавалер Ордена Дружбы, доктор физико-математических наук, профессор;

СУРЖИКОВ Сергей Тимофеевич — главный научный сотрудник, заведующий лабораторией Радиационной газовой динамики Института проблем механики им. А. Ю. Ишлинского РАН (Москва), академик РАН, доктор физико-математических наук, профессор;

ФОМИН Василий Михайлович – научный руководитель Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, заведующий лабораторией физики быстропротекающих процессов Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, академик РАН, лауреат Государственной премии СССР, премии Совета министров СССР, премии первой степени им. Н. Е. Жуковского, кавалер ордена Александра Невского, ордена Почета, ордена Дружбы КНР, доктор физико-математических наук, профессор – председатель Программного комитета;

ГУБАЙДУЛЛИН Дамир Анварович – директор Института механики и машиностроения Казанского научного центра Российской академии наук, профессор Казанского федерального университета, член-корреспондент РАН, доктор физико-математических наук, кавалер Ордена Дружбы;

ЛЕБИГА Вадим Аксентьевич – исполнительный директор Международного центра аэрофизических исследований Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, профессор кафедры аэрофизики и газовой динамики Новосибирского государственного университета, профессор кафедры аэрогидродинамики Новосибирского государственного технического университета, член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор, лауреат премии им. Н.Е. Жуковского;

ПЕТРОВ Юрий Викторович – директор НИЦ «Динамика» математико-механического факультета Санкт-Петербургского государственного университета, заведующий отделом «Экстремальные состояния материалов и конструкций» Института проблем машиноведения РАН, член-корреспондент РАН, доктор физико-математических наук, профессор, председатель Северо-Западного отделения Научного совета РАН по горению и взрыву;

СИЛЬНИКОВ Михаил Владимирович – Генеральный директор НПО Специальных материалов (Санкт-Петербург), профессор Санкт-Петербургского университета ГПС МЧС России, член-корреспондент РАН, академик РАН, Заслуженный деятель науки РФ, лауреат Государственной премии РФ, премий Правительства РФ в области науки и техники, премии Президента РФ в области образования, кавалер ордена Александра Невского, ордена «За военные заслуги» и ордена Почёта, доктор технических наук, профессор;

АДРИАНОВ Александр Леонидович – профессор кафедры математического моделирования и процессов управления и учебно-исследовательской лаборатории фундаментальной и прикладной механики Сибирского федерального университета (Красноярск), доктор физико-математических наук, доцент;

АКНАЗАРОВ Сестагер Хусаинович – профессор кафедры химической физики и материаловедения факультета химии и химической технологии Казахского национального университета им. Аль-Фараби (Алматы, Казахстан), доктор химических наук, профессор;

АРХИПОВ Владимир Афанасьевич – профессор кафедры прикладной газовой динамики и горения Национального исследовательского Томского государственного университета, доктор физико-математических наук, профессор;

БЕНДЕРСКИЙ Борис Яковлевич – профессор кафедры «Тепловые двигатели и установки» Ижевского государственного технического университета им. М. Т. Калашникова, доктор технических наук, профессор.

БОЙКО Виктор Михайлович – заведующий лабораторией «Оптические методы диагностики газовых потоков» Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, профессор кафедры аэрофизики и газовой динамики Новосибирского государственного университета, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник;

БОНДАРЬ Евгений Александрович – заместитель директора Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН по научной работе, доцент кафедры аэрофизики и газовой динамики Новосибирского государственного университета, кандидат физико-математических наук;

БОРЕЙШО Анатолий Сергеевич – заведующий кафедрой «Лазерная техника» факультета информационных и управляющих систем Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, научный руководитель ООО «НПП “Лазерные системы”» (Санкт-Петербург), доктор технических наук, профессор;

БУЛАТ Павел Викторович – руководитель лаборатории «Механика и энергетические системы» Санкт-Петербургского национального исследовательского университета информационных технологий, механики и оптики (Университет ИТМО, Санкт-Петербург), руководитель лаборатории «Газотурбинные энергетические комплексы», главный научный сотрудник лаборатории «Беспилотные авиационные и космические транспортные системы» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, доктор физико-математических наук, кандидат технических наук, кандидат экономических наук;

ВОЛКОВ Константин Николаевич – профессор университета Кингстон (Kingston University, Лондон, Соединенное Королевство Великобритании и Северной Ирландии), доктор физико-математических наук;

ГВОЗДЕВА Людмила Георгиевна – ведущий научный сотрудник лаборатории нестационарных газодинамических процессов отдела физической газовой динамики Объединенного института высоких температур Российской академии наук (Москва), доктор физико-математических наук;

ГИДАСПОВ Владимир Юрьевич – ведущий научный сотрудник кафедры 806 «Вычислительная математика и программирование» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), доктор физико-математических наук, доцент;

ГЛАЗУНОВ Анатолий Алексеевич – заведующий лабораторией проектирования рабочих элементов ракетно-космической техники Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Национального исследовательского Томского государственного университета, лауреат премии Ленинского комсомола, Почетный работник высшего профессионального образования РФ, Почетный работник науки и техники РФ, доктор физико-математических наук, профессор;

ГОЛУБ Виктор Владимирович – заведующий лабораторией нестационарных газодинамических процессов, руководитель отдела физической газовой динамики Объединенного института высоких температур РАН, доктор физико-математических наук, профессор;

ЕМЕЛЬЯНОВ Владислав Николаевич – профессор кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» факультета ракетно-космической техники Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова (Санкт-Петербург), доктор технических наук, профессор;

ЕРЕМИН Иван Владимирович – заместитель директора Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Национального исследовательского Томского

государственного университета по научно-исследовательской работе, доцент кафедры прикладной газовой динамики и горения, кандидат физико-математических наук;

ЖАНТАСОВ Курманбек Тажмаханбетулы — профессор кафедры химической технологии неорганических веществ Южно-Казахстанского университета имени М. О. Ауэзова (Шымкент, Казахстан), доктор технических наук, профессор; лауреат Государственной премии Республики Казахстан;

ЖАРОВА Ирина Константиновна – ведущий научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник;

ЗАХМАТОВ Владимир Дмитриевич – профессор Санкт-Петербургского университета ГПС МЧС России, ведущий научный сотрудник лаборатории «Беспилотные авиационные и космические транспортные системы» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, вице-президент компании PulsTech (Таллин, Эстония) по исследованиям и разработкам, профессор-консультант компании Jilin Sino-Ukraine Fire Extinguishing System Co., Ltd. (Чанчунь, Китайская Народная Республика), доктор технических наук, профессор;

ЗЫБИНА Ольга Александровна – заместитель начальника Санкт-Петербургского университета ГПС МЧС России по научной работе, профессор Высшей школы техносферной безопасности Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, доктор технических наук, доцент;

ИВАНОВ Игорь Эдуардович – старший научный сотрудник кафедры вычислительной математики и программирования Московского авиационного института (национального исследовательского университета), кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник;

ИВАНОВ Николай Игоревич – профессор кафедры «Экология и производственная безопасность» факультета «Оружие и системы вооружения» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Заслуженный деятель науки РФ, доктор технических наук, профессор;

ИСАЕВ Сергей Александрович – заведующий лабораторией фундаментальных исследований Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации, ведущий научный сотрудник НИЧ Санкт-Петербургского государственного морского технического университета, доктор физико-математических наук, профессор, лауреат премии Правительства РФ в области науки и техники, международной премии им. А. В. Лыкова Национальной академии наук Республики Беларусь – заместитель председателя Программного комитета;

КАВУН Иван Николаевич – заведующий лабораторией экспериментальной аэрогазодинамики Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, кандидат физико-математических наук;

КОРЕПАНОВ Михаил Александрович – заведующий кафедрой «Ракетная техника» Ижевского государственного технического университета им. М. Т. Калашникова, ведущий научный сотрудник лаборатории физико-химической механики Удмуртского федерального исследовательского центра Уральского отделения Российской академии наук (Ижевск), доктор технических наук, доцент;

КОСАРЕВ Владимир Федорович – заведующий лабораторией «Физика многофазных сред» Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, доктор физико-математических наук, лауреат премии Правительства РФ в области науки и техники;

КРАСОВСКАЯ Ирина Владимировна – старший научный сотрудник лаборатории физической газовой динамики Физико-технического института им. А. Ф. Иоффе Российской ака-

демии наук (Санкт-Петербург), кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник;

КУЗНЕЦОВ Гений Владимирович – профессор Научно-образовательного центра И. Н. Бутакова Инженерной школы энергетики Томского политехнического университета, доктор физико-математических наук, профессор;

КЭРТ Борис Эвальдович – заведующий кафедрой «Средства поражения и боеприпасы» факультета «Оружие и системы вооружения» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор;

ЛАШКОВ Валерий Александрович – профессор кафедры гидроаэромеханики математико-механического факультета Санкт-Петербургского государственного университета, доктор физико-математических наук, профессор;

ЛЕВИХИН Артем Алексеевич – заведующий кафедрой «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» факультета ракетно-космической техники Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, лауреат премии Правительства Санкт-Петербурга в области образования, кандидат технических наук, доцент;

ЛЕКАНОВ Анатолий Васильевич – руководитель направления АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М.Ф. Решетнёва» (Железногорск, Красноярский край), кандидат технических наук;

МАЛЬКОВ Виктор Михайлович – профессор кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» факультета ракетно-космической техники Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, доктор технических наук, профессор;

МАТВЕЕВ Станислав Алексеевич – проректор Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова по научной работе и инновационному развитию, заведующий кафедрой «Систем управления и компьютерных технологий» факультета «Информационные и управляющие системы» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, лауреат Государственной премии Российской Федерации им. Маршала Советского Союза Г. К. Жукова, кандидат технических наук, доцент;

МЕДВЕДЕВ Сергей Павлович – заведующий лабораторией гетерогенного горения Института химической физики им. Н. Н. Семенова РАН (Москва), доктор физико-математических наук;

МИРОНОВ Сергей Григорьевич, главный научный сотрудник лаборатории № 13 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, доктор физико-математических наук, профессор;

МИХЕЕВ Николай Иванович – заведующий лабораторией гидродинамики и теплообмена, руководитель Института энергетики и перспективных технологий Казанского научного центра РАН, профессор кафедры ракетных двигателей и энергетических установок Казанского национального исследовательского технического университета им. А. Н. Туполева (КНИТУ-КАИ) доктор технических наук, профессор;

НАГНИБЕДА Екатерина Алексеевна – профессор кафедры гидроаэромеханики математико-механического факультета Санкт-Петербургского государственного университета, доктор физико-математических наук, профессор;

НЕСТЕРОВ Юрий Николаевич – главный научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н. Е. Жуковского (Жуковский, Московская обл.), доктор технических наук;

НИКУЛИН Евгений Николаевич – профессор кафедры «Средства поражения и боеприпасы» факультета «Оружие и системы вооружения» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, руководитель ЧУООДПО «Санкт-

Петербургский институт экономики и бизнеса», академик Российской академии естественных наук (РАЕН), лауреат премии Правительства Санкт-Петербурга в области образования, доктор технических наук, профессор;

ОХОЧИНСКИЙ Михаил Никитич – учёный секретарь Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, доцент кафедры А1 «Ракетостроение» факультета ракетно-космической техники Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского (РАКЦ), член-корреспондент Российской академии естественных наук (РАЕН), лауреат премии Правительства Санкт-Петербурга в области образования, кандидат исторических наук, доцент;

ПАЛКИН Максим Вячеславович – помощник Генерального директора АО «ВПК «НПО машиностроения» (Реутов, Московская обл.), доктор технических наук;

ПЕТРОВ Сергей Константинович – директор Департамента науки и инноваций, доцент кафедры «Экология и производственная безопасность» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, кандидат технических наук;

ПИРОГОВ Сергей Юрьевич – начальник кафедры конструкции ракет-носителей (и ракетных двигателей) факультета конструкции летательных аппаратов Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского (Санкт-Петербург), доктор технических наук, профессор;

ПОНЯЕВ Сергей Александрович – заведующий лабораторией физической газовой динамики Физико-технического института им. А. Ф. Иоффе РАН (Санкт-Петербург), кандидат физико-математических наук;

РЫДАЛЕВСКАЯ Мария Александровна – профессор кафедры гидроаэромеханики математико-механического факультета Санкт-Петербургского государственного университета, доктор физико-математических наук, профессор.

САВЕЛЬЕВ Юрий Петрович – советник ректора Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, член-корреспондент РАН, Почётный работник высшего образования РФ, кавалер ордена Трудового Красного Знамени, доктор технических наук, профессор;

САВИН Андрей Валерьевич – профессор кафедры «Лазерная техника» (И1) Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, директор по развитию ООО «Концерн "Струйные технологии"» (Санкт-Петербург), доктор технических наук, доцент;

СИДОРЕНКО Андрей Анатольевич – заместитель директора по научной работе Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, кандидат физико-математических наук;

СМИРНОВ Евгений Михайлович – профессор Высшей школы прикладной математики и вычислительной физики, главный научный сотрудник Научно-исследовательской лаборатории гидроаэродинамики Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, доктор физико-математических наук, профессор;

СМИРНОВ Николай Николаевич – профессор кафедры газовой и волновой динамики, заместитель декана механико-математического факультета Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова, заместитель директора Института системных исследований Российской академии наук (Москва), доктор физико-математических наук, профессор;

СОКОЛОВ Евгений Иванович – профессор кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» факультета ракетно-космической техники Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник;

СТАСЕНКО Альберт Леонидович – главный научный сотрудник Центрального аэродинамического института им. проф. Н. Е. Жуковского, профессор кафедры общей физики Московского физико-технического института (национального исследовательского университета), доктор технических наук, профессор;

СТРЕЛЕЦ Михаил Хаимович – заведующий лабораторией «Вычислительная гидроаэроакустика и турбулентность» Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, доктор физико-математических наук, профессор;

СТРИЖАК Павел Александрович – профессор Научно-образовательного центра И. Н. Бутакова Инженерной школы энергетики, заведующий лабораторией теплопереноса Томского политехнического университета, доктор физико-математических наук;

ТЕТЕРИНА Ирина Владимировна – заведующий кафедрой «Плазмогазодинамика и теплотехника» факультета ракетно-космической техники Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, кандидат технических наук;

ТЕРЕХОВ Виктор Иванович – заведующий отделом термогазодинамики Института теплофизики имени С. С. Кутателадзе Сибирского отделения РАН, доктор технических наук, профессор, Заслуженный деятель науки РФ, лауреат Государственной премии РСФСР в области науки и техники;

ТИТАРЕВ Владимир Александрович – руководитель отделения «Моделирование сложных физических и технических систем» ФИЦ «Информатика и управление» РАН (Москва), заместитель заведующего лаборатории математического моделирования нелинейных процессов в газовых средах Московского физико-технического института (национального исследовательского университета);

ЦИРКУНОВ Юрий Михайлович – профессор кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» факультета ракетно-космической техники Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, лауреат премии первой степени им. Н. Е. Жуковского, доктор физико-математических наук, профессор;

ШАШУРИН Александр Евгеньевич – проректор по образовательной деятельности и цифровизации, заведующий кафедрой «Экология и производственная безопасность» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, доктор технических наук, доцент;

ШУСТОВ Станислав Алексеевич – профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов имени В. П. Лукачева Самарского национального исследовательского университета им. акад. С.П. Королёва, доктор технических наук, доцент;

ЯРЫГИН Вячеслав Николаевич – главный научный сотрудник лаборатории разреженных газов Института теплофизики имени С. С. Кутателадзе Сибирского отделения РАН, профессор кафедры технической теплофизики факультета летательных аппаратов Новосибирского государственного технического университета, доктор технических наук, профессор.

Секретариат:

А. Н. Трощина (председатель), К. Э. Савелова (заместитель председателя), М. М. Алексеева, А. С. Капалова, Ю. В. Каун, А. А. Яценко (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова)

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ОБЛИК ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В. К. Абгарян, А. Ю. Купреева, А. В. Мельников, О. Д. Пейсахович

НИИ ПМЭ Московского авиационного института
(Национального исследовательского университета)

Ионные двигатели (ИД) применяются в качестве двигателей малой тяги для решения задач коррекции и поддержания орбиты космических аппаратов в околоземном пространстве. В нескольких миссиях в дальнем космосе ИД использовались в качестве маршевых. Тяга образуется при ускорении плазменного потока до скоростей в несколько десятков км/с. Известны два основных направления разработки ИД. В основе первого из них лежит схема Кауфмана с разрядом на постоянном токе [1]. В ней атомы рабочего газа ионизируются электронами, испускаемыми сильноточным катодом. Другой способ получения плазмы предусматривает использование внешнего переменного электромагнитного поля с частотой МГц или ГГц. В обеих схемах формирование выходного пучка ионов обеспечивается ионно-оптической системой (ИОС), состоящей из эмиссионного и ускоряющего электродов. Высокочастотные ионные двигатели (ВЧИД), в которых используется поля МГц-диапазона, впервые были предложены Х. Лёбом[2]. Конструкция ВЧИД представлена на рис. 1.

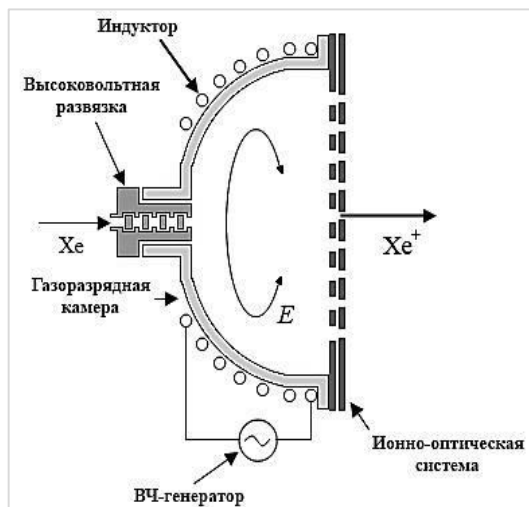


Рис. 1. Схема конструкции ВЧИД с полусферической ГРК

Газоразрядная камера (ГРК) и газовод выполняются из керамического материала. ВЧ индуктор представляет собой медную спираль, подключенную к ВЧ-генератору. Квазинейтральный поток плазмы получается вводом электронов, испускаемых катодом-нейтрализатором, в выходящий из ГРК поток положительных ионов.

При работе двигателей компоненты плазмы – ионы, электроны и фотоны – выпадают на стенки ГРК, что приводит к потерям вкладываемой в разряд мощности. Для сокращения потерь желательно иметь ГРК с наименьшей площадью поверхности, однако для поддержания разряда в ИД при характерных значениях параметров плазмы высота объема разряда должна быть порядка 5 см и более.

На рис. 2 представлены схемы разрабатываемого ВЧИД с диаметром ионного пучка 16 см и для сравнения двигателя Кауфмана того же типоразмера. Кривыми изображены линии магнитного поля B и эквипотенциали купольного электростатического поля E . Технические характеристики ИД определяются соотношением площадей ГРК и выходного сечения двигателя. Качественно это можно проиллюстрировать с помощью анализа так называемого эффективного ионизационного объема (ЭИО). Положительные ионы, «родившиеся» в ЭИО, двигаются по электростатическому полю в плазме в сторону выходного сечения и, проходя через отверстия в ИОС, формируют выходной поток. Ионы, родившиеся вне ЭИО, выпадают на стенки ГРК, где их энергия уходит в потери.

В схеме а) максимально сокращена площадь поверхности ГРК и сглажены все углы для более равномерного распределения плазмы. С целью сохранения необходимой высоты объема разряда предлагается использовать ИОС с заметно выпуклой поверхностью. Ожидаемое расхождение пучка при данной конфигурации перекрывается увеличением доли ЭИО в общем

объеме ГРК по сравнению со схемой с плоской ИОС. Поэтому доля ионов, формирующих выходной пучок, также возрастает.

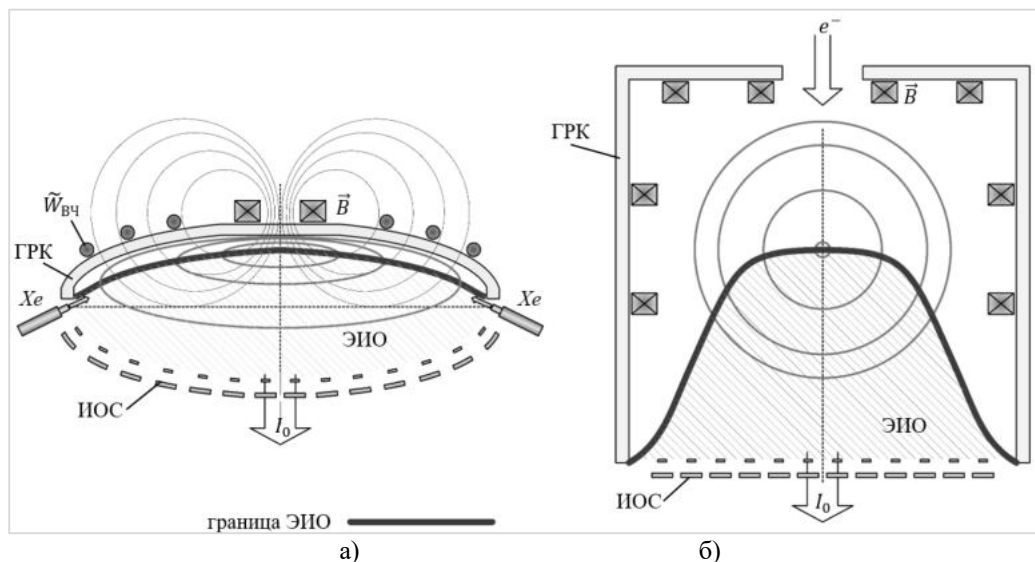


Рис. 2. Схемы и эффективные ионизационные объемы в ГРК в перспективном ВЧ ионном двигателе – (а) и в двигателе Кауфмана – (б)

Планируется использование дополнительного постоянного магнитного поля B для изоляции электронов от стенок ГРК, см. рис. 2а, также с целью снижения удельных затрат ВЧ мощности на получение тяги, как и при выборе формы ГРК. Проведены численные расчеты оптимальной формы ВЧИД с диаметром ГРК, равным 16 см.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, проект № 22-29-01006.

Литература

1. Kaufman H R, Robinson R S, US4862032A, 1986,
2. Löb H.W. // Acta Astronautica. 1962. Vol. VIII. No. 1. P. 49.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ ДРЕЙФОВОГО МАСС-СПЕКТРОМЕТРА

В. Р. Адиатуллин, С. В. Булович

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Спектрометрия ионной подвижности (СИП) – это быстрый, простой и чувствительный метод внелабораторного химического анализа с широким спектром применений в химии, фармакологии, клинической диагностике, безопасности и биомедицинских науках [1]. СИП является хорошо зарекомендовавшим себя методом обнаружения взрывчатых веществ, промышленных химикатов, загрязнений окружающей среды, боевых отравляющих веществ и многих других летучих органических соединений. Он основан на ионизации атомов и молекул, входящих в пробу, и измерении времени дрейфа ионов, которые разделяются в пространстве дрейфа по подвижностям под действием электрического поля. Максимумы пиков тока коллектора приходятся на определенные времена дрейфа, зависящие от коэффициента подвижности ионов и условий эксперимента. Данный подход обладает такими перспективными

качествами, как простота ввода анализируемых веществ, быстроедействие, высокая чувствительность, портативность и возможность проведения анализа при атмосферном давлении.

Конечно, в зависимости от поставленной задачи и требований, предъявляемых к результатам анализа, существует несколько типов спектрометров, которые осуществляют идентификацию пробы по параметрам дрейфовой подвижности ионов. Они могут отличаться способом ионизации анализируемого вещества во входной части прибора, величиной прикладываемого электрического поля в области движения ионов, наличием или отсутствием разного рода затворов, благодаря которым устройства могут работать в импульсном режиме, и другими характеристиками. [2, 3].

В данной работе предпринята попытка моделирования работы одного из дрейфовых масс-спектрометров, а также представлено численное исследование электрогазодинамического течения [4] в приборе. В модели можно выделить два модуля: гидродинамический, который позволяет получить структуру течения в камере дрейфового спектрометра, и электрический, который отслеживает движение ионных облаков как совокупность процессов переноса под воздействием электрического поля и гидродинамической скорости с учётом влияния возможной убыли ионов одного типа за счёт, например, их конверсии в ионы другого типа. Поле вектора скорости в дрейфовой камере получено в результате решения системы уравнений Навье-Стокса при помощи программного пакета ANSYS Fluent. На основании этого поля значение осевой составляющей скорости вдоль оси камеры получено усреднением в «трубке тока», ограниченной коллектором. Электрический модуль включает в себя уравнение Пуассона и необходимое количество уравнений баланса зарядов.

Одним из существенных недостатков метода СИП является высокая чувствительность результата анализа к изменению влажности окружающей среды. Поэтому отдельно встаёт вопрос о нахождении оптимального количества подаваемого сухого воздуха из предназначенных для этого специальных трубок. Здесь представлено исследование влияния расхода сухого воздуха на гидродинамическое течение и поле концентрации влаги в дрейфовом масс-спектрометре.

В результате разработанная компьютерная модель процесса движения ионных облаков разного типа в пространстве дрейфа, в основе которой лежат уравнения конвективно-диффузионного переноса, позволяет по исходным параметрам исследуемого образца получать спектры ионной подвижности.

Литература

1. Проблемы аналитической химии. Т. 13: Внелабораторный химический анализ / под ред. академика РАН Ю.А. Золотова. М.: Наука, 2010. 564 с.
2. Бисярин Н.Н. Физические и аппаратные факторы спектрометрии ионной подвижности. Дисс. ... канд. техн. наук. Рязань, 2015.
3. Капустин В.И., Коржавый А.П. Дрейф-спектрометрия: традиционные методы и перспективы развития // Российский технологический журнал. 2016. Т.4. № 2. С. 3-24.
4. Ватажин А.Б., Грабовский В.И., Лихтер В.А., Шульгин В.И. Электрогазодинамические течения / Под ред. А.Б. Ватажина. М.: Наука, 1983. 344 с.

ДИСКРЕТНО-АНАЛИТИЧЕСКИЙ ПОДХОД ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ УДАРНЫХ ПРОЦЕССОВ

А. Л. Адрианов

Сибирский федеральный университет, г. Красноярск

Ударные газодинамические процессы [1–3] нашли широкое применение в ракетно-космической технике при конструировании и оптимизации устройств, энергетических установок, в современных технологиях и даже медицине. Само «ударное образование»

(тонкий ударный слой) при его корректной идеализации (выделении или схематизации нестационарной ударной волны (УВ), скачка уплотнения (СУ)) можно считать разрывным, что позволило применить аналитический аппарат для связи газодинамических параметров по обе стороны такого «разрыва». Более того, если имеет место дополнительный запас гладкости в его внешней окрестности, то удаётся аналитически связать не только сами параметры, но и их частные производные по обе стороны криволинейных УВ [4] или СУ [3]. Такая связь применительно к стационарным течениям идеального совершенного газа в виде *дифференциальных условий динамической совместности* (ДУДС) на криволинейном косом СУ получена в [3] В.Н. Усковым, а в [5, 6] получен их обобщённый аналог – *обобщенные дифференциальные соотношения* (ОДС) на криволинейном косом СУ для модели вязкого теплопроводного газа при больших числах Рейнольдса. Привлечённый, в связи с гладкостью в касательном к СУ направлении, аналитический аппарат ОДС позволяет проанализировать влияние (совместное, в частности) основных физических факторов на эволюцию проникающего в *сдвиговый слой* (слои) фронта скачка, управляя его поведением. Этими факторами являются: градиенты газодинамических величин в невозмущённом потоке перед СУ, *краевой эффект* (КЭ) за ним («догоняющие возмущения» – основной фактор управления), а также *фактор вязкости* и *механизм теплопроводности* [5–8] при асимптотическом учёте его в ОДС [5–7]. Отмеченная выше гладкость моделируемого ударного процесса не допускает наличие ударно-волновых конфигураций [3, 9] в *слое*, но не исключает ситуации, когда в виде «догоняющих возмущений» (конкретный КЭ) на основной СУ приходит *слабый разрыв*. Кривизна СУ при этом также терпит разрыв.

Редукция полных уравнений *Навье-Стокса вязкого теплопроводного газа* (УНСВТ) к нелинейной системе ОДУ вдоль траектории фронта СУ [6, 7] позволяет, с одной стороны, в рамках единого вычислительного алгоритма проходить «насквозь» от *газодинамической* до *диффузионной* стадии эволюции СУ в *слое*, задаваясь различными КЭ, а с другой – значительно экономить вычислительный ресурс: счёт на ПЭВМ на основе, предварительно полученной с помощью машинных аналитических преобразований, системы дифференциально-разностных рабочих уравнений, вместо многих часов (УНСВТ) занимает секунды.

В настоящем докладе управляемая динамика проходящего в *слои* фронта СУ представлена в трёх различных пространствах: физическом (евклидовом), на плоскости ударных полях (*ударном поляроиде* – термин В.Н. Ускова), на *разрывном многообразии* типа «шайба Гровера», отвечающем за множество *краевых эффектов* [6]. Уделяется внимание частным случаям плохой выполнимости классических *соотношений на косом СУ* в вязком теплопроводном газе и, соответственно, не вполне корректному отображению таких решений на ударных полярах (*поляроиде*) [10].

Литература

1. Гриффитс У. Ударные волны // Современная гидродинамика. Успехи и проблемы / под ред. Дж. Бэтчелора и Г. Моффата. М.: Мир, 1984. 501 с.
2. Черный Г.Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М.: Гос. изд-во физ.-матем. лит., 1959. 220 с.
3. Адрианов А.Л., Старых А.Л., Усков В.Н. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. Новосибирск: Наука, 1995. 180 с.
4. Русанов В.В. Производные газодинамических функций за искривленной ударной волной. М., 1973. (Препринт АН СССР / ИПМ им. М.В. Келдыша; № 18).
5. Адрианов А.Л. Обобщенные дифференциальные соотношения на скачке уплотнения // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Математическое моделирование физических процессов. 2009. Вып. 4. С. 22–30.
6. Адрианов А.Л. Математическое моделирование ударных течений идеального и вязкого теплопроводного газа на основе дискретно-аналитического подхода. Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2016. 216 с.

7. Adrianov A.L. Influence of the boundary effect, viscosity factor and heat conductivity mechanism on the shock front evolution // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2022. Vol. 1230 Paper No. 012001. DOI: 10.1088/1757-899X/1230/1/012001.

8. Седов Л.И., Михайлова М.П., Черный Г.Г. Влияние вязкости и теплопроводности на течение за сильно искривленной ударной волной // Вест. МГУ. Механика. 1953. № 3. С. 95–100.

9. Усков В. Н., Чернышов М. В. Экстремальные ударно-волновые системы в задачах внешней аэродинамики // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21. № 1. С. 15-31.

10. Адрианов А.Л., Сизаско В. О некорректном представлении ударного процесса на ударных полях в вязком теплопроводном газе // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22. № 4. С. 558-567. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-4-558-567.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ, ЧИСЛЕННЫЕ АЛГОРИТМЫ, РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И. А. Амелюшкин

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)

Развитие моделей и исследование физических особенностей обледенения актуально для предсказания форм наростшего льда и борьбы с этим неблагоприятным явлением. В частности, моделирование сальтации (подъема и переноса частиц по поверхности в потоке воздуха) необходимо для расчета параметров снега в процессе обледенения во время взлета и посадки летательных аппаратов и в других практических приложениях.

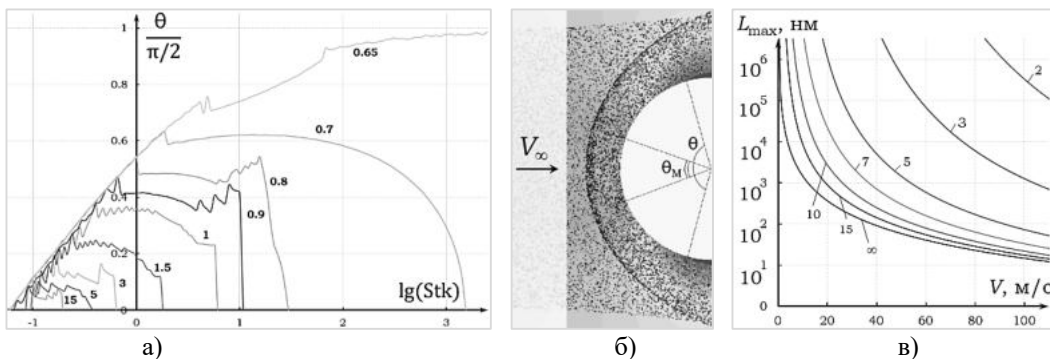


Рис. 1.: а) влияние температуры переохлаждения (цифры над кривыми) на зависимость максимального предельного угла удара переохлажденных капель, при котором они не будут кристаллизоваться. Скорость обтекания цилиндра 7 м/с, его радиус 0.1 м, плотность воды в переохлажденных каплях 1000 кг/м^3 , вязкость обтекающего цилиндра газа, имеющего плотность $1,08 \text{ кг/м}^3$ зависела от температуры по закону Сазерленда; б) схема обтекания передней кромки крыла: θ – максимальный угол захвата каплей обтекаемым телом, θ_m – угол, которой характеризует область поверхности обтекаемого тела, в которой переохлажденные капли не кристаллизуются при ударе; в) зависимость максимального расстояния между выступами гидрофобного покрытия от скорости обтекания тела радиусом 10 см при различных размерах капель (цифры – радиусы капель в мкм)

На основании результатов проведенных ранее экспериментов и расчетных исследований показаны условия, при которых переохлажденные метастабильные капли остаются жидкими после удара о поверхность летательного аппарата (рис. 1), так как плотности их кинетической энергии удара о поверхность недостаточно для преодоления энергетического барьера. Максимальная скорость удара капель о поверхность расположена между линией растекания и грани-

цей характеризуемой углом θ области захвата частиц аэрозоля твердым телом. Получена область в трехмерном пространстве безразмерных параметров аэрозольного потока, обтекающего твердое тело, в которой переохлажденные капли при ударе о поверхность остаются в жидком состоянии в случае отсутствия на обтекаемом теле выросших ледяных кристаллов льда.

Развиты модели расчета сальтации снега и кристаллов льда, а также модели их движения с учетом обратного влияния на газовый поток в областях повышенной концентрации, где могут иметь место различные физические особенности: например, столкновения частиц, повышение вязкости, плотности и других параметров аэрозоля. Показаны условия возникновения областей повышенной концентрации дисперсной фазы аэрозольного потока в пограничных слоях газовых потоков.

Исследования выполнены при поддержке РФФИ в рамках научных проектов № 19-29-13024 и № 19-29-13016.

Литература

1. Амелюшкин И.А., Кудров М.А., Морозов А.О., Стасенко А.Л., Щеглов А.С. Модели процессов, сопровождающих кристаллизацию переохлажденных капель // Труды Института системного программирования РАН. 2020. Т. 1. № 2. С. 15-21.

2. Амелюшкин И.А., Миллер А.Б., Стасенко А.Л. Оценка периода шероховатости противобледенительных покрытий тела в потоке воздуха с переохлажденными каплями // Вестник МГОУ. 2021. № 1. С. 54–63.

3. Амелюшкин И.А., Кудров М.А., Морозов А.О., Щеглов А.С. Математические модели и методы расчета процессов, сопровождающих обледенение летательного аппарата // Труды Института системного программирования РАН. 2021. Т. 33. № 5.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОРОШЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ СБРОСЕ ХЛАДАГЕНТА В ОЧАГ ПОЖАРА

В. А. Архипов, С. А. Басалаев, Н. Н. Золоторёв, К. Г. Перфильева, А. С. Усанина
Национальный исследовательский Томский государственный университет

В настоящее время в результате изменения климата значительно увеличилось количество техногенных и природных катастроф, важнейшая из которых – лесные пожары [1, 2]. Для обеспечения требуемого уровня пожарной безопасности во всем мире ведутся непрерывные и многоплановые работы. Однако, несмотря на большой объем выполняемых работ по повышению уровня пожарной безопасности, показатели возникновения крупных пожаров ежегодно остаются на высоком уровне.

При тушении крупных лесных пожаров, особенно в труднодоступных районах, единственным возможным способом является сброс хладагента в очаг пожара с борта летательного аппарата [3]. Для повышения эффективности авиационного пожаротушения необходимо разработать физико-математическую модель, которая позволит определять оптимальные параметры сброса хладагента из водосливного устройства (ВСУ) летательного аппарата в очаг пожара с учетом реальных условий. Данная модель должна включать закономерности эволюции и осаджения жидко-капельного аэрозольного облака, а также его взаимодействия со средой вблизи очага пожара.

В настоящей работе представлена математическая модель для расчета плотности орошения поверхности при сбросе хладагента в очаг пожара. Динамика жидко-капельного аэрозольного облака рассматривается как движение полидисперсного кластера капель в поле высоких температур с учетом силы и направления ветра, а также восходящего потока, расположенного над очагом горения. Данная модель описывается системой уравнений, включающей

уравнения движения капель каждой фракции, их теплообмена с окружающей средой и изменения размера капли вследствие испарения.

Процесс гравитационного осаждения капель сопровождается их деформацией и дроблением в потоке, и характеризуется взаимодействием сил поверхностного натяжения, вязкости и силы тяжести. Существует два механизма разрушения капли при ее движении в потоке [4]:

- при достаточно больших числах Бонда развивается неустойчивость Рэлея-Тейлора (сила инерции превышает силу поверхностного натяжения);
- при достаточно больших числах Вебера развивается неустойчивость Кельвина-Гельмгольца (сила динамического напора превышает силу поверхностного натяжения).

В данной модели неустойчивость Рэлея-Тейлора развивается при числах Бонда $Bo = \rho_l g D_p^2 / \sigma > Bo_* = 90$, а неустойчивость Кельвина-Гельмгольца – при числах Вебера $We = \rho_g u_p^2 D_p / \sigma > We_* = 17$ [4]. Предполагалось, что при достижении критических значений числа Бонда или числа Вебера капля дробится на две сферические капли равной массы.

С использованием предложенной модели проведено численное исследование плотности орошения поверхности при сбросе хладагента в очаг пожара с помощью вертолетного водосливного устройства ВСУ-5 [5]. Определено, что на длину смоченной поверхности наибольшее влияние оказывает длина первичного облака капель, а наименьшее – начальная скорость капель и распределение скорости ветра в атмосфере. Показано, что увеличение начальной скорости кластера капель позволяет быстрее преодолеть область восходящего потока и способствует неполному испарению капель крупных фракций. Определено, что увеличение скорости ветра приводит к повышению дальности полета капель мелких и средних фракций, и, следовательно, к увеличению плотности орошения поверхности за счет попадания в зону горения капель крупных и средних фракций.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 22-19-00307).

Литература

1. Filkov A., Kasymov D., Zima V., et al. Experimental investigation of surface litter ignition by bark firebrands // AIP Conference Proceedings. 2016. Vol. 1698. No. 1. Paper 060004.
2. Matvienko O.V., Kasymov D.P., Filkov A.I., et al. Simulation of fuel bed ignition by wildland firebrands // Int. J. Wildland Fire. 2018. Vol. 27. No. 8. Pp. 550-561.
3. Пиджаков А.Ю., Рещецкий Ф.Н., Гаврилова О.В. Применение авиации МЧС России при тушении лесных пожаров // Научно-аналитический журнал «Вестник Санкт-Петербургского университета Государственной противопожарной службы МЧС России». 2011. № 1. С. 68-71.
4. Нигматулин Р.И. Динамика многофазных сред. Ч. 1. М.: Наука, 1987. 464 с.
5. Асовский В.П., Илькун В.В., Судаков А.Г. Инструкция по применению водосливного устройства ВСУ-5А при тушении пожаров вертолетами. Краснодар, 2011. 17 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ ДОЖИГАНИЯ ИМПУЛЬСНОГО МГД-ГЕНЕРАТОРА

А. Г. Афонин, В. Г. Бутов, В. А. Солоненко, А. А. Яшук

Национальный исследовательский Томский государственный университет

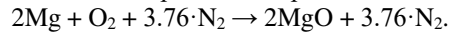
В данной работе описана физико-математическая модель процессов в двухкамерном генераторе плазмы импульсного МГД-генератора, работающего на продуктах сгорания комбинированного (предполагающее дожигание после камеры сгорания) топлива (КТ) на основе Mg

и окислителя KNO_3 с дожиганием свободного магния в кислороде воздуха. Продукты сгорания КТ содержат свободный Mg только в газовой фазе, а конденсированная фаза представлена частицами MgO. Узел подачи в камеру дожигания газогенераторного представляет собой плоскую головку (по аналогии с ЖРД) с сотовым расположением сопел для истечения продуктов сгорания КТ и сжатого воздуха (окислителя).

Расчёт параметров газогенератора и камеры дожигания

В камере дожигания рассматривается многокомпонентное двухфазное турбулентное течение газа и полидисперсных частиц MgO. Термодинамические параметры газогенераторного газа на входе КД определялись в приближении термодинамического равновесия с помощью программы «Плазма» [1]. На входе в КД (III на рис. 1) задавались расходы газовой смеси с частицами, поступающей из сопел 2 (с температурой 2176 К) и воздуха (с температурой 300 К), подаваемого через сопла 3 (рис. 1). Температура на внутренней стенке цилиндрической камеры дожигания принималась равной 1600 °С. В модели для совместного описания течения газовой смеси с частицами выбран дискретно-траекторный подход Эйлера-Лагранжа [2-7], в котором для частиц дисперсной фазы используется подход Лагранжа, а для газовой фазы – подход Эйлера. Для замыкания системы применялась SST-модель турбулентности [8].

В камере дожигания протекает химическая реакция сгорания магния в кислороде воздуха:



Для моделирования химической реакции (9) в КД использовался подход, основанный на EDM-методе [9]. Распределение появляющихся (на входной границе и возникших в результате реакции) в расчетной области частиц по диаметру задавалось согласно [10, 11].

Особенностью течения в КД является смешение поступающих в неё (рис. 1) воздуха и газогенераторного газа и протекание реакции (9) с образованием твердых или жидких частиц в зависимости от условий. Твёрдые частицы MgO, втекающие в КД из ГГ, за счёт поступления теплоты от реакции (9) могут расплавляться и покидать КД в жидком состоянии. Для учёта всех этих эффектов в расчётах использовалась зависимость теплоёмкости частиц от температуры, учитывающая фазовый переход [12].

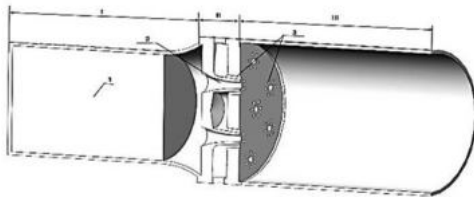


Рис. 1. Конструктивная схема генератора плазмы

На рис. 1: I – газогенератор; II – узел подачи в КД газогенераторного газа и сжатого воздуха; III – камера дожигания; 1 – заряд КТ; 2 – сопла подачи продуктов сгорания КТ; 3 – сопла подачи сжатого воздуха.

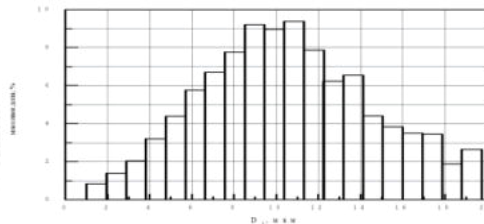


Рис. 2. Распределение массовых долей частиц MgO

Результаты

Результаты расчётов процессов в камере дожигания показаны на рис. 3, 4. Область течения визуализируется в сегменте 1/12 объёма камеры.

Выводы

Реализованная физико-математическая модель позволяет проводить комплексные расчёты течения двухфазной многокомпонентной смеси с учётом пространственного турбулентного характера, протекания равновесных химических реакций между компонентами газовой смеси и реакции сгорания газообразного Mg в кислороде воздуха с учетом тепловых процессов в камере дожигания, включая переход частиц MgO из твёрдого состояния в жидкое.

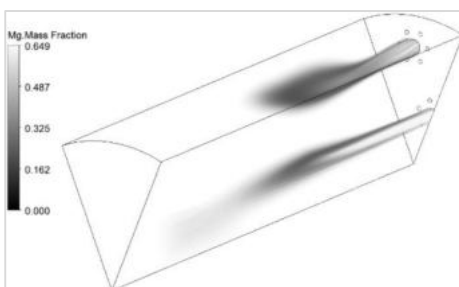


Рис. 3. Массовая доля газообразного Mg в КД

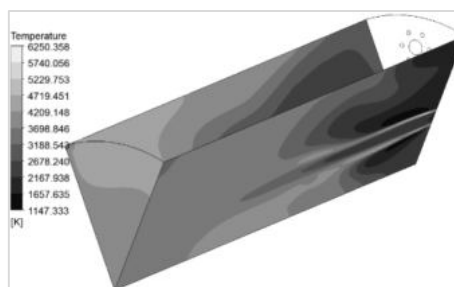


Рис. 4. Распределение температуры газа в плоскостях симметрии КД

Литература

1. Чернов Ю.Г., Сахаров Б.Б., Веретенев В.Ю. Пакет прикладных программ «Плазма». Препринт № 3522. М.: ИАЭ, 1981.
2. Нигматулин Р.И. Динамика многофазных сред. Ч. 1. М.: Наука, 1987. 464 с.
3. Турбулентные течения реагирующих газов. Пер. с англ./Под ред. П. Либби, Ф. Вильямса. М.: Мир, 1983. 328 с.
4. Стернин Л.Е. Основы газодинамики двухфазных течений в соплах. М.: Машиностроение, 1974. 212 с.
5. Стернин Л.Е., Маслов Б.Н., Шрайбер А.А., Подвысоцкий А.М. Двухфазные моно и полидисперсные течения газа с частицами. М.: Машиностроение, 1980. 172 с.
6. Стернин Л.Е., Шрайбер А.А. Многофазные течения газа с частицами. М.: Машиностроение, 1994. 320 с.
7. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Течения газа с частицами. М.: Физматлит, 2008. 600 с.
8. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA-Journal. 1994. V. 32. No. 8. P. 1598–1605. DOI: 10.2514/3.12149.
9. Process modeling for hydrocarbon fuel conversion // Advances in Clean Hydrocarbon Fuel Processing Science and Technology, Woodhead Publishing Series in Energy, 2011, Pp. 509-545.
10. Дегтев Ю.Г., Догадаев Р.В., Клычков В.И. и др. Исследование свойств плазмы продуктов сгорания пиротехнических (металлических) горючих в воздухе // Доклады РАН. 1995. Т. 340. № 6. С. 768-771.
11. Дегтев Ю.Г., Догадаев Р.В., Иваненко А.А. и др. Экспериментальные и численные исследования плазмы.
12. Burcat A., Ruscic B., Chemistry, and Technion - Israel Inst. of Tech. Third millenium ideal gas and condensed phase thermochemical database for combustion (with update from active thermochemical tables). United States, 2005. DOI:10.2172/925269.

ТЕМОДАЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ КРУГЛЫХ ЗАТОПЛЕННЫХ СТРУЙ

Д. А. Ашуров

Научно-исследовательский институт механики

Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова

В работе численно изучается развитие немодальных возмущений в осесимметричных затопленных струях. После нахождения собственных мод для каждого профиля скорости, произвольное возмущение строится в виде их линейной комбинации. Для определения оптимального возмущения при заданном азимутальном волновом числе m коэффициенты линейной комбинации подбираются таким образом, чтобы максимизировать кинетическую энергию возмущений.

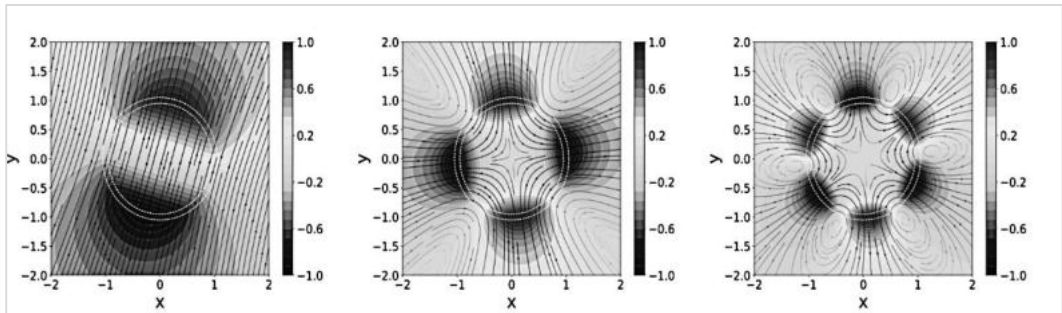


Рис. 1. Визуализация оптимальных возмущений. Линии тока для компонент скорости в поперечном сечении струи, заливка для продольной компоненты скорости. Слева направо: $m = 1, 2, 3$

Расчеты проведены как для временных возмущений (при фиксированном аксиальном волновом числе), так и для пространственных (при фиксированной частоте). Получены графики энергий оптимальных возмущений как функций времени или координаты вдоль потока. Проанализирована структура оптимальных возмущений для различных значений азимутального волнового числа m .

Работа выполнена при поддержке гранта РФФ № 20-19-00404.

КАРТИНА ВЯЗКО-НЕВЯЗКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ ПРЕПЯТСТВИЯ С ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ФОРМОЙ ЗАКРУГЛЕНИЯ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ

Е. В. Бабич, Е. В. Колесник, А. А. Смирновский

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Исследование сверхзвукового обтекания различных препятствий, закрепленных на некоторой поверхности, имеет широкое практическое применение в аэрокосмической отрасли. Задачи данной направленности встречаются, в частности, при конструировании таких элементов высокоскоростных летательных аппаратов, как соединения фюзеляжа и крыла, хвостового оперения [1]. Течения в такого рода конфигурациях являются, как правило, существенно трехмерными и характеризуются сложными явлениями вязко-невязкого взаимодействия: формированием системы скачков и волн уплотнения, образованием протяженной передней отрывной области и системы подковообразных вихрей [2-5]. С практической точки зрения наиболее важно правильно предсказывать интенсивность теплообмена в области перед обтекаемым телом, поскольку возникающая структура течения приводит к сильно неоднородному распределению теплового потока на обтекаемой поверхности, значения которого могут во много раз превышать значения в невозмущенном пограничном слое.

Несмотря на достигнутый прогресс как в экспериментальных, так и в численных исследованиях данного класса течений, имеется множество аспектов, требующих более детального изучения. Структура потока и картина локального теплообмена зависят от большого числа параметров, таких как свойства среды, характеристики набегающего пограничного слоя, а также в значительной степени от геометрии рассматриваемой конфигурации. Недавно нами было показано [5], что при параметрах, рассмотренных в [2], возможно существование двойственного решения, при этом разным решениям отвечают метастабильные состояния потока с различной конфигурацией вихревой структуры в передней отрывной области; обнаруженное двойственное решение существует в некотором диапазоне чисел Рейнольдса. Другой малоисследованной областью является возникновение неустойчивости и перехода к автоколебательным нестационарным режимам течения при изменении определяющих параметров задачи.

При этом исследователями наиболее часто рассматривается модельная задача об обтекании вязким газом симметричного препятствия, закрепленного на пластине, передняя кромка которого представляет собой полуокружность [2-4]. Настоящая работа, которая является продолжением исследований [4-5], посвящена численному моделированию ламинарных (стационарных и нестационарных) режимов обтекания затупленного ребра с эллиптической формой закругления передней кромки. Анализируется влияние формы передней кромки (отношение длин полуосей эллипса) на структуру течения и картину локального теплообмена в области перед обтекаемым телом, также исследуется возможность существования двойственного решения при обтекании рассматриваемых конфигураций и изучаются характерные особенности получаемых решений.

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

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых – кандидатов наук, МК-3435.2022.1.1.

Литература

1. Korkegi R.H. Survey of viscous interactions associated with high Mach number flight // AIAA J. 1971. Vol. 9 (5). Pp. 771–784.
2. Tutty O.R., Roberts G.T., Schuricht P.H. High-speed laminar flow past a fin-body junction // Journal of Fluid Mechanics. 2013. Vol. 737. Pp. 19-55.
3. Mortazavi M., Knight D. Simulation of Hypersonic-Shock-Wave–Laminar-Boundary-Layer Interaction over Blunt Fin // AIAA Journal. 2019. Vol. 57. Issue 8. Pp. 3506-3523.
4. Колесник Е.В., Смирнов Е.М. Численное исследование вихревых структур и теплообмена при сверхзвуковом обтекании области сопряжения затупленного тела и пластины // Журнал технической физики. 2020. Т. 90. № 2. С. 185-192.
5. Колесник Е.В., Смирнов Е.М. Сверхзвуковое ламинарное обтекание затупленного ребра: двойственность численного решения // Журнал технической физики. 2021. Т. 91. №5. С. 764-771.

ПРОБЛЕМА ТУРБУЛЕНТНОСТИ И ОПИСАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ

В. А. Бабук, Н. Л. Будный, Д. И. Куклин, А. А. Низяев

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Широкое применение металлического горючего, как правило, алюминия, в двигательных установках (ДУ) на твердом топливе приводит к образованию многофазного потока продуктов сгорания в камере сгорания (КС). Этот поток представляет собой газовую фазу и конденсированные продукты горения (КПГ). В свою очередь, КПГ принято разделять на две фракции: крупную – агломераты и мелкую – высокодисперсный оксид (ВДОК) [1]. Агломераты – частицы, существенно превышающие по размерам исходные частицы металлического горючего и достигающие 100 и даже 1000 мкм. Агломераты состоят из капель неокисленного металла и его оксида и могут иметь газовые включения, образуя системы со свойствами, близ-

кими к равновесным [2]. Высокодисперсный оксид – частицы с размерами порядка 1 мкм и менее, полностью состоящие из оксида металла [3]. Расчет внутрикамерных характеристик ДУ предполагает необходимость моделирования процесса эволюции многофазного потока в КС, который включает в себя совокупность разнообразных физико-химических превращений [4]. Одним из ключевых вопросов при решении этой задачи является вопрос о режиме течения газообразных продуктов, т.е. соотношение между ламинарным и турбулентным режимами.

Для поиска ответа на этот вопрос было проведено исследование, которое заключалось в сопоставлении расчетных и экспериментальных данных. Экспериментальное исследование включало визуализацию агломератов в газовой фазе, а также получение характеристик КПП в зависимости от времени пребывания в охранных трубках. Методика экспериментального исследования описана в работе [5].

Результаты исследования позволили установить следующее.

При взаимодействии газообразных продуктов с крупной фракцией КПП – агломератами, несмотря на элементы струйных течений, реализуется ламинарный режим. Можно предположить, что данное обстоятельство является следствием действия значительных вязких сил при указанном взаимодействии. Ламинарный режим течения имеет важные следствия для явлений теплопереноса при эволюции одиночных агломератов (горение металла агломератов, формировании структуры агломерата, образование ВДОК).

В объеме КС режим течения газообразных продуктов имеет турбулентный характер. Этот режим течения оказывает влияние как на перенос конденсированных продуктов, так и на явления переноса в газовой фазе (энергии, импульса, вещества).

Полученные результаты имеют существенное значение для создания адекватного описания внутрикамерных процессов в ДУ на твердом топливе.

Литература

1. Babuk V.A., Vasilyev V.A., Malakhov M.S. Condensed Combustion Products at the Burning Surface of Aluminized Solid Propellant // Journal of Propulsion and Power. 1999. Vol. 15. No. 6. Pp. 783-793.
2. Бабук В.А., Белов В.П., Ходосов В.В., Шелухин Г.Г. Исследование структуры агломератов при горении смесевых конденсированных систем // Физика горения и взрыва. 1988. Т. 24. № 5. С. 52-57.
3. Бабук В.А. Проблемы исследования образования высокодисперсного оксида при горении алюминизированных твердых топлив // Физика горения и взрыва. 2007. Т. 43. № 1. С. 45-53.
4. Бабук В.А., Будный Н.Л., Куклин Д.И., Низяев А.А. Модель эволюции многофазного потока продуктов сгорания в камере двигательной установки и результаты ее численного анализа // Известия РАН. 2020. Вып. 1 (110). С. 53-60.
5. Babuk V.A., Vasilyev V.A., Naslednikov P.A. Experimental Study of Evolution of Condensed Combustion Products in Gas Phase of Burning Solid Rocket Propellant // Combustion of Energetic Materials // edited by K. Kuo and L. De Luca. N.Y., 2002. Pp. 412-426.

ВЛИЯНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕНТИЛЯТОРА НА ТЕПЛОВУЮ ЭФФЕКТИВНОСТЬ МАСЛООХЛАДИТЕЛЯ

Е. С. Байметова¹, К. Е. Симоненко²

¹ *Ижевский государственный технический университет им. М. Т. Калашикова*

² *ООО «НПО «Гидросистемы»*

Работа посвящена исследованию влияния газодинамических параметров нагнетаемого воздуха (расход воздуха и условия вдува) на тепловую эффективность маслоохладителя [1, 2]. Рассматривается маслоохладитель, выполненный в виде многосекционного коллектора со

сложной формой внешнего оребрения [3,4]. Маслоохладитель данной конструкции устанавливается за вентилятором. Нагнетаемый воздух, проходя через межсекционное пространство теплообменника, обеспечивает отвод тепла от рабочей жидкости, которая внутри коллектора движется по системе параллельно соединенных прямоугольных оребренных каналов. Развитое внешнее оребрение располагается по потоку и интенсифицирует процесс конвективного теплообмена между стенкой коллектора и нагнетаемым холодным воздухом.

В данной конструкции сочетаются внутренние профилированные каналы, внешняя развитая поверхность сложной конфигурации, обеспечивающая значительную площадь поверхности теплосъема [5]. Анализируются результаты совместного исследования внутренней гидродинамики масла, внешней газодинамики воздушного потока и теплообмена внутри корпуса маслоохладителя при различных расходах и входных профилях скорости нагнетаемого воздуха. Тепловая эффективность устройства оценивается по удельному количеству тепла, отводимому с единицы площади секции маслоохладителя.

Процесс охлаждения внутреннего потока рабочей жидкости ($\rho=1100\text{кг/м}^3$; $c_p=3100\text{Дж/(кг}\cdot\text{К)}$; $\mu=0,11\text{ Па}\cdot\text{с}$; $\lambda=0,41\text{ Вт/м}\cdot\text{К}$) путем принудительного обдува коллектора маслоохладителя направленным потоком воздуха: $M=28,96\text{ кг/кмоль}$; $c_p=1004,4\text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$; $\mu=1,831\cdot 10^{-5}\text{ Па}\cdot\text{с}$; $\lambda=0,0261\text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$, исследуется в рамках задачи сопряженного теплообмена внутреннего элемента единичной охлаждающей секции при задании условий симметрии на боковых гранях расчетной области. Корпус секции охлаждения выполнен из алюминия: $\rho=2700\text{ кг/м}^3$; $c_p=903\text{ Дж/кг}\cdot\text{К}$; $\lambda=237\text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ [6]. Моделирование проводится на основе решения уравнений сохранения текучих сред для доменов воздуха и гидравлической жидкости совместно с уравнением теплопроводности в твердом теле для корпуса маслоохладителя.

В результате проведенных расчетов получены распределения полей скорости, давления, температуры и теплового потока вблизи непроницаемых поверхностей рассматриваемого фрагмента внешнего оребрения маслоохладителя, а также интегральные теплофизические характеристики воздушного потока до и после прохождения элементов оребрения. Выявлена связь между скоростным напором воздуха, степенью его завихренности при подаче и удельным количеством тепла, отводимым с единицы площади секции маслоохладителя. Получены корреляционные уравнения для перехода от единичного ряда оребрения к пластине заданной длины и от единичного сегмента коллектора к системе в целом. Показано, что увеличение расхода воздуха приводит к интенсификации теплообмена.

Литература

1. Жукаускас А.А. Конвективный перенос в теплообменниках М.: Наука, 1982. 472с.
2. Леонтьев А.И., Олимпиев В.В. Теплофизика и теплотехника перспективных интенсификаторов теплообмена (обзор) // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 1. С. 7-31.
3. Тиунов С.В., Скрыпник А.Н., Маршалова Г.С., Гуреев В.М., Попов И.А., Кадыров Р.Г., Чорный А.Д., Жукова Ю.В. Экспериментальное исследование теплогидравлических характеристик оребренных плоских труб аппарата воздушного охлаждения масла // Энергетика. Известия высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ. 2020. Т. 63. № 2. С. 138-150.
4. Хабибуллин И.И., Низамутдинов Р.М., Кадыров Р.Г., Николаенка И.В., Гуреев М.В., Тиунов М.В. Численное моделирование процессов теплообмена в аппарате воздушного охлаждения масла // Газовая промышленность. 2019. Т. 780. № 1. С. 84-90.
5. Королева М.Р., Терентьев А.Н., Чернова А.А. Гидродинамика коллектора сложной формы // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. 2021. № 3 (58). С. 50-55.
6. Армянин А.Ю., Байметова Е.С., Хвалько М.Е. Особенности теплового режима маслоохладителя с развитой внешней поверхностью // Химическая физика и мезоскопия. 2022. Т. 24. № 1. С. 93-103.

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРАВЛЕННОГО ПОДВОДНОГО ВЗРЫВА АЛЮМИНИЗИРОВАННОГО ЗАРЯДА, ВЗОРВАННОГО В ПУЗЫРЬКОВОМ КАНАЛЕ

С. С. Басакина, П. В. Комиссаров, В. В. Лавров, Р. Н. Мельников

*Федеральный исследовательский центр химической физики им. Н.Н. Семенова
Российской академии наук*

Одним из наиболее известных способов повышения энергии взрыва является включение в реакцию окислителя, содержащегося в среде, в которой производится взрыв. Для этого, например, во взрывчатое вещество (ВВ) добавляют металлические частицы, способные дореагировать с окружающей средой, тем самым увеличивая энерговыделение. Ранее [1, 2] было показано, что добавки порошка алюминия (от 10 до 40 вес.%) во взрывчатые смесевые составы, хотя и приводят к некоторому снижению амплитуды гидроударной волны (ГУВ), в то же время существенно увеличивают её импульс и энергию, а также значительно повышают энергию пульсации газового пузыря. Другим способом усиления ГУВ является создание сжимаемой среды перед фронтом волны вблизи или в непосредственном контакте с жесткой преградой. Так, авторы [3] отмечают, что при использовании пузырьковой завесы (ПЗ), предназначенной для гашения ГУВ, вблизи поверхности наблюдается увеличение механического воздействия взрыва на объект. Это связано с тем, что при прохождении через гетерогенную среду ГУВ значительно увеличивает свою длительность за счет торможения потока, тем самым оказывая более продолжительное воздействие на преграду.

Проведенные нами ранее работы [4, 5] показали, что при впрыске при высоком давлении и температуре высокометаллизированных составов в воду с пузырьками образуется мощный вторичный импульс давления, который отсутствует при тех же условиях в сплошной воде. В случае с пузырьками за счет увеличения проницаемости среды растёт размер зоны проникновения продуктов детонации в воду и происходит их более интенсивное смешение с окружающей окислительной средой (вода+пар). Это приводит к более интенсивной реакции содержащегося в составе избыточного алюминия с водой. В экспериментах с пузырьковой средой также наблюдалось увеличение длительности импульса ГУВ в 1,5 раза по сравнению с аналогичными опытами в сплошной воде.

Цель представленного исследования состоит в проверке возможности использования обоих вышеупомянутых эффектов и получения в результате повышенных параметров от взрыва подводного смесового высокоалюминизированного состава. Были проведены эксперименты, в которых смесевые составы с большим избытком алюминиевого горючего взрывали в пузырьковой колонне, расположенной от заряда до мишени, чтобы максимально увеличить механическое воздействие взрыва на препятствие в выбранном направлении. Использовались тройные составы ПХА/Al/нитрометана массой до 30 г, помещенные в пластиковые оболочки диаметром 20 мм. Соотношение между ПХА и порошком алюминия (ПАП-2) варьировалось от 1:1 до 1:2 по массе. Для сравнения использовали заряды насыпного аммонита БЖВ, имеющего такую же плотность. Эксперименты проводили в цилиндрическом резервуаре диаметром 2,2 м и глубиной 3,5 м. Действие ГУВ оценивалось двумя способами: 1 – с помощью подвижного препятствия (импульсомера), размещенного на поверхности воды [6]; 2 – с помощью датчика давления, вмонтированного в жесткую мишень на дне резервуара. В экспериментах также варьировалась длина пузырьковой колонны и концентрация пузырьков.

Сравнение взрывов зарядов аммонита и исследованных составов демонстрирует значительный вклад реакции металла с водой особенно на первой стадии расширения. Наблюдается увеличение амплитуды ГУВ и удельной энергии взрыва почти в два раза. Эксперименты показали значительное снижение параметров ГУВ при взрыве аммонита в пузырьковой колонне. Однако при взрыве в пузырьковой среде заряда, обогащенного алюминием, механическое воздействие на преграду было значительно больше не только в сравнении с аммонитом, но и в

сравнении с тем же составом, взорванным в сплошной воде. Более того было определено, что реагирующее гетерогенное облако распространяется преимущественно вдоль пузырьковой колонны, что указывает на явное направленное действие взрыва. Были определены оптимальные концентрации пузырьков и взаиморасположение мишени и пузырькового канала относительно заряда, позволяющие получать максимальный эффект.

Литература

1. Hu H., Chen L., Yan J., Feng H., Xiao C., Song P. // Propellants Explos. Pyrotech. 2019. Vol. 44. Pp. 1-8.
2. Lin M.-J., Ma H.-H., Shen Z.-W., Wan X.-Z. // Propellants Explos. Pyrotech. 2014. Vol. 39. Pp. 230-235.
3. Галкин В.В., Гильманов Р.А., Дроговойко И.З. Взрывные работы под водой. М.: Недра, 1987.
4. Борисов А.А., Комиссаров П.В., Маилков А.Е., Ельшин Р.Н., Силакова М.А. // Химическая физика. 2002. Т. 21. № 10. С. 92.
5. Komissarov P.V. et al. // ISTC Report. Project KR#899. 2005.
6. Комиссаров П.В., Соколов Г.Н., Лавров В.В. и Савченко А.В. Горение и взрыв. Т. 10. 2017. С. 114.

ИССЛЕДОВАНИЕ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ ОТКРЫТОЙ РАБОЧЕЙ ЧАСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ БОЛЬШИХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Н. И. Батура, Г. Г. Гаджимагомедов, **И. И. Липатов**

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)

В ряде созданных до настоящего времени дозвуковых АДТ с открытой рабочей частью ограничения по скорости рабочего потока связаны не с располагаемой мощностью привода, а с ограничениями по пульсациям потока и связанными с ними вибрациями конструкций АДТ. Решению указанной проблемы уделялось значительное внимание [1], однако до настоящего времени универсальные подходы отсутствуют и в каждом конкретном случае производится индивидуальная настройка трубы.

В предлагаемой работе рассматривается влияние особенностей конструкции рабочей части на характеристики рабочего потока. Исследования проводились в АДТ Т-03, являющейся моделью, перспективной АДТ Т-204.

В АДТ замкнутого типа с открытой рабочей частью существенная доля пульсационной составляющей в ядре потока вызвана распространением гидродинамических возмущений, генерируемых в пограничном слое струи вихрями, образующимися в результате неустойчивости Кельвина-Гельмгольца. В ранних работах [1-3] было показано, что разрушение данных вихрей в диффузоре приводит к акустическим волнам, которые распространяются по всему тракту и инициируют в свою очередь образование новых вихрей в слое смешения. Частота и амплитуда периодических пульсаций зачастую увеличиваются с увеличением скорости потока, что приводит к резкому повышению степени турбулентности потока в рабочей части, а также к увеличению вибраций, способных разрушить элементы конструкции АДТ.

В настоящей работе приведены результаты исследования влияния особенностей компоновки открытой рабочей части, в частности выходной кромки сопла и входного устройства диффузора на формирование рабочего потока. Исследование проведено с привлечением современных экспериментальных и численных средств. С помощью современных методов: численного моделирования, методов измерения скорости и давления исследовано течение в открытой рабочей части в АДТ Т-03.

В работе приведены результаты экспериментального исследования и моделирования течения воздуха в рабочей части аэродинамической трубы АДТ Т-03 при различных конфигурациях рабочей части: Моделирование проводилось с использованием k - ε -модели турбулентности, при этом значения параметров турбулентности были выбраны на основе сравнения расчетных данных с экспериментальными значениями параметров турбулентности, полученных при замерах в АДТ Т-03 с помощью PIV-измерений. Показано, что вихрегенераторы оптимальной конструкции, расположенные на выходной кромке сопла, позволяют существенно уменьшить уровень турбулентных пульсаций в рабочей части АДТ при увеличении скорости рабочего потока.

Литература

1. Стрелков С.П., Бендриков Г.А., Смирнов Н.А. Пульсации в аэродинамических трубах и способы демпфирования их // Труды ЦАГИ. 1946. № 593.
2. Абрамович Г.Н. Аэродинамика потока в открытой рабочей части аэродинамической трубы // Труды ЦАГИ. 1935. Вып. 223.
3. Баулин К. К., Астабатьян С. Г., Крашенинников Ф. Н. Исследование аэродинамических труб с открытой рабочей частью // Труды ЦАГИ. 1932. Вып. 140.

МЕТОД РАСЧЕТА ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ КЛАССА IDDES НА ОСНОВЕ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ DRSM

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

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)

Моделирование отрывных течений является важной задачей с точки зрения как внешней (отрыв пограничного слоя на крыле в полете на больших углах атаки), так и внутренней аэродинамики (отрывные течения в каналах воздухозаборников и мотогондолах). Буссинесковские модели турбулентности, до сих пор наиболее популярные, воспроизводят отрывные течения с существенными ошибками [1]. Перспективными являются модели турбулентности класса DRSM (Differential Reynolds Stress Models – дифференциальные модели для напряжений Рейнольдса), в которых решаются уравнения для отдельных компонент тензора напряжений Рейнольдса. Подтверждением этого факта является европейский проект HiFi-TURB, который посвящен исследованию моделей данного класса. В связи с этим интересен вопрос: какой выигрыш в точности можно получить в *вихреразрешающем* расчете на базе модели указанного класса?

В данной работе представлена оригинальная версия IDDES-модели, основанная на модели турбулентности SSG-LRR- ω класса DRSM. Она построена по аналогии с SST-IDDES [2] и включает подсеточный масштаб длины SLA [3]. Данная модель реализована в конечно-объемном структурированном солвере zFlare (ЦАГИ) и применяется совместно с гибридным численным методом WENO5-CD2 с переходной функцией [4].

Представлены результаты трех тестовых задач: «Затухание изотропной турбулентности», «Развитое турбулентное течение в плоском канале» и «Дозвуковой отрыв в гладком канале с расширением». В первой задаче проводилась калибровка константы C_{DES} , отвечающей за скорость диссипации и форму энергетического спектра турбулентности. Во второй задаче варьировалась константа C_{d1} , определяющая положение границы RANS- и LES-областей вблизи стенки. Настроенная в этих тестах модель была применена к финальному тесту, интересному с точки зрения наличия отрыва в области расширения канала. Расчет по этой модели сравнивался с аналогичным расчетом по модели SST-IDDES. Постановка задачи и эталонные данные были взяты из [5]. Использовалась сетка, состоящая из 4,6 млн ячеек.

На входной границе задавалось заранее полученное стационарное RANS-решение. На некотором расстоянии от входа турбулентный пограничный слой переводился в нестационарный режим WMLES (Wall Modeled Large Eddy Simulation) с помощью генератора синтетической

турбулентности [6], что видно на рис. 1. В 9 поперечных сечениях, охватывающих области невозмущенного пограничного слоя, рециркуляции и присоединения потока, получены осредненные по времени распределения скорости и все ненулевые компоненты тензора напряжений Рейнольдса. Продемонстрировано преимущество разработанной модели по сравнению с SST-IDDES (рис. 2).

Работа проведена в рамках соглашения о субсидии с Министерством науки и высшего образования (№ 075-11-2021-080 от 24.09.2021 г.)



Рис. 1. Мгновенное поле течения

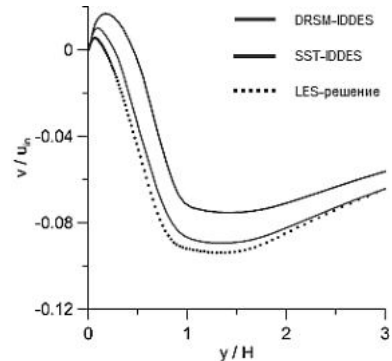


Рис. 2. Профиль поперечной компоненты скорости в сечении, проходящем через центр отрыва

Литература

1. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений. Учебное пособие. СПб: Издательство Политехнического университета, 2012.
2. Gritskevich M.S., Garbaruk A.V., Schütze J., Menter F.R. Development of DDES and IDDES formulations for the $k-\omega$ shear stress transport model // Flow Turb. Combust. 2011. Vol. 88. Issue 3. Pp. 431–449.
3. Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.K., Travin A.K. An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows // Flow Turb. Combust. 2015. Vol. 95. Issue 4. Pp. 709–737.
4. Guseva E.K. Analysis and evaluation of the effectiveness of methods that accelerate the transition to numerically resolved turbulence when using nonzonal hybrid approaches to the turbulent flow simulation. PhD Thesis. St. Petersburg State Polytechnic University (in Russian). 2017.
5. Lardeau S., Leschziner M.A. The interaction of round synthetic jets with a turbulent boundary layer separating from a rounded ramp. // J. Fluid Mech. 2011. Vol. 683. Pp.172-211.
6. Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.K., Travin A.K. Synthetic turbulence generators for RANS-LES interfaces in zonal simulations of aerodynamic and aeroacoustic problems // Flow Turb. Combust. 2014. Vol. 93. Issue 1. Pp. 63-92.

ОСАЖДЕНИЕ К-ФАЗЫ НА СТЕНКИ СОПЛОВОГО БЛОКА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАЗЛИЧНЫХ ФОРМ КАНАЛОВ

А. С. Беляева, А. И. Лаптинский, И. В. Тетерина, Н. А. Брыков

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Исследование процессов тепломассопереноса в современных высокотемпературных энергетических установках связано с протеканием мультифизических сопряженных процессов, влияющих на эффективность и работоспособность системы в целом. В частности, важную роль играют процессы горения и догорания твердых топлив в потоке несущего газа.

Актуальным вопросом является исследование взаимодействия частиц с конструктивными элементами двигателя [5]. Осаждение частиц может приводить к негативным эффектам, таким как увеличение тепловых потоков к стенке летательного аппарата, интенсивная эрозия сопла и ряд других [5, 6]. В связи с этим важным аспектом является исследование динамики движения частицы в высокотемпературном потоке продуктов сгорания [6].

Решение данных вопросов до сих пор остается актуальным. В работах [7, 8] исследуется двухфазный поток как в энергетических установках, так и в различных каналах. В работах [1, 2] обсуждаются вопросы, связанные с особенностями горения частиц алюминия и моделированием дисперсности агломератов при горении алюминизированных твердых топлив. В книге [4] проводятся точные решения уравнений, описывающих движение пробной частицы.

В данной работе рассматривается численное моделирование обтекания поворотного управляющего сопла потоком продуктов сгорания, содержащим частицы конденсированной фазы. Сравниваются результаты расчета траекторий частиц и влияние их размеров на осаждение на внутренние поверхности КС и соплового блока при истечении продуктов сгорания из цилиндрического и щелевого каналов. Также выполняется расчет тяговых характеристик поворотного управляющего сопла при наличии k -фазы.

Расчеты проводились на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, для замыкания которых применяется k - ϵ модель турбулентности с пристеночными функциями. В качестве рабочей среды выбран воздух со свойствами совершенного газа.

Для реализации изменения геометрической модели поворотного управляющего сопла использовалось задание пользовательской функции (UDF). В данной работе использовался один из макросов DEFINE, который управляет поведением динамической сетки – DEFINE_CG_MOTION.

В известном (вычисленном заранее) поле течения газа рассчитывались траектории частиц окиси алюминия. Каждая индивидуальная частица определяется своими геометрическими и физическими параметрами.

В результате численного моделирования была получена зависимость осаждения конденсированной фазы на стенки соплового блока при различных углах поворота сопла. Также приведены зависимости значений компонент вектора тяги от угла поворота сопла для цилиндрического и щелевого каналов при отсутствии и наличии k -фазы.

Полученные данные помогут прогнозировать движение k -фазы в канале заряда твердого топлива и ее осаждение на лобовую поверхность сопла. Так как сопло является самым теплонапряженным элементом, то данная информация будет крайне полезна при проектировании сопловых блоков.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 21-79-00100, <https://rscf.ru/project/21-79-00100/>.

Литература

1. Бабук В.А. Горение крупной фракции частиц алюминия в среде продуктов сгорания твердых ракетных топлив // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2013. № 2 (77). С. 83-93.
2. Бабук В.А., Белов В.П., Шелухин Г.Г. Особенности горения частиц алюминия в составе смесевых конденсированных систем при низких и высоких давлениях // Физика горения и взрыва. 1981. Т. 17. № 3. С. 26-31.
3. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Тетерина И.В., Яковчук М.С. Газовые течения в соплах энергоустановок. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2017. 328 с.
4. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Газовые течения с массоподводом в каналах и трактах энергоустановок. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. 464 с.
5. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Козелков А.С., Тятюшкина Е.С. Лагранжевы модели турбулентных течений газа с частицами. СПб.: ЛАНЬ, 2022. 244 с.
6. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Течения газа с частицами. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. 360 с.

7. Горохов М.М., Корепанов А.В., Тененев В.А. Математическая модель течения в энергоустановках и численный метод решения уравнений двухфазного течения // Вестник ИжГТУ имени М.Т. Калашникова. 2015. Т. 18. № 1 (65). С. 116-120.

8. Дементьев Ю.А., Роньшин Ф.В. Исследование характеристик двухфазного течения в щелевых микроканалах // МНСК-2019. Физика сплошных сред. С. 37.

МЕТОД ДИНАМИЧЕСКИХ СЕТОК ПРИ РЕШЕНИИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЗАДАЧ

А. С. Беляева, И. В. Тетерина, М. С. Яковчук

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Во многих инженерных задачах части машин (конструкций) движутся либо деформируются относительно друг друга. Деформация может быть, как сложной, так и простой. Для решения задач с различными деформациями, движениями, поворотами в ANSYS Fluent была реализована модель динамических сеток.

Модель динамических сеток позволяет учесть реальное поведение рассматриваемой системы или предсказать как будет вести себя система при каком-либо изменении части конструкции. Также модель динамических сеток достаточно широко применяется в задачах взаимодействия среды и конструкции.

Движение может быть заданным (например, можно указать линейную и угловую скорости относительно центра тяжести твердого тела во времени) или не заданным, при котором последующее движение определяется на основе решения в текущий момент времени (например, линейная и угловая скорости вычисляются из баланса сил на твердом теле).

Существует три метода динамических сеток: сглаживание сетки (smoothing), наслоение: размножение или удаление ячеек сетки (layering) и перестроение сетки (remeshing) [1].

Использование динамических сеток значительно упрощает решения задач аэрогазодинамики. В работе [3] рассматриваются задачи влияния методов фиксированной и динамической сетки на CFD-моделирование ступенчатых глиссирующих судов. В работе [4] используется динамическая сетка при численном моделировании свободно поднимающегося пузыря. В работе [5] рассматривается динамическая сетчатая модель для обледенения 2D/3D тела в моделировании iceFoam Solver.

В данной работе рассматривается поворотное управляющее сопло с передним центром качания. Предварительно задача решается в двумерной постановке для отработки использования технологий динамических сеток при решении такого рода сложных задач и дальнейшего перехода к трехмерной постановке.

Для реализации изменения геометрической модели поворотного управляющего сопла использовался один из предоставляемых ANSYS Fluent макросов DEFINE, который управляет поведением динамической сетки – DEFINE_CG_MOTION. Этот макрос используется, чтобы указать движение определенной динамической зоны, предоставив линейную и угловую скорости на каждом временном шаге.

В работе исследуется применимость разных типов сеток по форме ячейки к решению нестационарных задач с изменяемой геометрией. Одна сеточная модель имела блочную структуру и состояла только из плоских прямоугольников, другая сетка имела блочную структуру лишь в частях с неподвижной геометрией, а в области изменения геометрии была неструктурированной и состояла из треугольных элементов.

Выполненное исследование показало, что при использовании структурированной и неструктурированной сеток отличие в распределении газодинамических параметров в расчетной области не велико. Данное обстоятельство позволяет в дальнейших расчетах нестационарных задач с изменяемой геометрией.

ционарной трехмерной постановки задачи использовать неструктурированную сетку для экономии времени и ресурсов.

Несмотря на сложности при подборе параметров, моделей и методов динамических сеток, данный подход является более точным для моделирования задач с движущимися объектами, моделирования течения жидкости со свободной поверхностью, моделирования течений с ударными волнами или рассмотрения задач с динамической адаптацией сетки к решению.

Литература

1. Вальгер С.А., Данилов М.Н., Захарова Ю.В., Федорова Н.Н. Основы работы в ПК ANSYS 16.0. Учебное пособие. Новосибирск, 2015.
2. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Тетерина И.В., Яковчук М.С. Газовые течения в соплах энергоустановок. М.: Физматлит, 2017.
3. Mehdi Doustdar M., Hamid Kazemi H. Effects of fixed and dynamic mesh methods on simulation of stepped planing craft // Journal of Ocean Engineering and Science. 2019. Vol. 4. Pp. 33-48.
4. Rek Z. Using a Dynamic and Constant Mesh in Numerical Simulation of the Free-Rising Bubble // Physics of Fluids. 2019
5. Strijhaka S.V., Koshelev K.B., Melnikova V.G. Using a Thermodynamic Film Model Based on Shallow Water Theory and a Dynamic Mesh Model for the Icing of 2D/3D Bodies in the iceFoam Solver Simulation // AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2351. Paper No. 030037.

ОБОБЩЕННЫЙ ПОДХОД К ИССЛЕДОВАНИЮ ПРОЦЕССОВ НЕСТАЦИОНАРНОГО КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В КАНАЛАХ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ С МАССОПДВОДОМ

Б. Я. Бендерский, А. А. Чернова

Ижевский государственный технический университет им. М. Т. Калашникова

Энергетические установки представляют собой широкий круг изделий различного назначения, объединенных по принципу функционирования на основе процессов трансформации энергии из одного вида в другой. Как следствие этого, работа энергетических установок (ЭУ) сопряжена с химико-физическими процессами и формированием в трактах ЭУ областей пространственных высокотемпературных течений рабочего тела. При этом проектирование тепловой защиты требует предварительной оценки реализуемых вблизи рассматриваемого конструктивного элемента тепловых потоков.

Существуют различные подходы [1] к расчетам и оценкам тепловых потоков, реализуемых в трактах энергетических установок. Ввиду сложности экспериментальных исследований, распространения получили теоретические и инженерные методики. Необходимо отметить, что применение упрощенных методов расчета, для оценки тепловых потоков в элементы конструкции, не позволяет учесть особенности реализуемых в трактах ЭУ нестационарных пространственных течений газа и, как следствие, требует обязательной дополнительной валидации. Применение инженерных методик, согласно [2, 3] приводит к высокой погрешности, как из-за не учета свойств высокотемпературного газа, нестационарности тепловых потоков, так и из-за пренебрежения сложностью геометрических форм конструктивных элементов ЭУ. Таким образом, вопросы разработки новых, корректных с точки зрения реализуемых в трактах ЭУ физических процессов и удобных для практики методов исследования и оценки нестационарных тепловых потоков в каналах ЭУ остаются актуальными.

Предлагается новый подход к исследованию процессов нестационарного конвективного теплообмена в каналах сложной формы с массоподводом, основанный на совместном использовании топологических методов, теории подобия, теории катастроф, анализа конструктивных особенностей элементов ЭУ и данных численного моделирования процессов простран-

ственной внутренней газодинамики и теплообмена в проточных трактах ЭУ различных конструкций. Подход базируется на обобщении топологических особенностей структуры потока с выделением локальных пространственно-временных зон повышенного теплообмена и последующем использовании полученных в результате многовариантного численного моделирования критериальных уравнений для расчета безразмерного коэффициента теплоотдачи в этих зонах. Одним из результатов применения такого подхода к исследованию процессов конвективного теплообмена являются матрицы локализации пространственно-временных зон повышенного конвективного теплообмена, позволяющие выявить связь между конструктивными, газодинамическими, теплофизическими параметрами ЭУ и реализуемым тепловым режимом. Предлагается следующая последовательность расчета значения числа Нуссельта:

1. Найти в предложенной матрице конструктивных особенностей интересующий тип ЭУ.
2. Выбрать форму канала массоподвода.
3. Уточнить применяемую компоновку ЭУ.
4. Локализовать зоны повышенной интенсивности теплообмена по предложенным топологическим картинам.
5. Найти в матрице предлагаемые для данной локально-временной зоны повышения интенсивности теплообмена критериальные уравнения.
6. Подставить в предложенные уравнения, рассчитанные по известным рабочим параметрам значения требуемых критериев (Рейнольда, Прандтля, коэффициента отношения расходов и т.д.), рассчитать значение числа Нуссельта в интересующей зоне.
7. Получить оценку величины теплового потока в данной области по рассчитанному числу Нуссельта.

Литература

1. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. Учебник для авиационных специальностей вузов / Под общ. ред. В.С. Авдеевского, В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.
2. Винник А.Л., Дуреев В.А. Оценка коэффициента конвективной теплоотдачи // Системи обробки інформації. 2001. № 2 (12). С. 161–162.
3. Бендерский Б.Я., Чернова А.А. Особенности теплообмена в предсопловом объеме РДТТ с зарядами сложной формы // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25. № 2. С. 277–284.

ВЛИЯНИЕ СОЧЕТАНИЙ ЛИНЕЙНЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ПАРАМЕТРЫ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ И ЛОКАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕПЛОМАСООБМЕНА И ТРЕНИЯ НА ПРОНИЦАЕМЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Г. Г. Бильченко, Н. Г. Бильченко
КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева

В данной работе, продолжая исследование свойств математической модели (полученной с помощью метода обобщённых интегральных соотношений А. А. Дородницына [1]) ламинарного пограничного слоя электропроводящего газа на проникаемых цилиндрических и сферических поверхностях гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) [2-5], рассматривается влияние (на всём участке управления [6]) следующего сочетания управляющих воздействий: **линейного** вдува $m(x)$, **линейного** температурного фактора $\tau(x) = T_w(x)/T_{e0}$, где T_w – температура стенки, а T_{e0} – температура в точке торможения потока, и постоянного магнитного поля $s(x) = \sigma B_0^2(x)$, где $x \in X = [0; 1]$, ось x направлена вдоль контура тела, на парамет-

ры $\theta_0(x)$, $\theta_1(x)$, $\omega_0(x)$, $\omega_1(x)$ математической модели и локальные характеристики $q(x)$, $f(x)$ тепломассообмена и трения. Полученные результаты вычислительных экспериментов могут быть использованы в качестве *начальных данных* в задачах анализа [6] и синтеза эффективного управления как на всём участке [7, 8], так и на его фрагментах [9]. Приводятся результаты вычислительных экспериментов (для $M_\infty = 10$, $H = 10$ [км], $R = 0,1$ [м]).

Литература

1. Бильченко Н.Г. Метод А.А. Дородницына в задачах оптимального управления тепломассообменом на проницаемых поверхностях в ламинарном пограничном слое электропроводящего газа // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2016. № 1. С. 5-14.
2. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Анализ влияния линейно возрастающего вдува и линейно возрастающего температурного фактора на параметры математической модели и локальные характеристики тепломассообмена и трения на проницаемых поверхностях ГЛА // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2019. № 3. С. 53-62.
3. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Анализ влияния линейно возрастающего вдува и линейно убывающего температурного фактора на параметры математической модели и локальные характеристики тепломассообмена и трения на проницаемых поверхностях ГЛА // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2019. № 4. С. 5-12.
4. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Анализ влияния линейно убывающего вдува и линейно возрастающего температурного фактора на параметры математической модели и локальные характеристики тепломассообмена и трения на проницаемых поверхностях ГЛА // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2019. № 4. С. 13-20.
5. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Анализ влияния линейно убывающего вдува и линейно убывающего температурного фактора на параметры математической модели и локальные характеристики тепломассообмена и трения на проницаемых поверхностях ГЛА // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2020. № 1. С. 5-14. [doi: 10.17308/sait.2020.1/2573]
6. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Прямые задачи управления пограничным слоем при гиперзвуковых режимах полёта // XXV Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям: Тезисы докладов. СПб, 11-14 сентября 2018 г. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т «Военмех», 2018. С. 45-47.
7. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Обратные задачи тепломассообмена на проницаемых поверхностях гиперзвуковых летательных аппаратов. IV. Классификация задач на всём участке управления // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2018. № 3. С. 5-12.
8. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Обратные задачи управления пограничным слоем при гиперзвуковых режимах полёта // XXV Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям: Тезисы докладов. СПб, 11-14 сентября 2018 г. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т «Военмех», 2018. С. 44-45.
9. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Обратные задачи тепломассообмена на проницаемых поверхностях гиперзвуковых летательных аппаратов. V. Смешанные задачи на фрагментах участка управления // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2018. № 3. С. 13-22.

ВЛИЯНИЕ СОЧЕТАНИЙ ЛИНЕЙНЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ОБЛАСТЬ ЗНАЧЕНИЙ ФУНКЦИОНАЛОВ ГИПЕРЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИКИ

Г. Г. Бильченко, Н. Г. Бильченко

КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева

С помощью метода обобщённых интегральных соотношений А.А. Дородницына [1] системы дифференциальных уравнений в частных производных (ДУЧП), описывающие ламинарный пограничный слой (ЛПС), могут быть сведены к аппроксимирующим системам обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ). В [2, 3] получены аппроксимирующие системы ОДУ, описывающие ЛПС на участке управления для проницаемых цилиндрических и сферических поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). В данной работе, продолжающей исследование свойств математической модели ЛПС электропроводящего газа на проницаемых цилиндрических и сферических поверхностях ГЛА [2-7], рассматривается влияние (на всём участке управления [7]) следующего сочетания управляющих воздействий: **линейного** вдува $m(x)$, **линейного** температурного фактора $\tau(x) = T_w(x)/T_{e_0}$, где T_w – температура стенки, а T_{e_0} – температура в точке торможения, и постоянного магнитного поля $s(x) = \sigma B_0^2(x)$, где $x \in X = [0; 1]$, ось x направлена вдоль контура тела, на функционалы гиперзвуковой аэродинамики: интегральный тепловой поток Q и суммарную силу ньютоновского трения F . Полученные результаты вычислительных экспериментов могут быть использованы в качестве ограничений в задачах синтеза эффективного управления как на всём участке [8, 9], так и на его фрагментах [10]. Приводятся результаты вычислительных экспериментов (для $M_\infty = 10$, $H = 10$ [км], $R = 0,1$ [м]).

Литература

1. Дородницын А.А. Об одном методе решения уравнений ламинарного пограничного слоя // Прикладная математика и техническая физика. 1960. № 3. С. 111-118.
2. Бильченко Н. Г. Метод А.А. Дородницына в задачах оптимального управления теплообменом на проницаемых поверхностях в ламинарном пограничном слое электропроводящего газа // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2016. № 1. С. 5-14.
3. Бильченко Г. Г., Бильченко Н. Г. Анализ влияния постоянных управляющих воздействий на область значений функционалов гиперзвуковой аэродинамики // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2018. № 2. С. 5-13.
4. Bilchenko G.G.(jr), Bilchenko N.G. On the dependence of the domain of values of functionals of hypersonic aerodynamics on controls // J. AIP Conf. Proc. 2018. Vol. 1959. No. 1, Pp. 060002-1-060002-7. [doi: 10.1063/1.5034663]
5. Bilchenko G.G., Bilchenko N.G. On the influence of linear blowing and constant temperature factor on the values of functionals of hypersonic aerodynamics // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series. 2020. Vol. 1479. No. 1, Paper No. 012019. [doi: 10.1088/1742-6596/1479/1/012019]
6. Bilchenko G.G., Bilchenko N.G. On the influence of linear temperature factor and constant blowing on the values of functionals of hypersonic aerodynamics // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series. 2020. Vol. 1479. No 1, Paper No. 012020. [doi: 10.1088/1742-6596/1479/1/012020]
7. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Анализ влияния сочетаний линейных управляющих воздействий на область значений функционалов гиперзвуковой аэродинамики // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2021. № 2. С. 5-16. [doi: 10.17308/sait.2021.2/3501]

8. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Обратные задачи тепломассообмена на проницаемых поверхностях гиперзвуковых летательных аппаратов. IV. Классификация задач на всём участке управления // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2018. № 3. С. 5-12.

9. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Прямые задачи управления пограничным слоем при гиперзвуковых режимах полёта // XXV Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям: Тезисы докладов. СПб, 11-14 сентября 2018 г. СПб: Балт. гос. техн. ун-т «Военмех», 2018. С. 45-47.

10. Бильченко Г.Г., Бильченко Н.Г. Обратные задачи тепломассообмена на проницаемых поверхностях гиперзвуковых летательных аппаратов. V. Смешанные задачи на фрагментах участка управления // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. 2018. № 3. С. 13-22.

ВОЗМОЖНОСТЬ ОПИСАНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА С ПОМОЩЬЮ URANS-МОДЕЛЕЙ ПРИ ТЕЧЕНИИ С НУЛЕВЫМ РАСХОДОМ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

М. Е. Блюм, С. В. Булович, Е. В. Колесник

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Работа ряда технических устройств основана на формировании структуры потока в виде стоячей или бегущей волны, например, в термоакустических устройствах разного назначения. Газодинамические функции совершают периодические колебания; при этом на разных фазах периода режим течения может классифицироваться как ламинарный или турбулентный. При замедлении потока может возникать потеря устойчивости, которая трактуется как ламинарно-турбулентный переход. При ускорении потока возможен обратный переход от турбулентного режима к ламинарному. Для корректного описания такого класса течений требуется надежная модель, которая также должна быть нетребовательна к вычислительным ресурсам, так как типовой расчет установившегося режима сопровождается длительной стадией формирования структуры течения, насчитывающей сотни периодов колебаний.

Простейшим случаем осциллирующего течения является течение в круглой трубе с нулевым расходом за период. В опытах Сергеева [1] и Ли [2] оценки закономерностей перехода сделаны на основе визуальных наблюдений. Авторы [3] для регистрации турбулентности использовали термоанемометр. В этих опытах проводилось определение границы устойчивости течения, которое можно описать при помощи числа Рейнольдса (Re_D) и числа Стокса (S):

$$Re_D = \frac{\rho U_0 D}{\mu}, \quad S = \frac{D}{2\delta},$$

где U_0 – максимальная амплитуда скорости (м/с), D – диаметр канала (м), μ – динамическая вязкость жидкости (Па·с), $\delta = \sqrt{\frac{2\mu}{\rho\omega}}$ – толщина пограничного слоя, ρ – плотность газа (кг/м³), ω – круговая частота колебаний (рад/с):

$$\begin{cases} (Re_D)_{кр} = 2500 + 48,44S^2, & S < 8 \\ (Re_D)_{кр} = 700S, & S > 8 \end{cases}.$$

В данной работе исследована способность нескольких популярных в литературе RANS-моделей турбулентности описывать ламинарно-турбулентный переход. Это происходит с помощью механизма генерации-диссипации турбулентных структур при осциллирующем течении в цилиндрической трубе. Возможность такого подхода описана в обзоре [4] для задачи внешнего обтекания. В текущей работе были рассмотрены модели Спаларта-Аллмараса, низкорейнольдсовая k - ϵ модель, модель renormalization group k - ϵ , Realizable k - ϵ , стандартная k - ω и k - ω SST-модели.

Рассматривалось течение газа в бесконечной цилиндрической трубе. Была построена прямоугольная расчётная область размерами 10 см на 10 см. На верхней границе было задано условие прилипания, на нижней – условие осевой симметрии, на пронизываемых границах – условие периодичности. Параметры газа выбраны для удобства расчёта: плотность $\rho=1$ кг/м³ и динамическая вязкость $\mu=10^{-5}$ Па·с. В уравнении импульса для осевой компоненты скорости задавался источник с зависимостью от времени по гармоническому закону. В соответствии с условиями эксперимента заданы максимальная амплитуда колебания скорости $U_0=2,8$ м/с и период колебаний $T=1$ с. Для расчёта построена расчётная сетка размерами 150×9 элементов, обеспечивающая $y_+ < 1$ для всех моделей турбулентности. На каждый период приходилось 1000 шагов по времени. Численное интегрирование проводилось со вторым порядком точности по времени и третьим порядком по пространству в пакете ANSYS Fluent со стандартными настройками для моделей турбулентности.

Генерация турбулентности с использованием модели SA и обеих $k-\omega$ -моделей начинается в соответствующие фазы периода (в моменты начала замедления потока, $T/4$ и $3T/4$) с адекватной амплитудой вязкости, в то время как в моделях $k-\epsilon$ генерация начинается существенно раньше и сильно завышает значение турбулентной вязкости.

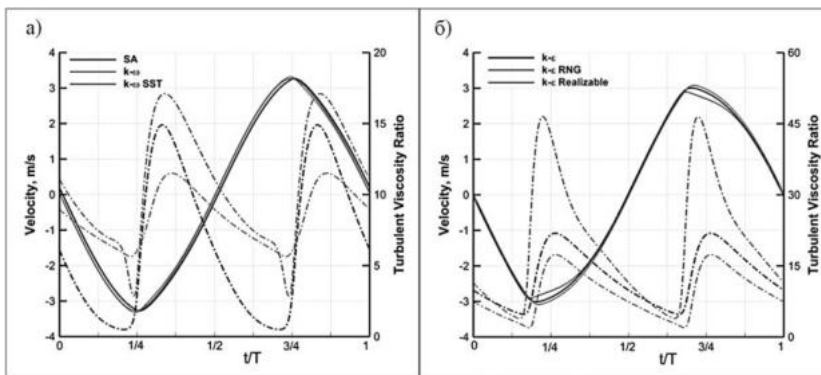


Рис. 1. Прогноз ламинарно-турбулентного перехода RANS-моделями турбулентности по эволюции скорости (сплошные линии) и отношению вязкостей (штрихпунктирные линии) на оси канала

Результаты исследования показали, что для класса осциллирующих течений все рассмотренные RANS модели турбулентности со стандартными настройками улавливают ситуацию ламинарно-турбулентного перехода и правильно отражают тенденции изменения характеристик течения. По таким параметрам, как момент зарождения, время существования и амплитуда значения турбулентной вязкости лучшее соответствие эксперименту демонстрируют модели турбулентности Spalart-Allmaras и SST $k-\omega$.

Литература

1. Sergeev S. I. Fluid Oscillations in Pipes at Moderate Reynolds Numbers // Fluid Dynamics. 1966. No. 1. Pp: 21-22.
2. Li H., Stability of oscillatory laminar flow along a wall // Beach Erosion Bd., Corps Engrs, U.S.A., Tech. Memo. 1954. No. 47.
3. Hino M., Sawamoto M. and Takasu S., Experiments on Transition to Turbulence in an Oscillatory Pipe Flow // Journal of Fluid Mechanics. 1976. Vol. 75. No. 2. Pp. 193-207.
4. Boyko A.V., Kirillovsky S.V., Maslov A.A., Poplavskaya T.V. Engineering modeling of laminar-turbulent transition: achievements and problems (review) // Applied Mechanics and Technical Physics. 2015. Vol. 56. No. 5. Pp. 30-49.

КОЛЕБАНИЯ В ПОТОКЕ ТОЛСТЫХ ПЛАСТИН С ДВУМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ

Ю. Э. Бобу, А. Н. Рябинин

Санкт-Петербургский государственный университет

Развитие аэродинамики плохо обтекаемых тел связано с широким распространением объектов подобных форм в реальных условиях. В большинстве случаев эффекты от воздействия потока газа либо жидкости на плохо обтекаемое тело являются нежелательными и могут приводить к катастрофам. Известной катастрофой является обрушение Такомакского моста. По этой причине учет влияния ветровой нагрузки на плохо обтекаемые тела необходим уже на стадии проектирования различных сооружений. Удлиненные призмы с различными поперечными сечениями являются частями многих строительных конструкций. Колебания этих тел под действием ветра давно являются предметом экспериментального изучения [1]. Один из механизмов возникновения колебаний таких тел в потоке называется галопированием. В настоящей работе изучается поступательное и вращательное галопирование.

Исследовались колебания трех пластин, имеющих форму параллелепипедов. Тела имели одинаковую длину ($L=700$ мм) и ширину ($W=95$ мм). Параллелепипеды отличались высотой H . Отношение высоты к ширине H/W принимало значения 0,22, 0,36 и 0,43.

Эксперименты проводились в трубе АТ-12 Санкт-Петербургского государственного университета. Труба имеет открытую рабочую часть. Параллелепипеды крепились в рабочей части аэродинамической трубы на проволочной подвеске, содержащей пружины, что позволяло модели совершать колебания (рис. 1).

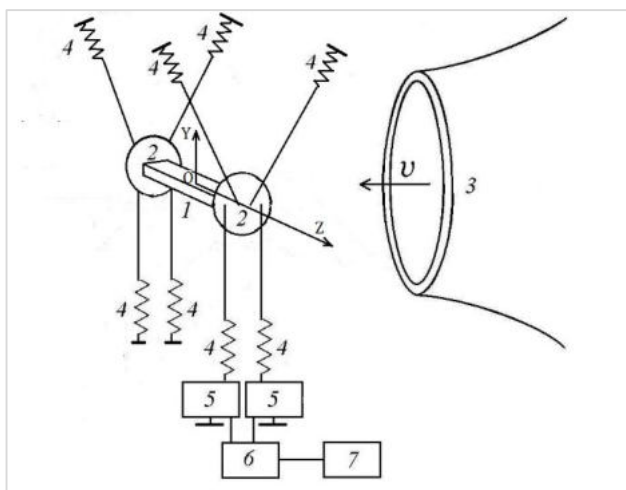


Рис. 1. Схема эксперимента: 1 – параллелепипед, 2 – концевые шайбы, 3 – сопло, 4 – пружины, 5 – тензопреобразователи, 6 – РС-осциллограф, 7 – компьютер.

Торцы параллелепипедов, параллельные вектору скорости набегающего потока, крепились к концевым шайбам. Шайбы представляли собой круглые диски диаметром 200 мм и толщиной 3 мм. Назначение концевых шайб – ограничение перетекания воздушного потока через торцы. Таким образом, обтекание тела с концевыми шайбами подобно обтеканию очень длинного тела. Закрепленные на подвеске параллелепипеды могли совершать колебания с шестью степенями свободы. Однако в эксперименте наблюдались колебания только двух типов: поступательные колебания в вертикальном направлении вдоль оси OY и вращательные колебания вокруг оси OZ , направленной горизонтально и перпендикулярно вектору скорости

набегающего потока. Две нижние пружины подвески соединены с полупроводниковыми тензопреобразователями С-50. РС-осциллограф Velleman-PCS500A передавал сигналы от тензопреобразователей на компьютер, на котором данные записывались в текстовый файл. Алгоритм обработки сигнала описан в статье [2]. Градуировочные эксперименты и последующая обработка результатов позволили связать амплитуду колебаний натяжения нижних пружин с амплитудой поступательных и вращательных колебаний для исследуемой модели.

Оказалось, что параллелепипед с малым соотношением сторон ($H/W=0,22$) совершает в воздушном потоке только вращательные колебания, параллелепипед с самым большим соотношением сторон ($H/W=0,43$) – только поступательные, а поведение в потоке параллелепипеда со средним значением ($H/W=0,36$) характеризуется двумя режимами обтекания, реализация которых зависит от предыстории колебаний. Сменой режимов колебаний можно управлять. Ранее на примере колебаний в потоке сегмента моста была экспериментально изучена подобная конкуренция режимов колебаний и предложена математическая модель, описывающая колебания [3].

Литература

1. Симиу Э., Сканлан Р. Воздействие ветра на здания и сооружения. М.: Стройиздат, 1984.
2. Shmigirilov R.V., Ryabinin A.N. Physical simulation of rotational and translational oscillations of a bridge // International Conference on the Methods of Aerophysical Research, ICMAR 2020. Fomin V.M., Shplyuk A.N. (ed.). American Institute of Physics, No. 030068. (AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2351).
3. Рябинин А.Н., Шмигирилов Р.В. Конкуренция режимов колебаний плохообтекаемого тела в воздушном потоке // Журнал технической физики. 2021. Т. 91. № 5. С. 758-763.

ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ФОРМИРОВАНИЯ КОНЦЕНТРАТОРОВ НАПРЯЖЕНИЙ НА ИСТЕЧЕНИЕ ПОРОХОВЫХ ГАЗОВ 40 ММ ГРАНАТЫ 7П39

А. В. Богданов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Автоматический станковый гранатомет АГС-40 «Балкан» (индекс ГРАУ 6Г27) разработан на базе опытного 40-миллиметрового гранатомета ТКБ-0134 «Козлик», созданного в Тульском ЦКИБ СОО в 1980-е годы. При разработке гранатомета ТКБ-0134 ставилось задачей заметно повысить дальность стрельбы и эффективность по сравнению со штатным на тот момент автоматическим гранатометом АГС-17 «Пламя» калибра 30 мм. Для достижения поставленной задачи разработчики увеличили калибр оружия до 40 мм, применив также нестандартную для данного класса оружия конструкцию безгильзового боеприпаса с «улетающей» гильзой (камера метательного заряда составляет неотъемлемую часть корпуса гранаты и вылетает из ствола вместе с ней).

Конструкция сборки гильзы с мембраной предполагает раскрытие конструктивных элементов – насечек в виде углубления на наружной поверхности мембраны толщиной 0,3 мм.

При ударе бойка гранатомета о капсуль происходит инициация порохового заряда, находящегося внутри гильзы в объеме между мембраной и корпусом гранаты. Газы, образовавшиеся при сгорании порохового заряда, разрушают мембрану по длине пазов и отгибают металл, образуя так называемые дюзы. Через дюзы выходят газы, которые создают реактивную струю, выталкивающую выстрел.

Назначение паза состоит в обеспечении равномерного разрушения мембраны по его длине при повышении давления в гильзе. Основная технологическая особенность формирования пазов мембраны заключается в необходимости обеспечения точности получения перемычек, ее равномерности и однообразности раскрытия «лепестков» под действием давления. Основной и

самой ответственной операцией в технологическом процессе производстве гранаты является операция изготовления концентраторов напряжений, так как при срабатывании изделия образование дюз должно происходить равномерно и одновременно по их контуру. В существующей технологии применяется операция «чеканка» – операция обработки металлов давлением, предназначенная для образования вогнутого рельефа по поверхности изделия за счёт местного изменения толщины материала и заполнения им рельефной полости штампа. Однако у производителя в процессе нанесения концентраторов напряжений на мембрану методом чеканки существует высокий уровень брака: могут образовываться дефекты (недоштамповка, микротрещины, неравномерная глубина насечек и их неправильная геометрия), влияющие на характер срабатывания мембран.

Выводы. Одним из перспективных направлений в технологии изготовления является применение лазера и контроль произведенных мембран с помощью метода акустической эмиссии, что должно положительно сказаться на надежности всего комплекса.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ, ВОЗНИКАЮЩЕГО ПРИ ОТКЛОНЕНИИ ИНТЕРЦЕПТОРОВ И ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ НА РЕЖИМЕ ПОСАДКИ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

**В. И. Богомазов², Н. Н. Брагин², М. Ф. Гарифуллин², К. А. Курулюк², Д. В. Ливерко²,
А. Н. Морозов², А. Ю. Слитинская^{1,2}**

¹ *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

² *Центральный аэродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)*

Длина взлетно-посадочной полосы (ВПП) является одной из летно-технических характеристик пассажирского самолета. На режиме посадки, после касания земли основных стоек шасси, на самолете в целях уменьшения длины ВПП отклоняются интерцепторы и тормозные щитки. Появляющийся вследствие этого отрыв с крыла приводит к необходимому уменьшению подъемной силы и возрастанию лобового сопротивления. Отрывное течение за крылом носит нестационарный характер с наличием крупномасштабных и мелкомасштабных вихрей, которые взаимодействуют с элементами механизации, оперением, фюзеляжем.

Испытания проведены на тематической модели пассажирского самолета в посадочной конфигурации в присутствии экрана (имитирующего влияние земли) в аэродинамической трубе АДТ Т-103 и АДТ Т-104 ЦАГИ. Диапазон скоростей потока $V=20-80$ м/с, углов атаки $\alpha=0-8^\circ$. Спектры обтекания крыла и горизонтального оперения (ГО) получены с помощью шелковинок и люминесцентных мини-шелковинок. Визуализация следа, формирующегося за крылом при отклонении интерцепторов и тормозных щитков, выполнена с помощью малогабаритного струйного дымогенератора. В АДТ Т-104 измерение поля полного давления в области расположения ГО проводилось с помощью многоточечной гребенки, в четырех точках которой были установлены датчики, позволяющие определять нестационарные величины полного давления. В АДТ Т-103 нестационарные параметры потока измерялись с помощью многоствольного насадка приемника динамических давлений ПДД-1, оборудованного малогабаритными датчиками давления с короткими дренажными каналами.

Рассмотрено влияние следа с крыла при отклонении тормозных щитков и интерцепторов на обтекание ГО. На спектрах обтекания ГО при отклонении обеих секций тормозного щитка на максимальный угол наблюдается малозаметное колебание шелковинок в его концевых сечениях. По полученным профилям изменения полного давления и скоростного напора видно, что при классическом местоположении ГО оно расположено вне максимальных потерь, но все равно попадает в верхнюю область следа. На амплитудно-частотных спектрах появляется пик амплитуды скоростного напора. Влияние скорости потока на частоту амплитудного пика соответ-

ствуется закону подобия по числу Струхалия. Рассмотрено влияние углов отклонения секций тор- мозных щитков и интерцепторов на характер течения в следе в области расположения ГО. По- лученные данные могут быть использованы при исследовании течений в области горизонталь- ного оперения.

Авторы выражают глубокую благодарность *Сергею Ивановичу Скоморохову* за ценные указания в ходе выполнения данной работы.

ОСОБЕННОСТИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЗРЫВНОГО МЕТАНИЯ ДВУХСЛОЙНЫХ ОБЛИЦОВОК

И. С. Бондарев, П. В. Круглов, В. И. Колпаков

Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана

В работе рассматривается численное моделирование процесса взрывного метания двух- слойных облицовок. Выделены факторы, влияющие на скорость расхождения метаемых об- лицовок, и методы учёта этих факторов в численном моделировании. Произведена проверка представленной численной модели путем сравнения с экспериментальными данными.

В процессе взрывного метания двухслойных облицовок образуется два элемента с разной скоростью. При этом интенсивность расхождения полученных элементов характеризуют ско- ростью расхождения. Для определения скорости расхождения и других параметров метаемых облицовок применяют численное моделирование. Основная часть работ посвящена числен- ному моделированию метания однослойной облицовки [1-3], в меньшем количестве работ описывается метание двухслойных облицовок [4]. Несмотря на наличие работ в области чис- ленного моделирования взрывного метания двухслойных облицовок, расчёты не всегда соот- ветствуют экспериментальной скорости расхождения облицовок [4]. Для определения причин указанного несоответствия рассмотрены факторы, влияющие на скорость расхождения обли- цовок и методы учёта таких факторов в численной модели.

В результате работы выдвинута гипотеза о влиянии сил трения на скорость расхождения облицовок; рассмотрено влияние соотношения прочностей материалов облицовок на скорость их расхождения; предложены методы выравнивания скоростей облицовок; рассмотрены осо- бенности построения численной модели.

Литература

1. Колпаков В.И. Математическое моделирование функционирования взрывных устройств // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2012. № 2. С. 1-36.
2. Колпаков В.И., Горюнов В.В. Математическое моделирование процесса взрывного формирования удлиненного поражающего элемента из высокоплотного материала // Оборонная техника. 2011. № 2-3. С. 30-34.
3. Круглов П.В., Колпаков В.И. Закономерности взрывного формирования удлиненных высокоскоростных элементов из стальных сегментных облицовок // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 12.
4. Hong-Bing Ma, Yuan-Feng Zheng, Hai-Fu Wang, Chao Ge, Cheng-Hai Su. Formation and impact-induced separation of tandem EFPs // Defense Technology. 2020. Vol. 16. Iss. 3. Pp. 668-677. DOI: 10.1016/j.dt.2019.09.003

ТРАНСФОРМАЦИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР ПРИ ОБТЕКАНИИ ТАНДЕМА КРЫЛЬЕВ

В. Е. Борисов, Т. В. Константиновская, А. Е. Луцкий

Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук

Обтекание летательных аппаратов (ЛА), как правило, сопровождается образованием многочисленных вихревых структур. Важным случаем вихревых структур являются концевые вихри. Свойства концевых вихрей и их взаимодействие с различными объектами активно изучаются практически с момента возникновения авиации. Основное внимание уделялось вопросам безопасности полетов гражданской авиации [1-4]. Концевым вихрям на сверхзвуковых режимах полета вплоть до настоящего времени было уделено значительно меньшее внимание (см. [5] и приведенную там библиографию). Наименее изученным к настоящему времени остается вопрос о взаимодействии сверхзвуковых концевых вихрей с поверхностями, расположенными под небольшими углами к оси вихря. Для течений несжимаемой жидкости с небольшими скоростями (10-20 м/с) были получены довольно интересные результаты [6]. Однако непосредственный перенос закономерностей течения несжимаемой жидкости на сверхзвуковые режимы не является вполне корректным и требует специального анализа.

В представленной работе рассматривается сверхзвуковое обтекание тандема крыльев (вихрегенератор и основное крыло) при $M_\infty = 3$ и $Re=10^7$ в двух конфигурациях, отличающихся вертикальным расположением вихрегенератора. Конфигурации подобраны таким образом, чтобы сходящий с крыла-генератора концевой вихрь рассекался основным крылом, и его большая часть обтекала крыло сверху (1) и снизу (2). В обоих случаях вихрегенератор установлен на расстоянии четырех хорд крыла выше по потоку под углом атаки 10° относительно набегающего потока. Для описания трехмерных турбулентных течений сжимаемого газа используется система нестационарных осредненных по Фавру уравнений Навье–Стокса (URANS). Турбулентная вязкость определяется согласно модели турбулентности Спаларта–Аллмараса. Для идентификации вихревых структур в потоке применяется Лютекс-критерий (Liutex) [7]

Установлено, что на начальном участке взаимодействия концевой вихрь рассекается крылом на 2 вихря с одинаковым направлением вращения. Далее ниже по потоку происходит формирование вторичных вихрей. В рассмотренных режимах наблюдается 5-6 вторичных вихрей. При этом несколько вторичных вихрей имеют направление вращения, противоположное вращению основного вихря. Вторичные вихри достаточно быстро диссипируют. На расстоянии пяти хорд от задней кромки отчетливо наблюдается только один основной вихрь. Факт образования вторичных вихрей имеет качественное согласие с упомянутыми экспериментальными данными [6] для течений несжимаемой жидкости. Описанные выше особенности влияют на параметры обтекания основного крыла. В частности, существенно меняется распределение давления по сравнению с обтеканием невозмущенным потоком. Соответственно меняются и аэродинамические характеристики основного крыла. Наблюдается некоторое снижение сопротивления по сравнению с обтеканием невозмущенным потоком, а также формирование нормальной силы.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, проект № 22-21-00470.

Литература

1. Craft T.J., Gerasimov A.V., Launder B.E., Robinson C.M.E. A Computational Study of the Near-Field Generation and Decay of Wingtip Vortices // International Journal of Heat and Fluid Flow. 2006. Vol. 27. Pp. 684-695.
2. Shur M., Strelets M., Travin A., Spalart P. Two Numerical Studies of Trailing Vortices // AIAA Paper 98-0595. 1998.

3. Гиневский А.С., Желанников А.И. Вихревые следы самолетов. М.: Физматлит, 2008. 172 с.
4. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета и вопросы безопасности полетов // Труды МФТИ. 2009. Т. 1. № 3. С. 73-93.
5. Borisov V.E., Davydov A.A., Konstantinovskaya T.V., Lutsky A.E., Shevchenko A.M., Shmakov A.S. Numerical and experimental investigation of a supersonic vortex wake at a wide distance from the wing // AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 2027. Paper No. 030120.
6. Chen C., Wang Z., Gursul I. Experiments on tip vortices interacting with downstream wings // Experiments in Fluids. 2018. Vol. 59. Issue 5:82. 24 p.
7. Liu C., Gao Y., Dong X., Wang Y., Liu J., Zhang Y., Cai X., Gui N. Third generation of vortex identification methods: Omega and Liutex/Rortex based systems // J. Hydrodyn. 2019. Vol. 31. Issue 2. Pp. 205-223.

КОМПЛЕКСНЫЙ ПОКАЗАТЕЛЬ СТЕПЕНИ ДРОБЛЕНИЯ ГОРНЫХ ПОРОД, ПРИМЕНЯЕМЫЙ В КАЧЕСТВЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗРЫВЧАТОГО ВЕЩЕСТВА

Ю. А. Боровков, Т. М. Якшибаев

*Российский государственный геологоразведочный университет
имени Серго Орджоникидзе (МГРИ-РГГРУ)*

При взрывной подготовке руд к последующим технологическим процессам горного производства, в том числе к подземному и кучному выщелачиванию, куски полезного ископаемого имеют многообразные формы. Поэтому предлагается эмпирическое уравнение для расчета относительного размера отбитых взрывом кусков породы и рассмотрены основные факторы, влияющие на качество дробления при использовании различных типов взрывчатых веществ (ВВ). Уравнение получено на основании обработки результатов экспериментальных взрывов, проведенных на монолитных блоках из гранита, известняка и песчаника. Масса каждого блока при моделировании в лабораторных условиях составляла 0,5 т. Диаметр шпуровых зарядов был принят равным 15 мм, а длину линии наименьшего сопротивления (Л.Н.С), изменяли от 12 до 48 мм. При проведении экспериментальных взрывов соблюдалось геометрическое подобие формы заряда и сетки расположения шпуров на блоках и в натуральных условиях. Для регистрации давлений использовали пьезоэлектрические датчики, помещаемые в шпуры, пробуренные на противоположных сторонах блоков. Шпуры с датчиками заполняли водой и располагали сзади заряжаемых шпуров на расстоянии, равном длине Л.Н.С. Гранулометрический состав отбитой породы определяли с помощью ситового анализа, а выход фракций различных классов крупности устанавливали взвешиванием. При проведении наблюдений измеряли также скорость распространения деформаций в направлении Л.Н.С. Установлено, что относительный размер отбитых кусков может быть вычислен согласно следующему уравнению:

$$l = k_1 \cdot k_2 \cdot \lg \chi, \quad (1)$$

l – относительный размер отбитых кусков блоков; k_1 и k_2 – постоянные, зависящие от свойств пород и условий взрывания; χ – комплексный показатель, определяемый в зависимости от типа ВВ, плотности заряжения, скорости распространения звука во взрываеваемой породе.

При статистической обработке результатов исследования методом наименьших квадратов значение χ численно равно:

$$\chi = k_3 \cdot \frac{(0,36 + \rho) \cdot W \cdot D^2 \cdot R \cdot E}{a^2 \cdot (z^2 - z + 1)^{4/3}}, \quad (2)$$

где W – длина Л.Н.С., см; ρ – плотность ВВ, г/см³; D – скорость детонации, км/с; E – теплота, выделяемая при взрыве ВВ, ккал/г; R – отношение объема ВВ к объему шпура; B – расстояние

между шпурами, см; z – отношение скорости детонации ВВ к скорости распространения звука во взрываеваемой породе.

В табл. 1 приведены основные характеристики свойств пород, в которых были проведены опытные взрывы. Установлено, что с увеличением значений χ степень дробления отбитой породы повышается, а качество дробления улучшается при повышении энергии ВВ, давления в шпуре и скорости детонации зарядов. Для оценки эффективности применения различных ВВ предложен дополнительный показатель – индекс дробления (l_d), который определяется следующим образом:

$$l_d = \frac{l_x - l_{ш}}{l_{ш}} \cdot 100\% \quad (3)$$

где l_x и $l_{ш}$ – размеры отбитых кусков, вычисляемые по уравнению (2), соответственно, при взрывании испытуемого и штатного ВВ. Отрицательные значения l_d соответствуют более высокому качеству дробления.

Установлено, что средний размер отбитых кусков в случае применения водонаполненных ВВ на 22,7% меньше, чем при использовании простейших ВВ.

Таблица 1
Основные характеристики свойств пород

Показатели	Породы		
	гранит	известняк	песчаник
Скорость распространения звука, м/с	5200	4500	3000
Предел прочности на одноосное сжатие, МПа	210	31,5	28
Плотность, г/см ³	2,66	2,37	2,03
k_1	2,42	1,80	1,17
k_2	1,59	2,02	1,26

ТЕСТОВАЯ ЗАДАЧА ДЛЯ ВАЛИДАЦИИ РАСЧЕТНЫХ ПРОГРАММ «ИСТЕЧЕНИЕ СТРУЙ ИЗ ДВУХКОНТУРНОГО СОПЛА С ОТКРЫТЫМ СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ»

С. М. Босняков

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)

Верификация и валидация расчетных программ является необходимым этапом расчетных технологий [1-4]. Верификация – это процесс определения соответствия ПО КМ (компьютерной модели, программы) математической модели. Верификация обеспечивает обоснование того, что ПО КМ при определенных параметрах рассчитывает математическую модель правильно и с соответствующей точностью. Валидация – это процесс определения соответствия ПО КМ реальному миру. Валидация обеспечивает обоснование того, что ПО КМ в заявленной области применения позволяет правильно и с определенной точностью моделировать реальные процессы. Процесс начинается с создания валидационного базиса, который является упорядоченной системой данных, содержащих результаты натурных экспериментов и результаты компьютерного моделирования. Это позволяет доказать с заданной точностью соответствие компьютерной модели или программного обеспечения объекту моделирования. В указанных положениях центральное место занимает понятие тестового примера, который выполняет роль эталона и требует особой тщательности при подготовке экспериментальных данных.

Одним из наиболее эффективных подходов, обеспечивающих повышение эффективности силовой установки гражданского самолета в сочетании с экономичностью, является увеличение ее степени двухконтурности, приводящее к снижению скорости истечения реактивной струи. Типичная скорость истечения из турбореактивного двигателя составляет 500–600 м/с,

из турбовентиляторного – 300-350 м/с. За счет этого снижается как удельный расход топлива, так и уровень шума. К 90-м гг. XX в. типовое значение степени двухконтурности авиационных двигателей достигло значений $m=4-5$. В последующее десятилетие были разработаны и введены в эксплуатацию двигатели с $m \geq 6$, для которых характерно раздельное истечение реактивных струй внутреннего и наружного контуров. В настоящее время предполагается использовать двигатели со степенью двухконтурности вплоть до 8–11. Это указывает на важность надежного расчета характеристик двигателей такого типа.

В литературе имеются описания экспериментов со струями, истекающими из двухконтурных сопел: от глубоко дозвуковых до транс- и сверхзвуковых. В данном сообщении предлагается тестовая задача на основе модельного эксперимента, специально ориентированного на воспроизведение струи двигателя современного пассажирского самолета на режиме взлета. Эксперимент был проведен в ИТПМ СО РАН в рамках договора с ЦАГИ коллективом под руководством В.И. Запрягаева. Предварительные расчетные исследования предложенной задачи выполнены в ЦАГИ им. Жуковского и в ИТПМ им. Келдыша с применением различных подходов. В обоих случаях использованы оригинальные программные продукты EWT ЦАГИ и NOISEtte. Результаты опубликованы в [5]. В докладе представлены сопоставления расчетных и экспериментальных данных и подготовлены предложения по тестированию имеющихся у различных авторов программ, используемых для расчета сопл указанного класса.

Работа поддержана «ЦКМ им. Белоцерковского», а также НИЦ РПТВАТ ЦАГИ

Литература

1. ГОСТ Р 57700.22-2020. Компьютерные модели и моделирование. Классификация.
2. ГОСТ Р 57700.23-2020. Компьютерные модели и моделирование. Валидация. Общие положения.
3. ГОСТ Р 57700.24-2020. Компьютерные модели и моделирование. Валидационный базис.
4. ГОСТ Р 57700.25-2020. Компьютерные модели и моделирование. Процедуры валидации.
5. Босняков С.М., Волков А.В., Дубень А.П., Запрягаев В.И., Козубская Т.К., Михайлов С.В., Трошин А.И., Цветкова В.О. Сравнение двух вихреразрешающих методик повышенной точности на неструктурированных сетках применительно к моделированию струйного течения из двухконтурного сопла // Математическое моделирование. 2019. Т. 31. № 10. С. 130-144.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ РАЗРЫВНОГО МЕТОДА ГАЛЁРКИНА ДЛЯ РАСЧЁТА ТУРБУЛЕНТНЫХ И ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ

И. С. Босняков, А. В. Волков

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)

Для решения задач вычислительной аэродинамики часто применяется разрывный метод Галёркина. Данный метод позволяет разрабатывать численные схемы высокого порядка точности. Несомненным плюсом данных схем является компактный шаблон, который позволяет получать хорошую масштабируемость при параллельных вычислениях.

Особенностью галеркинских схем является то, что внутри каждой ячейки расчётной сетки хранится не единственное значение для каждой поточной переменной (скорость, плотность, давление и т.д.), а несколько коэффициентов. С помощью этих коэффициентов производится восстановление вида функции внутри всей ячейки с использованием заданного заранее функционального базиса.

В предложенной работе демонстрируется, как с помощью солвера на основе схемы Галёркина можно минимизировать влияние диссипативных свойств численной схемы на примере задачи с вихрем. Демонстрируется преимущество перед схемами конечного объёма.

В работе также рассматриваются аспекты, связанные с моделированием свободной турбулентности. Для этого в кубе с периодическими граничными условиями решается модельная задача для уравнений Навье–Стокса, записанных относительно осредненных по пространству величин (подход LES). В качестве начального условия задаётся поле синтетической турбулентности по алгоритму из [1]. Исследуется способность схем с разным количеством базисных полиномов разрешать спектр турбулентности. Подбираются коэффициенты модели LES/DES.

В завершение работы демонстрируется пример с расчётом вихревого следа за самолётом с реалистичными параметрами вихрей.

Литература

1. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Травин А.К., Шур М.Л. Современные подходы к моделированию турбулентности. Санкт-Петербург, Издательство Политехнического университета, 2016).

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА РАСЧЁТА ВОСПЛАМЕНЕНИЯ СТРУИ ГОРЮЧИХ ПРОМЫШЛЕННЫХ ВЫБРОСОВ ДЛЯ АНАЛИЗА УСЛОВИЙ ИХ ОБЕЗВРЕЖИВАНИЯ

Н. К. Брыксенкова¹, Т. А. Забавникова²

¹ независимый исследователь

² Военная академия связи имени Маршала Советского Союза С. М. Будённого

Большинство веществ, содержащихся в парогазовых (ПГВ) и вентиляционных (ВВ) выбросах, являются горючими [1], [2], поэтому одним из способов очистки выбросов от вредных веществ является их сжигание в топочных устройствах котлоагрегатов или в специальных печах. При окислении этих веществ, например, метилмеркаптана (CH_3SH), образуются продукты окисления, которые являются менее вредными (SO_2 , SO_3 , CO_2) и могут при определенных концентрациях выбрасываться прямо в атмосферу. Можно сжигать вредные вещества (ПГВ и ВВ), подбирая подходящее из уже существующих топочных устройств. С другой стороны, можно разработать схему сжигания выбросов и выбор устройства для этой цели на основе исследования процессов, протекающих в нем. Обычно применяется сжигание ПГВ и ВЗ, подаваемых в высокотемпературную струю, содержащую окислитель.

Исследование процессов воспламенения одиночной струи в потоке и методы расчета и практического применения таких систем составляют метод, результаты применения которого сообщаются в настоящем докладе. В основу метода положена гипотеза о конечной скорости протекания процессов теплообмена, вследствие чего базой исследования служат уравнения диффузии и теплопроводности гиперболического типа.

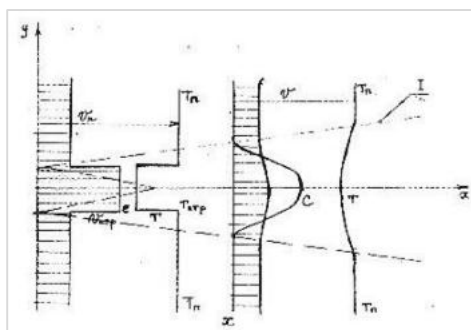


Рис. 1. Схема неизотермической струи

Были рассмотрены две практические задачи. Первая – проектирование и выполнение предтопка котла ВОТ с определением параметров турбулентности и размеров камеры предтопка. Вторая – определение времени дожигания ПГВ для содагенерационного котла. Схема турбулентной струи газа в спутном потоке приведена на рис. 1. Здесь I – границы температурных, концентрационных и скоростных изменений.

Система уравнений теплообмена (гиперболического типа):

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial^2 C}{\partial t^2} + 2f \frac{\partial C}{\partial t} = v'^2 \frac{\partial^2 C}{\partial y^2} - Ae^{\frac{-E}{RT}} C^{v_1} (1-C)^{v_2} \\ \frac{\partial^2 T}{\partial t^2} + 2f \frac{\partial T}{\partial t} = v'^2 \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + Ae^{\frac{-E}{RT}} C^{v_1} (1-C)^{v_2} \frac{Q}{c_p \rho} \end{array} \right. \quad (1)$$

Первое из приведенных уравнений описывает изменение концентрации топлива, второе – изменение температуры. В уравнениях приняты следующие обозначения: C – безразмерная концентрация топлива; T – температура; t – время; y – координата, перпендикулярная к оси струи; v' – среднеквадратичное значение пульсаций скорости; f – средняя частота турбулентных пульсаций; E – энергия активации суммарной реакции окисления топлива; $A = k_0 C f$, k_0 – предэкспоненциальный множитель, C_0 – начальная концентрация; R – газовая постоянная; Q – тепловой эффект суммарной реакции окисления; ρ – плотность; c_p – теплоемкость; v_1, v_2 – порядки реакции по окисляемому веществу (условному топливу) и окислителю.

Литература

1. Брыксенкова Н.К. Расчет параметров турбулентности сжигания серосодержащих токсичных выбросов в котле с предтопком // Проблемы экономии топливно-энергетических ресурсов на промпредприятиях и ТЭС: Межвуз. сб. науч. тр. / ГОУВПО СПб ГТУ РП. СПб., 2006. С. 124-128.
2. Федяев П.А., Федяев А.А., Данилов О.Л. Численные исследования по снижению энергозатрат в технологической цепочке многокорпусная выпарная станция – содорегенерационный котлоагрегат // Промышленная энергетика. 2007. №1. С. 38-42.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ СГОРАНИЯ ПРОПАН-ВОЗДУШНЫХ СМЕСЕЙ ПРИ НИЗКОМ ДАВЛЕНИИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ ПОДКРИТИЧЕСКОГО МИКРОВОЛНОВОГО РАЗРЯДА

П. В. Булат¹, К. Н. Волков², А. И. Мельникова¹, М. Е. Ренев^{1,3}

¹ Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

² Университет Кингстона, Лондон, Великобритания

³ Санкт-Петербургский государственный университет

Для создания перспективных двигательных установок нового поколения, способных работать в сложных условиях (низкое давление окружающей среды, сверхзвуковое обтекание) необходимо проводить исследования новых способов воспламенения топливных смесей. Классические способы поджига искрами (принцип действия – равновесный нагрев) неэффективны [1–2]. Перспективные методы поджига – с применением неравновесной плазмы, где поджиг обеспечивается горячим электронным газом (характерная температура 100 кК), ионами, фотонами и его реакциями с остальными частицами среды при ее низкой температуре [3–7]. СВЧ-излучение

с инициаторами может использоваться для получения холодной плазмы с концентрацией зарядов 10^{15} 1/см³ для объемного поджига.

Целью настоящей работы является исследование процессов горения топливной смеси при условиях: антенна-форсунка для подачи смеси пропан-воздух, находится в среде с температурой 150 К, давлением 100 торр, обтекается внешним потоком воздуха со скоростью до 500 м/с, на антенну падает стоячая волна СВЧ (12,5 см, 3 кВт).

Метод исследования – приближенное численное моделирование в три этапа. Сначала вычисляются для заданного СВЧ-поля функции коэффициентов реакций с электронами от амплитуды внешнего поля. Затем производится расчет СВЧ-поля в системе в присутствии плазмы с заданными размерами, проводимости. Получаемые распределения коэффициентов реакции и мощность электромагнитного нагрева задаются на финальном этапе, где производится расчет газодинамики.

Плазма подкритического СВЧ-разряда поджигает струю топливной смеси «пропан-воздух» в сверхзвуковом потоке при низком давлении в широком диапазоне коэффициента избытка топлива (от обедненной смеси 1:60 (молярные доли) до чистого пропана). Достигаются температуры более 5 кК.

Чистый пропан горит в сверхзвуковом потоке воздуха лучше, чем другие рассмотренные смеси, а выбросы оксида азота минимальны. Предполагается перспективным применение струи пламени чистого пропана при воздействии СВЧ-плазмы для поджига жидких топлив: значительные размеры области повышенной температуры с высоким содержанием активных радикалов, а также присутствие угарного газа (синтез-газ). Например, горение керосина начинается с его взаимодействия с атомами кислорода, водорода [8].

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего.», №_FZWF-2020-0015.

Литература

1. Feng R. et al. Multi-channel gliding arc plasma-assisted ignition in a kerosene-fueled model scramjet engine // *Aerospace Science and Technology*. 2022. Vol. 126. Paper No. 107606.
2. Liu Q., Baccarella D., Lee T. Review of combustion stabilization for hypersonic airbreathing propulsion // *Progress in Aerospace Sciences*. 2020. Vol. 119. Paper No. 100636.
3. Starikovskaia S.M. Plasma assisted ignition and combustion // *J. Phys. D: Appl. Phys.* 2006. Vol. 39. No. 16. Pp. R265–R299.
3. Райзер Ю.П. Физика газового разряда 09. 3-е изд. перераб. и доп. Долгопрудный: Издательский Дом “Интеллект”, 2009. 736 с.
4. Braithwaite N.S.J. Introduction to gas discharges // *Plasma Sources Science and Technology*. 2000. Vol. 9. No. 4. Pp. 517-527.
5. Starikovskiy A., Aleksandrov N., Rakitin A. Plasma-assisted ignition and deflagration-to-detonation transition // *Proc. R. Soc. A*. 2012. Vol. 370. No. 1960. Pp. 740–773.
6. Janev R.K., Reiter D. Collision processes of C₂H₂ and C₂H₂⁺ hydrocarbons with electrons and protons // *Physics of Plasmas*. 2004. Vol. 11. No. 2. Pp. 780-829.
7. Zettervall N., Fureby C., Nilsson E.J.K. A reduced chemical kinetic reaction mechanism for kerosene-air combustion // *Fuel*. 2020. Vol. 269. Paper No. 117446.

ПРИБЛИЖЕННОЕ ТРЕХЭТАПНОЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ГАЗООБРАЗНЫХ СМЕСЕЙ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ПОДКРИТИЧЕСКОГО МИКРОВОЛНОВОГО РАЗРЯДА С УЧЕТОМ ПЛАЗМЕННОЙ КОНВЕРСИИ

П. В. Булат¹, К. Н. Волков², А. И. Мельникова¹, М. Е. Ренев^{1,3}

¹ Балтийский Государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

² Университет Кингстона, Лондон, Великобритания

³ Санкт-Петербургский государственный университет

Актуальны задачи улучшения эффективности, экономичности, экологичности двигательных установок, для чего требуется разработать новые системы поджига, основанные на неравновесной плазме. Электрические разряды холодной плазмы подаваемую энергию расходуют на плазменную конверсию, диссоциацию кислорода [1–2]. Данные эффекты снижают время индукции поджига, расширяют диапазон воспламеняемости смесей, что позволит уменьшить потери тепла через стенки камеры сгорания, увеличить частоту работы двигателя, добиться более полного сгорания и снизить выбросы вредных газов, возможности работы в сверхзвуковом потоке. С целью получения неравновесной плазмы для поджига в большом объеме с невысокими затратами энергии (порядка 1-10 кВт, длительность 6 мкс) можно использовать подкритический микроволновый разряд[3–4].

Численное моделирование неравновесной плазмы в азоте, в воздухе в трехмерной постановке с учетом движения сжимаемой среды с помощью стандартных моделей [5–6] крайне требовательно к ресурсам. При этом учет частиц топлива, промежуточных радикалов практически невозможен без проведения редуцирования химической кинетики при заданных условиях горения. В то же время неравновесная плазма образует радикалы [2], не характерные для классического горения под действием высокой температуры; их важно учесть для получения приемлемых результатов. В литературе встречаются приближенные модели поджига микроволновым разрядом, где ограничиваются учетом лишь теплового эффекта [4]. Необходимо создать модель, где будет учтена и плазменная конверсия, а эффекты плазмы будут согласованы с заданной мощностью излучения, и это является **целью работы**.

Метод исследования – проводится трехэтапный численный расчет плазменного поджига; результаты последнего этапа сравниваются с экспериментальными данными [7] (давление среды 100 торр; антенна-форсунка, принимающее излучение, для подачи смеси пропан-воздух обтекается потоком воздуха со скоростью до 500 м/с). Первый этап: вычисление функций коэффициентов реакций электрон-частица от амплитуды электрического поля с заданными сечениями реакций (кинетические уравнения) [2]. Второй этап: производится расчет СВЧ-излучения с областью плазмы (свойства основаны на экспериментальной статистике). Третий этап: полученные ранее результаты применяются в газодинамическом расчете. Результаты моделирования приемлемы, модель прошла верификацию (сравнивались поля температур и фотографии свечения).

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего.», №_FZWF-2020-0015.

Литература

1. Starikovskaia S.M. Plasma assisted ignition and combustion // J. Phys. D: Appl. Phys. 2006. Vol. 39. No. 16. Pp. R265-R299.

2. Janev R.K., Reiter D. Collision processes of $C_2,3H_2$ and $C_2,3H_2$ + hydrocarbons with electrons and protons // *Physics of Plasmas*. 2004. Vol. 11. No. 2. Pp. 780-829.
3. Bulat P.V. et al. Modeling and simulation of combustion and detonation by subcritical streamer discharge // *Naūčno-teh. vestn. inf. tehnol. meh. opt.* 2017. Vol. 17. No. 4. Pp. 569-592.
4. Bulat M. et al. Numerical Simulation of Ignition of Premixed Air/Fuel Mixtures by Microwave Streamer Discharge // *IEEE Trans. Plasma Sci.* 2019. Vol. 47. No. 1. Pp. 62-68.
5. Bityurin V.A. et al. Numerical Modeling of Pulse-Periodic Nanosecond Discharges // *J. Phys.: Conf. Ser.* 2021. Vol. 2100. No. 1. Paper No. 012032.
6. Saifutdinov A.I., Kustova E.V. Dynamics of plasma formation and gas heating in a focused-microwave discharge in nitrogen // *Journal of Applied Physics*. 2021. Vol. 129. No. 2. Paper No. 023301.
7. Bulat M.P. et al. Plasma-assisted ignition and combustion of lean and rich air/fuel mixtures in low- and high-speed flows // *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 176. Pp. 700-709.

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕЯВНЫХ СХЕМ ИНТЕГРИРОВАНИЯ МНОГОЖИДКОСТНОЙ МОДЕЛИ С ОБЩИМ ДАВЛЕНИЕМ

С. В. Булович, И. А. Игнатьев

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Введение. Математическая модель описания среды в рамках многожидкостного подхода основана на понятии взаимопроникающих континуумов, которое ввёл в рассмотрение Х.А. Рахматулин [1]. Данная модель в каждой точке пространства предполагает наличие нескольких фаз (жидкостей), каждая из которых характеризуется количеством объемной доли вещества. Для определения газодинамических функций состояния многофазного потока используют балансовые соотношения, описывающие сохранение массы, импульса и энергии отдельных жидкостей. Для описания межфазного взаимодействия в данные соотношения вводят источникные слагаемые, вклад и математическая формулировка которых определяются поставленной задачей.

Для замыкания системы многофазных потоков в данной работе использовано предположение о равенстве давлений всех фаз, а также давлений на поверхностях контакта жидкостей. Такой подход приводит к тому, что система уравнений теряет гиперболические свойства. Как показано в [2], в рамках двухжидкостного подхода, для системы уравнений с равным давлением, задача Коши некорректна. Разрешить эту проблему можно, например, перейдя к параболической системе путем введения коэффициента искусственной вязкости. Выбор коэффициента искусственной вязкости по аналогии с алгебраическими моделями формирования коэффициентов переноса основан на исследовании, проведенном в работе [3]. Также в работе рассматриваются течения, в котором термодинамический процесс обмена энергией не является существенным, что позволяет воспользоваться баротропным приближением.

Схемы интегрирования. В работе представлено сравнение трёх схем интегрирования: неявной схемы, неявной схемы с итерациями и схемы «предиктор-корректор». Для дискретизации по пространству во всех схемах использован конечно-объемный подход, требующий формирования конвективного и диффузионного потока на грани расчетной ячейки. Чисто неявная схема взята из работы [4], где узловым моментом является замена алгебраического соотношения для объемной доли на эволюционное дифференциальное уравнение относительно давления. Для упрощения процедуры построения обратной матрицы и минимизации количества математических операций применяется расщепление системы на два шага (расщепление по физическим процессам). Первый шаг учитывает конвективный и диффузионный перенос в уравнениях количества движения, второй – оставшиеся слагаемые, связанные с давлением. Схема с итерациями использует чисто неявную схему, которая дополняется итерациями на

верхнем временном слое. Такой подход требует добавления в невязки уравнений нестационарного слагаемого, в которое входят значения газодинамических функций на прошлом временном слое и на верхнем слое по итерациям. Схема «предиктор-корректор» на шаге предиктора использует чисто неявную схему, с помощью которой находятся значения газодинамических функций на полуцелом временном слое. Эти значения используются для расчётов потоков на грани ячеек на шаге корректора. Явная процедура формирования значения потока на грани ячейки позволяет воспользоваться TVD-подходом, который, в зависимости от шаблона, обеспечивает на гладких решениях 2-5 порядок точности по пространству, что в данной работе показано на схеме второго порядка точности с использованием ограничителя наклона *minmod*.

С помощью данных схем решена задача о распаде разрыва в трёхжидкостной постановке проведено сопоставление схем по определению границы устойчивых вычислений по точности воспроизведения поведения функций и реальному времени выполнения тестового расчёта.

Литература

1. Рахматулин Х.А. Основы газодинамики взаимопроникающих движений сжимаемых сред // Прикладная математика и механика. 1956. Т. 20. № 2. С. 184–195.
2. Клебанов Л.А., Крошилилин А.Е., Нигматулин Б.И., Нигматулин Р.И. О гиперболичности, устойчивости и корректности задачи Коши для системы дифференциальных уравнений двухскоростного движения двухфазных сред // Прикладная математика и механика. 1982. Т. 46. № 1. С. 83-95.
3. Bulovich S.V., Smirnov E.M. Experience in using a numerical scheme with artificial viscosity at solving the Riemann problem for a multfluid model of multiphase flow // AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 1959. Issue 1. Paper No. 050007.
4. Булович С.В. Схема численного интегрирования системы уравнений многофазных потоков в равновесном баротропном приближении // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2019. Т. 12. № 3. С. 17-25.

ПРЯМОЕ СТАТИСТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСТЕЧЕНИЯ БИНАРНОЙ ГАЗОВОЙ СМЕСИ С БОЛЬШИМ ОТНОШЕНИЕМ МАСС КОМПОНЕНТОВ В ВАКУУМ

Н. Ю. Быков^{1,2}, В. В. Захаров³

¹ Федеральный исследовательский центр «Информатика и управление»
Российской академии наук

² Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

³ LESIA, Observatoire de Paris, Universite PSL, Meudon, France

Задача истечения смеси газов с большим отношением масс компонентов рассматривается в литературе с 50-х годов прошлого века. Интерес к данной теме исторически связан с возможностью использования эффекта пространственного разделения компонентов в процессе быстрого расширения сверхзвуковой струи для сепарации изотопов урана [1]. Отношение масс разделяемых изотопов не являлось значительным, однако большим было отношение массы изотопов к массе атомов несущего газа. В настоящее время решение данной задачи представляет значительный интерес для развития микро- и нанозлектромеханических систем (MEMS и NEMS), а также для оптимизации вакуумных газоструйных технологий нанесения наноструктурных покрытий благородных металлов. Последние предполагают истечение сверхзвуковой струи паров металла в смеси с инертным газом из источника в вакуум, осаждение атомов металла на поверхности удаленной подложки и сборку наноструктур непосредственно на подложке [2]. Отношение массы атомов металла, например, золота к атомам несущего газа, например, гелия, может быть очень большим (49,21 для смеси Au-He). Несмотря на значительное количество научных работ в области истечения газовой смеси в окружающее

пространство низкого давления, вопросы истечения разреженной бинарной смеси с большим отношением масс компонентов требуют дальнейшего изучения.

Настоящая работа посвящена теоретическому исследованию процессов истечения паров благородных металлов в смеси с гелием из отверстия в бесконечно тонкой стенке в вакуум. Расчеты течения выполнены методом прямого статистического моделирования (ПСМ) Монте-Карло [3], хорошо зарекомендовавшим себя при решении подобных задач [4-6]. Рассмотрен широкий диапазон изменения мольной доли компонентов в источнике, в том числе режимы течения с малой (менее 5%) мольной долей тяжелого компонента, представляющие наибольший интерес для вакуумных газоструйных технологий. Также рассмотрен широкий диапазон давлений торможения смеси в источнике, предопределяющий истечение струи в околоконтинуальном, переходном по числу Кнудсена и околосвободномолекулярном режимах.

В работе анализируются эффект ускорения тяжелых атомов металла несущим газом, эффект фокусировки паров металла к оси течения и эффект роста плотности паров металла вблизи выходного отверстия источника. Обсуждаются особенности изменения газодинамических параметров разреженной смеси при расширении в вакуум. Представлены данные об изменении мольного и массового расхода смеси в зависимости от определяющих течения параметров. Предложены аппроксимации расхода смеси и компонентов в зависимости от числа Кнудсена, мольных долей компонентов в источнике и отношения масс компонентов.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-11-00078. Вычислительные ресурсы предоставлены суперкомпьютерным центром Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого.

Литература

1. Becker E.W., Bier K., Bier W., Schütte R., Seidel D. // *Angewandte Chemie International Edition in English*. 1967. Vol. 6. Pp. 507–518.
2. Starinskiy S.V., Safonov A.I., Shukhov Y.G., Sulyeva V.S., Korolkov I.V., Volodin V.A., Kibis L.S., Bulgakov A.V // *Vacuum*. 2022. Vol. 199. Paper No. 110929.
3. Bird G.A. *The DSMC Method*. CreateSpace Independent Publishing Platform, 2013.
4. Sharipov F. // *Vacuum*. 2017. Vol. 143. Pp. 106-118.
5. Bykov N.Y., Zakharov V.V. // *Physics of Fluids*. 2020. Vol. 32. Paper No. 067109.
6. Bykov N.Y., Zakharov V.V. // *Physics of Fluids*. 2022. Vol. 34. Pper No. 057106.

ЧИСЛЕННОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УДАРНО-ВОЛНОВОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С ПРЕГРАДАМИ С ЗАДАННЫМ КОЭФФИЦИЕНТОМ ПРОНИЦАЕМОСТИ В КОНИЧЕСКОЙ УДАРНОЙ ТРУБЕ

С. Н. Васильева, И. В. Гук

Научно-производственное объединение Специальных материалов

Исследование основных поражающих факторов взрыва, таких как фугасное, осколочное и химическое/термическое действие, является актуальным вопросом для многих сфер науки и промышленности. Полигонные испытания по определению взрывоустойчивости конструкций или исследования ударно-волновых процессов наиболее наглядно описывают воздействие взрыва, однако невозможность определить поражающее действие каждого фактора в отдельности приводит к ошибкам в обработке и оценке результатов.

Для исследования фугасного действия взрыва возможность использования конической ударной трубы является несомненным преимуществом. При взрыве образуются сферические ударные волны, расходящиеся радиально от центра подрыва. Ударная труба – установка, позво-

ляющая отделить сектор взрыва и изучить действие ударной волны на выбранные образцы или исследовать ударно-волновое взаимодействие с предметами.

Исследование в данной работе направлено на оценку возможности защиты от действия воздушных ударных волн преградами с заданным коэффициентом проницаемости. Проведенное экспериментальное исследование позволило рассмотреть возможность уменьшения давления во фронте сферических ударных волн различной силы посредством использования проницаемых преград с различными коэффициентами проницаемости. Численное моделирование течения газа в конической ударной трубе позволило качественно описать течение газа вблизи проницаемых преград при ударно-волновом взаимодействии, а также исследовать поведение фронта ударной волны при прохождении через перфорированные перегородки.

Было показано, что использование перфорированной перегородки с коэффициентом проницаемости 37% позволяет снизить избыточное давление за перфорированной перегородкой на 25%. Данный вывод говорит о том, что при оптимальном подборе параметров проницаемых перегородок можно добиться значительного снижения разрушительного фугасного действия, возникающего при подрыве зарядов.

ПОДХОДЫ К ЧИСЛЕННОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ ОСОБЕННОСТЕЙ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА С ИМПЕЛЛЕРНЫМ ДВИЖИТЕЛЕМ

А. И. Волков, В. Г. Кажан, С. А. Кузин

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)

Для обеспечения транспортной доступности населения, особенно в регионах со слаборазвитой инфраструктурой, при создании перспективных летательных аппаратов региональных и местных воздушных линий актуальными вопросами являются:

- обеспечение базирования на коротких полосах (в том числе грунтовых);
- высокая крейсерская скорость полета.

Одним из возможных решений проблемы снижения взлетно-посадочных дистанций при обеспечении высокой скорости крейсерского полета может быть интеграция распределенной силовой установки с элементами планера летательного аппарата, в частности, с крылом.

Возможность создания распределенной силовой установки обеспечивается прогрессом в разработке электрических двигателей большой мощности, аккумуляторов и генераторов электрического тока, преобразующих механическую энергию от газотурбинных или поршневых двигателей в электрическую. Для обеспечения высокой крейсерской скорости полета и высоких несущих свойств на взлетно-посадочных режимах представляется возможным использовать импеллерную распределенную силовую установку. Импеллер представляет из себя вентилятор небольшого диаметра в канале, приводимый во вращение электромотором.

Существенное повышение взлетно-посадочных характеристик ЛА достигается за счет положительной интерференции от интеграции линейки импеллерных движителей и крыла, а именно:

- дополнительного разрежения на крыле перед входом в импеллер, расположенным на верхней поверхности простого поворотного закрылка;
- эффекта суперциркуляции от сходящей с задней кромки закрылка струи линейки импеллеров.

Традиционно для исследования интерференции элементов планера и силовой установки используют методы вычислительной газовой динамики. С целью экономии вычислительных ресурсов одним из подходов к моделированию работы двигателя (импеллера) является его моделирование методом активного диска. Однако существует проблема задания граничных условий во входном и выходном сечениях вентилятора импеллера, обеспечивающих их взаимное согласование по параметрам течения.

В данной работе представлены методика задания граничных условий на активном диске, основанная на уравнениях одномерной газовой динамики, а также результаты численных исследований особенностей обтекания крыла с линейкой импеллерных движителей при различной подводимой мощности.

В результате проведенных расчетов получены зависимости аэродинамических характеристик сегмента крыла с линейкой импеллеров в зависимости от подводимой мощности к импеллерам при различных углах атаки. Показано существенное повышение несущих свойств крыла при интеграции с импеллерными движителями. Однако для более полного описания эффектов интерференции, особенно в части влияния пограничного слоя крыла на характеристики импеллера, необходимо моделирование обтекания вращающегося вентилятора импеллера в нестационарной постановке.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУХФАЗНОГО ПОТОКА «ВОДА-МАСЛО» В ТРУБОПРОВОДЕ

В. С. Волков

Ижевский государственный технический университет им. М. Т. Калашникова

Многофазные течения в трубопроводных системах широко распространены в различных отраслях промышленности. Чаще всего такие течения встречаются в химической и нефтегазовой отрасли, где свойства потоков могут варьироваться от практически однофазных сред с небольшим процентным содержанием других веществ до действительно многофазных течений с примерно одинаковым процентным содержанием всех фаз. В качестве фаз могут выступать газообразные среды (воздух, многокомпонентный попутный газ), несжимаемые ньютоновские (вода, масло) и аномальные жидкости (нефть, гель) и твердые частицы. Сложный состав потока сказывается на точности измерительных приборов – расходомеров, влагомеров, плотномеров. Поэтому для производства новых, либо для усовершенствования существующих измерительных устройств необходима информация о структуре многофазных течений.

В работе проводится численное исследование эволюции конфигурации двухфазного потока вода-масло в трубопроводе для оценки степени перемешивания фаз. Моделирование проводилось в CFD-пакетах ANSYS [1] и OpenFoam [2]. Моделирование течения двухфазного потока может осуществляться с помощью двух подходов: «Euler – Euler» и «Euler – Lagrange» [3]. Для моделирования процессов течения двух несжимаемых жидкостей рационально использовать первый подход, так как для него свойственно моделирование фазы сплошным потоком с выделением границы раздела фаз, а общий поток моделируется как совокупность двух или более сред [4]. На подходе «Euler – Euler» основывается пакет CFD-программ ANSYS Fluent [1]; для моделирования течения многофазных потоков в Fluent существует три модели: Volume of Fluid (далее VOF), Mixture и Eulerian [5-7]. Аналогичные подходы реализованы в пакете OpenFoam [2]. Для моделей Mixture и Eulerian необходимо иметь подробное представление о характере течения (величину диаметра фракций), поэтому для дальнейших расчетов использовалась модель VOF [7].

Расчетная область представляет собой Т-образный трубопровод с разделенной подачей масла и воды. Длины подающих участков составляют 0,2 м, длина трубопровода для смешивания сред 7 м, внутренний диаметр трубы составляет 0,025 м. Скорость подачи масла и воды соответствуют пробковому или снарядному течению (slug flow) флюида [7], который характеризуется серией масляных пробок (пробок), разделенных относительно крупными водными карманами.

В результате проведенных исследований была получена следующая картина распределения конфигураций течения в смешивающем трубопроводе. Первоначально, начиная с точки соединения потоков, формируется гладкое стратифицированное течение, которое сохраняется

на протяжении одного метра трубы. Далее линия раздела фаз теряет устойчивость и наблюдается уже волновое стратифицированное течение (длина второго участка также составляет примерно 1 метр). Затем формируется смешанное стратифицированное течение, в котором происходит всплытие отдельных объемов масла в верхнюю часть трубопровода (данный участок составляет 3 метра). На последних двух метрах трубопровода формируются масштабные масляные пробки, и течение приобретает пробковую конфигурацию. Полученные результаты могут быть использованы для определения местоположения измерительных устройств для повышения точности измерения характеристик двухфазных потоков.

Литература

1. Материалы сайта <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent>.
2. Материалы сайта <https://www.openfoam.com/governance/overview>.
3. Wilcox D.C. Turbulence Modelling for CFD. DCW Industries Inc.: La Cañada, CA, USA, 1994.
4. Синьков К.Ф., Спесивцев П.Е. Описание сегрегации несжимаемых жидкостей в закрытой трубе с помощью модели дрейфа // Труды 55-й научной конференции МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук». Аэрофизика и космические исследования. 2012. Т. 2. С. 90–92.
5. Батурын О.В. Морозов И.И., Матвеев В.Н. Расчет течений жидкостей и газов с помощью универсального программного комплекса. Часть 3. Работа в программе Fluent. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2008. 115 с.
6. Nichols B.D., Hirt C.W., Hotchkiss R.S. SOLA-VOF: a solution algorithm for transient fluid flow with multiple free boundaries. Los Alamos Scientific Laboratory Report: LA-8355, 1980. 121 p.
7. Jang W., Jilesen J., Lien F.S., Ji H. A study on the extension of a VOF/PLIC based method to a curvilinear co-ordinate system // Int. J. Computational Fluid Dynamics. 2008. Vol. 22. Issue 4. Pp. 241–257.

ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА ОБТЕКАНИЕ УГЛА РАСШИРЕНИЯ ПОТОКОМ ГАЗА С ЧАСТИЦАМИ

К. Н. Волков, В. Н. Емельянов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Расчет косых скачков уплотнения, образующихся при обтекании угла сжатия, и простых волн расширения, формирующихся при обтекании угла расширения, входит как элемент в решение многих задач на построение линий тока и нахождение распределения давления на обтекаемой поверхности. Присутствие частиц в существенной степени осложняет как расчетную процедуру, так и анализ структуры формирующегося потока.

Рассматривается обтекание плоской стенки с наклонной гранью потоком, содержащим смесь газа с частицами сферической формы. Приводятся траектории движения дискретных включений в центрированной волне разрежения. Обсуждается влияние размера частиц и координат точки ввода частиц в поток на особенности их переноса. Сравняются результаты расчетов, полученных в рамках стокового приближения для коэффициента сопротивления индивидуальной частицы и с учетом поправок на инерционность частицы и разреженность газового потока. На основе результатов расчетов делаются выводы о влиянии дисперсной фазы на распределения параметров газового потока. Результаты расчетов представляют интерес для исследования обтекания тел сверхзвуковыми потоками газозвеси и расчетов косых скачков уплотнения.

При взаимодействии двухфазного потока с углом расширения образуется зона течения, свободная от частиц. Присутствие частиц приводит к увеличению угла отклонения потока по

сравнению с чистым газом, а также к более медленному убыванию давления и температуры по сравнению с течением чистого газа.

Разработанные средства численного моделирования могут оказаться полезными при параметрических и оптимизационных расчетах газодинамических течений, возникающих в элементах двигательных установок сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратов.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 21-19-00657), <https://rscf.ru/project/21-19-00657/>.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГИБРИДНОГО АЛГОРИТМА РАСЧЕТА

К. Н. Волков, В. Н. Емельянов, А. Г. Карпенко

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Гиперзвуковые течения характеризуются наличием областей газа с большой температурой, в которых происходят сложные физико-химические процессы, диссоциация и ионизация газа с образованием свободных электронов. При этом изменяются физические свойства и состав воздуха, оказывающие влияние на вязкость, теплопроводность и термодинамические параметры.

Для численного расчета обтекания летательного аппарата гиперзвуковым потоком необходимо использовать подробные расчетные сетки и учитывать реальные свойства газа, что приводит к большим объемам и длительности вычислений. В практических расчетах со сложной трехмерной геометрией обычно используют неструктурированные расчетные сетки. Одним из способов ускорения вычислений является использование графических процессорных устройств (ГПУ) [1]. Для ГПУ необходимо разрабатывать подходы учитывающие особенности архитектуры и использовать алгоритмы, имеющие параллелизм на уровне данных. Поэтому для расчета течений газа на ГПУ обычно используются явные схемы, которые имеют связанное с устойчивостью ограничение на глобальный шаг по времени. В то же время, при расчете вязких задач необходимо подробно разрешать пограничные слои посредством сгущения сетки вблизи стенок, что при использовании явной схемы и малого глобального шага сильно увеличивает итоговое время расчетов. Неявные схемы не имеют ограничение на шаг по времени, но предполагают решение большой системы линейных уравнений, что существенно снижает эффективность применения ГПУ.

Предлагается использовать преимущества явных и неявных разностных схем в едином расчетном комплексе, работающем на гибридной вычислительной архитектуре. Расчетная область разделяется на две части: область вблизи стенок и внешнюю область. В каждой из частей строится своя неструктурированная расчетная сетка: сетка со сгущением к стенкам для подробного разрешения пограничных слоев и сетка, покрывающую основную часть расчетной области, где не требуется сгущение. Расчет вблизи стенки производится неявной схемой с использованием центральных процессоров ЦПУ [2]. А расчет вдали от стенок, где обычно находится больше всего ячеек, производится явными схемами с использованием ГПУ методами распада разрыва [3]. На каждом временном шаге реализована пересылка данных между ГПУ и ЦПУ расчетными модулями. Сшивка решения реализуется вдоль сеточной линии, при этом реализован второй порядок аппроксимации по пространству. Такой подход позволяет производить расчеты с шагом интегрирования по времени большим чем только в явной разностной схеме, что в свою очередь сокращает итоговое время расчета задачи.

В качестве тестовой задачи произведен расчет гиперзвукового обтекания планера волнолета. Дополнительно реализована параллелизация классическим методом геометрической декомпозиции в каждой части расчетной области, что позволяет использования нескольких ГПУ и

нескольких ядер (потоков) ЦПУ. Количество ячеек в пристеночной в десятки раз меньше, но в основной области расчеты на ГПУ выполняются быстрее. Можно организовать балансировку времени выполнения путем геометрической декомпозиции области для каждого модуля расчета. Это позволит минимизировать время простоя при синхронизации.

Исследование выполнено в рамках работы по гранту Российского научного фонда № 21-19-00657.

Литература

1. Emelyanov V., Karpenko A. Volkov K. Simulation of hypersonic flows with equilibrium chemical reactions on graphics processor units // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 163. Pp. 259-271.
2. Hong Luo, Baum J.D., Lohner R. A Fast, Matrix-free Implicit Method for Compressible Flows on Unstructured Grids // *Journal of Computational Physics*. 1998. Vol. 146. Issue 2. Pp. 664-690.
3. Hirsch C. Numerical computation of internal and external flows // *Computational Methods for Inviscid and Viscous Flows*. 1994. Vol. 2. P. 509.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАПЕЛЬ РАСПЛАВА ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА ПОРОШКА МЕТОДОМ PREP

К. Н. Волков¹, В. Н. Емельянов¹, Ю. А. Соколов²

¹*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова*
²*ООО «НТК Электромеханика», Ржев, Смоленская область*

Применение научно обоснованных методов прогнозирования структуры и свойств порошковых и композиционных материалов, адекватных сложным технологическим процессам их получения, способно повысить качество готовых изделий, снизить издержки производства и уменьшить стоимость продукции. Большое значение для выполнения этих требований имеет анализ, моделирование и практическая отработка технологии получения исходного порошка. В связи с этим возникает необходимость в разработке и развитии методов математического моделирования процессов получения высококачественных порошков, в том числе порошков тугоплавких металлов и многокомпонентных сплавов. При этом выбор оптимальных параметров технологических операций должен основываться на комплексном учете многообразия физических процессов, протекающих при формировании порошковых частиц, и обеспечивать их требуемые размер, морфологию, структуру и свойства. Выбор адекватных моделей этих процессов является залогом обеспечения качества изделий порошковой металлургии и экономической эффективности ее технологий.

Для промышленного производства порошков широко применяется метод плазменного распыления вращающейся заготовки (Plasma Rotating Electrode Process, PREP). Метод распыления вращающейся заготовки достаточно прост и надежен, позволяя получить однородный по размеру порошок, обладающий низкой удельной поверхностью. Вращающаяся заготовка подается в камеру распыления, где в результате оплавления плазменной дугой на торце заготовки образуется жидкая пленка металла. Жидкие капли отрываются от венца заготовки, и при движении в газовой среде происходит их охлаждение. Данному подходу также присущ ряд недостатков, в частности, возможность наследования структурной неоднородности исходной заготовки.

Рассматриваются вопросы, связанные с разработкой, реализацией и применением математических моделей, предназначенных для управления и оптимизации технологических процессов получения порошков металлов из расплава. Исследуется процесс затвердевания капель расплава в турбулентной струе холодного газа. Декомпозиция сложной технологической системы получения порошка позволяет выделить основные группы взаимосвязанных задач, построить семейство математических моделей процесса получения порошка, предложить эффективные методы их реализации. Результаты численного моделирования используются для

оценки влияния различных факторов на параметры полета капли расплава в газовом потоке до момента ее затвердевания.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 21-19-00657), <https://rscf.ru/project/21-19-00657/>.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГЕБРАИЧЕСКОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ В КРУГЛОЙ ЛАМИНАРНОЙ СТРУЕ

Л. Р. Гареев, Д. А. Ашуров, В. В. Веденеев, О. О. Иванов

Научно-исследовательский институт механики

Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова

В пристенных течениях, наряду с ростом мод неустойчивости, важную роль играет немодальный (алгебраический) механизм линейного роста. В неограниченных течениях немодальный механизм роста стал теоретически изучаться лишь в последнее десятилетие, в экспериментах этот механизм до сих пор не был идентифицирован.

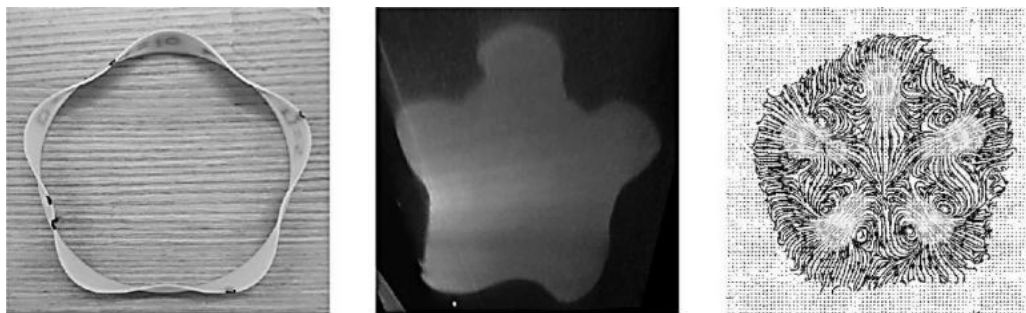


Рис. 1. Слева направо: дефлектор с синусоидальным искривлением выходного сечения $n=5$; визуализация поперечного сечения возмущённой струи; структура возмущения в поперечной к оси струи плоскости, полученная PIV-методом

Работа посвящена экспериментальному исследованию развития стационарных возмущений в осесимметричной ламинарной затопленной струе, создаваемой специальным формирующим устройством с выходным диаметром $D=0,12$ м, при большом числе Рейнольдса (около 6000) и большой длине ламинарного участка (примерно $5,5D$). Немодальный механизм линейного роста возмущений исследовался экспериментально при помощи внесения в поток специально разработанных тонких (толщина стенки – 0,6 мм) пластиковых конструкций (дефлекторов) с разными синусоидально возмущенными выходными сечениями ($n=1-5$).

Проведенные серии визуализаций струи лазерным ножом, термоанемометрических и PIV экспериментов позволили экспериментально зафиксировать немодальный механизм роста возмущений, аналогичный “lift-up”-эффекту в пограничных слоях, а также показали линейный рост продольной скорости возмущения при постоянстве поперечной компоненты. Полученные результаты показывают хорошее соответствие с прогнозами, основанными на линейной теории устойчивости.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 20-19-00404.

КУМУЛЯТИВНЫЕ ЭФФЕКТЫ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ГОЛОВНОЙ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ОБЛАСТЬЮ ЭНЕРГОВКЛАДА

П. Ю. Георгиевский, В. А. Левин, О. Г. Сутырин

Научно-исследовательский институт механики

Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова

Ранее в [1] отмечен кумулятивный эффект возникновения аномальных всплесков давления при столкновении движущегося со сверхзвуковой скоростью тела с газовым пузырем пониженной плотности. Эффект был подтвержден в экспериментальных и численных исследованиях для взаимодействия тел с высокотемпературными плазменными образованиями, сформированными в сверхзвуковом набегающем потоке одиночным импульсом лазерного энергоклада [2–4].

В настоящей работе выполнено сравнительное исследование сверхзвукового обтекания затупленного тела при наличии высокотемпературного газового пузыря, импульсного энергоклада или распределенного взрыва, локализованных в набегающем потоке. Реализованы различные постановки задач: столкновение тела с газовым пузырем пониженной плотности (0); столкновение с облаком газа пониженной плотности, в котором плотность распределена по гауссовскому закону, что соответствует облаку легкой аэрозоли или долгоживущему плазменному образованию (1); включение энергоисточника с гауссовским законом распределения удельной мощности по пространству в течение одиночного импульса некоторой длительности, что соответствует импульсу электрического разряда (2); мгновенный энергоклад с гауссовским распределением по пространству (мгновенное повышение давления при постоянной плотности), что соответствует импульсу лазерного пробоя (3); мгновенное и равномерное повышение давления внутри газового пузыря, что соответствует детонации газового пузыря при химическом взрыве (4). Численное моделирование выполнено на основе уравнений Эйлера для нестационарных течений идеального совершенного газа с осевой симметрией с учетом вложения энергии в энергоисточнике в некоторых случаях.

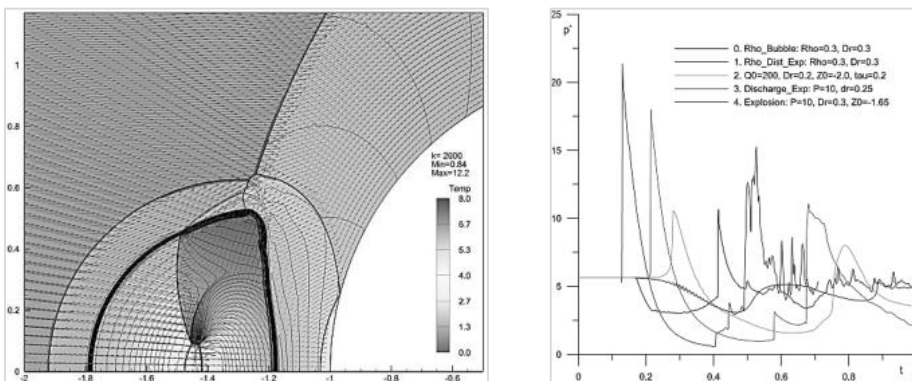


Рис. 1. Конфигурация течения при взаимодействии головной ударной волны с областью распределенного взрыва (изолинии плотности); полное давление в точке торможения на теле в зависимости от времени для случаев (0)–(4)

Для газовых пузырей пониженной плотности (0) реализуется эффект фокусировки вторичной тороидальной ударной волны, сходящейся к оси симметрии [5]. Ударная волна, отраженная от задней границы газового пузыря, усиливается фокусирующейся тороидальной ударной волной, что приводит к эффекту кумуляции – возникновению аномального всплеска давления в критической точке тела. При этом воздействие оказывается локальным, так что в целом сопротивление тела ведет себя ожидаемым образом – сначала снижается за счет уменьшения ско-

ростного напора при поглощении газового пузыря ударным слоем, а затем восстанавливается до исходных значений. Показано, что при взаимодействии тела с облаком аэрозоли или долгоживущим плазменным образованием (1) эффект кумуляции не проявляется. Изучено изменение во времени структуры течения и коэффициента волнового сопротивления тел для областей энерговклада с гауссовским распределением плотности подвода энергии и импульсов различной мощности и длительности (2), в том числе при мгновенном энерговкладе (3). Давление в критической точке тела и коэффициент сопротивления тела сначала повышаются из-за прихода взрывной ударной волны, возникающей при импульсном энерговкладе, затем понижаются при взаимодействии с высокотемпературной областью энерговклада, и в конце концов восстанавливаются до исходных значений. При этом в отдельных случаях также наблюдался кумулятивный эффект аномального всплеска давления в критической точке тела.

При мгновенном распределенном взрыве в газовом пузыре (4) в расчетах зафиксирован известный эффект «перерасширения», когда в центральной области взрыва происходит образование каверны очень низкой плотности и давления, которая затем схлопывается в режиме Гудерля-Станюковича. Отмечено многократное повышение давления (в пределе при измельчении сетки бесконечное) и плотности (конечное) в точке фокусировки схлопывающейся ударной волны. Взаимодействие головной ударной волны с динамически изменяющейся областью взрыва существенно зависит от расстояния от центра взрыва до тела. Распространяющаяся от области фокусировки ударная волна впоследствии приводит к всплеску полного давления в точке торможения на теле. Таким образом, наблюдается многократное ударное воздействие: первый пик соответствует ударной волне, распространяющейся от области взрыва, а последующие (аномальные) обусловлены эффектами фокусировки и кумуляции. При этом повышение давления, не является локальным эффектом и сказывается на изменении интегрального сопротивления тела.

Полученные результаты могут быть использованы при разработке методов воздействия на тела, движущиеся в атмосфере со сверхзвуковыми скоростями.

Работа выполнена в соответствии с планом Научно-исследовательского института механики МГУ при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект 21-11-00307).

Литература

1. Georgievskii P.Yu., Levin V.A. Unsteady Interaction of a Sphere with Atmospheric Temperature Inhomogeneity at Supersonic Speed // Fluid Dynamics. 1993. Vol. 28. Issue 4. Pp. 568-574.
2. Yan H., Adelgren R., Bogushko M., Elliott G., Knight D. Laser Energy Deposition in Quiescent Air // AIAA J. 2003. Vol. 41. Issue 10. Pp. 1988-1995.
3. Schülein A., Zheltovodov A., Pimonov E., Loginov M. Experimental and Numerical Modeling of the Bow Shock Interaction with Pulse-Heated Air Bubbles // Int. J. of Aerospace Innovations. 2010. Vol. 2. Issue 3. Pp. 165-187.
4. Ohnishi N., Tate M., Ogino Y. Computational Study of Shock Wave Control by Pulse Energy Deposition. Shock Waves. 2012. Vol. 22. Issue 6. Pp. 521-531.
5. Георгиевский П.Ю., Левин В.А., Сутырин О.Г. Кумулятивные эффекты при взаимодействии головной ударной волны с газовыми пузырями. // XXV Дсероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям, Санкт-Петербург, 2018. С. 70-71.

АВТОМОДЕЛЬНОЕ ТЕЧЕНИЕ С МНОЖЕСТВЕННЫМИ ТРОЙНЫМИ КОНФИГУРАЦИЯМИ ПРИ ОТРИЦАТЕЛЬНОМ МАХОВСКОМ ОТРАЖЕНИИ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ОТ КЛИНА

П. Ю. Георгиевский¹, А. Н. Максимов^{1,2}, В. П. Фокеев¹

¹ Научно-исследовательский институт механики

Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова

² Инжиниринговая компания "ТЕСИС", Москва

Задача о дифракции ударной волны на клине в классической постановке (для идеального совершенного газа с постоянным показателем адиабаты) характеризуется удивительным многообразием автомодельных решений. Обзор актуальных проблем и современная классификация режимов маховского отражения при дифракции ударной волны на клине приведены в [1–3]. Аналитическое исследование областей существования стационарных тройных конфигураций с отрицательным углом отражения проведено в [4]. Отрицательное двойное маховское отражение для умеренных значений числа Маха падающей ударной волны реализуется в газах с показателем адиабаты близким к единице (в экспериментах – для тяжелых газов со сложной молекулярной структурой). Экспериментально отрицательное двойное маховское отражение в задаче о дифракции ударной волны на клине обнаружено в [5], а условия его реализации обсуждались в [6]. В [7] исследованы эффекты формирования тонких возвратных струй вблизи поверхности клина и интенсивных циркуляционных течений за маховской ножкой при «тройном» маховском отражении.

В настоящей работе выполнено численное исследование структуры автомодельного течения для различных типов отрицательного маховского отражения при дифракции ударной волны на клине. Для визуализации расчетов, следуя [7], вычислялись «локально автомодельные» компоненты скорости – в каждой расчетной точке из физического вектора скоростей вычитался вектор «автомодельного расширения» (радиус-вектор из вершины клина, деленный на время). «Автомодельное поле скоростей» в окрестности любой выбранной точки течения локально совпадает с физическим полем скоростей в системе отсчета, связанной с этой точкой.

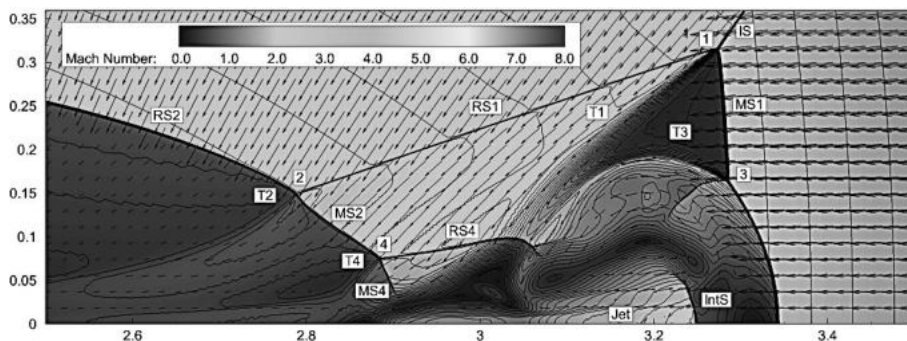


Рис. 1. Структура течения при отрицательном маховском отражении с множественными тройными конфигурациями $M_s = 4.94$, $\gamma = 1.13$, $\alpha = 35^\circ$ (распределение чисел Маха в «автомодельном» поле скоростей)

В работе наряду с известными [1–3] режимами двойного и тройного маховского отражения обнаружен качественно новый режим отрицательного маховского отражения с множественными тройными конфигурациями (режим «многократного» маховского отражения, рис. 1). Установлено, что возникновение «дополнительных» конфигураций в «верхней» части течения (то есть над контактным разрывом, исходящим из точки 1) связано с увеличением интенсивности возвратной струи вдоль поверхности клина (Jet) и, соответственно, вихря в

«нижней» части течения при увеличении угла клина α . При этом контактный разрыв T1 при взаимодействии с вихрем претерпевает излом, что приводит к возникновению внутреннего косоугольного скачка уплотнения RS4, поскольку автомодельное течение в верхней части является сверхзвуковым. Взаимодействие косоугольного скачка уплотнения RS4 с ударной волной MS2, входящей во вторую маховскую конфигурацию, приводит к возникновению дополнительных трехударных конфигураций.

Автомодельное течение при многократном маховском отражении устроено так, что значительная часть потока проходит в узкое «горло» вблизи поверхности клина. При этом около поверхности клина появляется область растекания струй, направленных вдоль поверхности клина к его вершине и от нее, в сторону основной маховской ножки. Давление и плотность в области растекания оказываются очень высокими (в расчетах давление в 150 раз превышало начальное). Однако температура в области растекания остается умеренной (в 3 раза больше начальной), что меньше, чем температура непосредственно за маховской ножкой (в 3,8 раза). Таким образом, можно ожидать, что высокотемпературные физико-химические эффекты для выбранных параметров задачи не очень существенны и применение модели идеального газа с постоянными теплоемкостями оправдано.

Показано, что при увеличении угла клина последовательно реализуются режимы двойного, тройного и многократного маховского отражения, а затем осуществляется переход к регулярному отражению. Режим многократного отражения сохраняется вплоть до перехода к регулярному отражению. При этом на завершающей стадии переход происходит резко, так что зависимость углов наклона траекторий движения тройных точек от угла клина имеет вертикальные касательные в точке перехода. Кроме того, отмечено подобие газодинамических структур при приближении к критическому углу перехода.

Полученное решение с множественными тройными конфигурациями можно рассматривать как разновидность отрицательного двойного маховского отражения, которая дополняет современную классификацию [1-3].

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект 21-11-00307).

Литература

1. Ben-Dor G. A State-of-the-Knowledge Review on Pseudo-Steady Shock-Wave Reflections and their Transition Criteria // Shock Waves. 2006. Vol. 15. Issue 3-4. Pp. 277-294.
2. Семенов А.Н., Березкин М.К., Красовская И.В. Классификация разновидностей отражения ударной волны от клина. Часть 1. Границы и области существования различных типов отражения // ЖТФ. 2009. Т. 79. № 4. С. 46-51.
3. Семенов А.Н., Березкин М.К., Красовская И.В. Классификация разновидностей отражения ударной волны от клина. Часть 2. Экспериментальное и численное исследование разновидностей маховского отражения // ЖТФ. 2009. Т. 79. № 4. С. 52-58.
4. Сильников М.В., Чернышов М.В., Гвоздева Л.Г. Аналитическое описание области существования тройных конфигураций с отрицательным углом наклона отраженного скачка // ЖТФ. 2016. Т. 86. №11. С. 30-34.
5. Gvozdeva L.G., Bazhenova T.V., Predvoditeleva O.A., Fokeev V.P. Mach Reflection of Shock Waves in Real Gases // Astronautica Acta. 1969. Vol. 14. Pp. 503-508.
6. Gvozdeva L., Gavrenkov S., Nesterov A. A Study of Slipstreams in Triple Shock Wave Configurations // Shock Waves. 2015. Vol. 25. Pp. 283-291.
7. Henderson L.F., Vasilev E.I., Ben-Dor G., Elperin T. The Wall-Jetting Effect in Mach Reflection: Theoretical Consideration and Numerical Investigation // J. of Fluid Mechanics. 2003. Vol. 479. Pp. 259-286.

ОПТИМИЗАЦИЯ РАСЧЕТОВ КИНЕТИКИ УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА С ПОМОЩЬЮ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

В. И. Гориховский, Е. В. Кустова

Санкт-Петербургский государственный университет

Исследование неравновесной кинетики углекислого газа необходимо для моделирования входа спускаемых аппаратов в атмосферы Марса и Венеры, для разработки методов снижения концентрации продуктов техногенной деятельности человека в атмосфере Земли, в химии низкотемпературной плазмы и лазерных технологиях. Для снижения вычислительных затрат при моделировании неравновесных течений CO_2 построены несколько современных много-температурных моделей, учитывающих межмодовый обмен энергией [1]. Основная проблема при использовании много-температурных моделей – корректное моделирование скорости колебательной релаксации с учетом различных механизмов энергообмена. Так, в одной из наиболее строгих моделей (гибридной четырехтемпературной модели [1]) предложено вычислять релаксационные члены на основе осредненных поуровневых скоростей процессов. Это позволяет обеспечить точность, сравнимую с точностью поуровневого подхода, однако приводит к потере вычислительной эффективности относительно традиционных много-температурных моделей, основанных на подходе Ландау-Теллера.

В представленной работе изучены возможности применения методов машинного обучения для повышения производительности численного моделирования неравновесных течений углекислого газа. Рассмотрены различные стратегии повышения эффективности гибридной четырехтемпературной модели кинетики CO_2 . Наиболее перспективным оказался предложенный авторами нейросетевой подход к расчету скорости колебательной релаксации в каждой из мод.

Для задачи о пространственно однородной релаксации проведены оценки погрешности и вычислительных затрат разработанного алгоритма, продемонстрирована его высокая точность и эффективность. Впервые проведено моделирование течения углекислого газа за плоской ударной волной в полном поуровневом приближении. Выполнено сравнение с результатами, полученными в рамках гибридного четырехтемпературного подхода, показана эквивалентность подходов. Это позволяет рекомендовать построенные много-температурные приближения в качестве основного инструмента решения задач неравновесной кинетики и газовой динамики.

Гибридный четырехтемпературный подход, использующий нейросетевой способ вычисления релаксационных членов, показал ускорение численного моделирования по времени более, чем на порядок, при сохранении точности. Данная методика может быть рекомендована для решения сложных многомерных задач неравновесной газодинамики, включающих поуровневые химические реакции.

Работа выполнена при финансовой поддержке СПбГУ (ID проекта 93022273)

Литература

1. Kosareva A., Kunova O., Kustova E., Nagnibeda E. Four-temperature kinetic model for CO_2 vibrational relaxation // *Physics of Fluids*. 2021. Vol. 33. Issue 1. P. 016103.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АБЛЯЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК УУКМ В СТРУЯХ ЖРД

В. В. Горский^{1,2}, М. Г. Ковальский¹

¹ АО ВПК «НПО машиностроения»

² Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ) широко применяются в конструкции тепловой защиты высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА). В условиях

постоянного повышения требований к ТТХ разрабатываемых ВЛА, особенную актуальность приобретает задача предсказания уноса (абляции) и, соответственно, изменения формы аппарата в процессе полета. Для решения такой задачи необходимо определить абляционные свойства используемого материала и обеспечить возможность их переноса на натурные условия полета.

Определение абляционных свойств целесообразно осуществлять с применением существующих газодинамических установок, а возможность их переноса может быть обеспечена при использовании широко апробированной на экспериментальных данных, одинаковой физико-математической модели как для анализа наземных экспериментов, так и обсчета натурных условий полета.

Основными процессами, вносящими вклад в унос УУКМ, считаются химические реакции (окисление), механический унос (эрозия) и сублимация (при температурах более 3200 К). Тем не менее, в отрасли распространен упрощенный подход для описания абляции УУКМ, где процесс эрозии считается несущественным, а вносимый им вклад в унос относится на счет интенсификации химических реакций, вызванных повышением тепловых потоков из-за «шероховатости» исследуемого материала. В докладе авторами предложен альтернативный подход, в котором эрозия рассматривается как полноценный участник процесса абляции.

Так как на сегодняшний день не существует способов полностью моделировать натурные условия полета, предлагается изучать каждый из указанных ранее процессов на специализированных газодинамических стендах: химические реакции и сублимацию – в электродуговых установках (ЭДУ), а эрозию – в установках на базе ЖРД.

Наибольшее внимание в данной работе авторами уделено изучению процесса эрозии, предложена комплексная методика определения показателей эрозии для любого углерод-углеродного материала на базе анализа результатов экспериментов в струе кислород-водородного ЖРД. При этом при моделировании условий эксперимента учтен весь спектр протекающих процессов: истечение недорасширенной сверхзвуковой струи из сопла ЖРД, обтекание ею исследуемого образца, его нагрев, прогрев и абляцию.

Предложены частные методики проведения экспериментов и анализа их результатов. Рассмотрены результаты анализа уже проведенных испытаний конкретного УУКМ. Сделаны выводы относительно вклада в процесс уноса УУКМ в рамках предложенной авторами физико-математической модели, предложены пути ее дальнейшего совершенствования.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ АКТУАТОРОВ ЭЖЕКТОРНОГО ТИПА ДЛЯ ЗАТЯГИВАНИЯ НАЧАЛА ТРАНСЗВУКОВОГО БАФТИНГА НА КРЫЛЕ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

**Д. Н. Гребенев², В. И. Козел², А. С. Петров²,
П. В. Савин², А. Ю. Слигинская^{1,2}, Н. С. Ципилев²**

¹ *Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)*

² *Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)*

Возникновение трансзвукового бафтинга на крыле пассажирского самолета связано с воздействием нестационарных аэродинамических сил, которые появляются вследствие взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем и появлением отрывных зон за ним [1]. При обтекании суперкритических профилей на трансзвуковых скоростях полета в районе частот $f \sim 100$ Гц возникают пики амплитуд пульсаций давления вследствие колебаний скачка уплотнения, экспериментальные исследования которых приведены в статье [2]. На прямом крыле отрывные области при трансзвуковых скоростях представляют собой грибовидные ячеистые структуры [3-5], подобные тем, которые проявляются при дозвуковых скоростях [6]. На реальном крыле самолета форма отрывной области сложнее, ее структура сугубо трехмерная

[5, 7-9]. Это усложняет анализ течения и предъявляет особые требования к устройствам для управления отрывной областью и затягиванию начала режима бафтинга. [4, 5, 10]. Затягивание начала режима бафтинга позволяет увеличить величину $c_{yадоп}$, значение которой является немаловажной в процессе формирования аэродинамической компоновки крыла [8].

Экспериментальные исследования проведены в аэродинамической трубе АДТ Т-106 ЦАГИ на тематической модели компоновки «крыло+фюзеляж» пассажирского самолета при трансзвуковых числах Маха. Профилировка уточнялась из необходимости установки в его центроплане актуатора эжекторного типа с использованием программы “blwf” авторов Карась О. В., Ковалев В. Е. [11]. Согласно первичному расчету проведенному Воеводиным А. В., определены зоны начала формирования отрывной области [4]. В этой области в трех положениях по хорде крыла были изготовлены щели отсоса в целях управлением пограничным слоем и замыкающим скачком. На левой консоли крыла получены в одном дренированном сечении распределения статического давления и в одной точке (в предполагаемом месте формирования скачка уплотнения) пульсации статического давления с помощью датчика динамических давлений. На правой консоли крыла с помощью жидких кристаллов были получены спектры отрывной области. В ходе испытаний определение начала бафтинга оценивалось по критериям, основанным на анализе амплитудно-частотного спектра (наличие пика амплитуд на частоте $f \sim 100$ Гц) и зависимости $c_{ya}(\alpha)$, с помощью которой можно определить начало отклонения от линейного участка кривой подъемной силы по углу атаки [12, 13]. В представляемых результатах первого этапа работ не получилось реализовать требуемое затягивание начала трансзвукового бафтинга. Исходно в испытаниях планировалась подача в актуатор эжекторного типа потока с перепадом давления до 5 ата. В ходе экспериментальных исследований максимально полученный перепад давления подаваемого воздуха достиг лишь 2,5 ата. В то же время предварительный расчет проводился без учета подвесного устройства и стойки подвода давления в АДТ Т-106. Был исследован только один вид сопла актуатора эжекторного типа из заложенных нескольких видов, которые показали свою работоспособность на изолированном прямом крыле [10]. Предполагается продолжение исследований в следующих этапах.

Авторы выражают глубокую благодарность за помощь в проведении экспериментальных исследований Скоморохову С. И. и Брагину Н. Н.

Литература

1. Гарифуллин М.Ф. Бафтинг. М.: Изд-во физико-математической литературы, 2010. 216 с.
2. Jacquin L., Molton P., Deck S., Maury B., Soulevant D. Experimental Study of Shock Oscillation over a Transonic Supercritical Profile // AIAA Journal. 2009. Vol. 47. Issue 9. Pp. 1985-1994.
3. Plante F., Dandois J., Beneddine S., Sipp D., Laurendeau E. Numerical simulations and global stability analyses of transonic buffet and subsonic stall. 54th IAF International Conference on Applied Aerodynamics. Paris, France, 2019.
4. Брагин Н.Н., Воеводин А.В., Гребенев Д.Н., Корняков А.А., Петров А.С., Петров Д.А., Слитинская А.Ю., Скоморохов С.И., Судаков Г.Г. Экспериментальные исследования управления обтекания крыла с помощью струйных актуаторов эжекторного типа.
5. Брутян М.А. Основы трансзвуковой аэродинамики. М.: Наука, 2017. 176 с.
6. Занин Б.Ю., Козлов В.В., Зверков И.Д., Павленко А.М. Вихревая структура отрывных течений на моделях крыльев при малых скоростях потока // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2008. № 6. С. 114-120.
7. Sartor F., Timme S. Delayed Detached–Eddy Simulation of Shock Buffet on Half Wing–Body Configuration // AIAA Journal. 2017. Vol. 55. Issue 4. Pp. 1230-1240.

8. Bragin N., Garifullin M., Janin V., Skomorohov S. Investigation of unsteady flow on a high aspect ratio wings // 32 AIAA Journal: Proceedings of the Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, USA, June 16-20, 2014. 14 p.
9. Birukov V., Bragin N., Garifillin M., Skomorokhov S., Yanin V. Study on high aspect ratio swept wing pressure oscillations spectra // 12th ONERA-TsAGI Seminar. ONERA Palaiseau Centre, France, 2013.
10. Voevodin A.V., Korniyakov A.A., Petrov A.S., Petrov D.A., Soudakov G.G. Wing buffeting control at transonic flight velocities // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2018. Vol. 59. No. 4. Pp. 39-49.
11. Kovalev V.E., Karas O.V. // La Recherche Aerospaciale, 1994. No. 1.
12. Mabey D.G. Buffering criteria for a systematic series of wings // J. Aircraft. 1989. Vol. 26. Pp. 576-582.
13. Брагин Н.Н., Ковалев В.Е., Скоморохов С.И., Слитинская А.Ю. К оценке границы начала бафтинга стреловидного крыла большого удлинения на трансзвуковых скоростях // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25 № 4.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ СВОБОДНО РАСПРОСТРАНЯЕМЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ КОДОВ ДЛЯ РАСЧЁТА ДВУМЕРНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ

Э. Г. Гулиев, Е. В. Колесник, А. В. Махнов, А. А. Смирновский
Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Работа посвящена исследованию возможностей свободно распространяемых газодинамических кодов OpenFOAM [1] и SU2 [2] применительно к численному моделированию сверхзвуковых течений. Для этих целей выбрано несколько модельных двумерных задач, которые широко используются для тестирования численных методов, предназначенных для расчёта существенно сжимаемых течений.

В качестве первой задачи рассмотрено стационарное невязкое сверхзвуковое течение совершенного газа в плоском канале с центральным клином [3] (отметим, что в этой и других задачах параметры совершенного газа соответствуют параметрам воздуха). Структура течения в канале с клином определяется числом Маха на входе в канал, углом наклона клина и отношением высот входного и выходного сечений канала. При этом в случае стационарного течения могут наблюдаться две различные ударно-волновые конфигурации: регулярное отражение и маховское (нерегулярное) отражение [4, 5]. В работе рассмотрены режимы течения, соответствующие обжимным конфигурациям, проанализированы особенности численных решений, получаемых при моделировании в OpenFOAM и SU2, исследована чувствительность решения к сеточному разрешению и использованию различных настроек вычислительных алгоритмов. Показано, в частности, что в случае маховского отражения численное решение более «чувствительно» к сеточному разрешению.

В качестве второй задачи рассмотрено стационарное невязкое обтекание цилиндра сверхзвуковым однородным потоком воздуха. Структура течения при невязком обтекании цилиндра определяется числом Маха набегающего потока и содержит отошедший скачок уплотнения, причём расстояние от поверхности цилиндра до скачка определяется числом Маха. В данной работе рассмотрены два режима течения, соответствующие значениям числа Маха 3 и 10. Проведено сопоставление результатов численного моделирования в OpenFOAM и SU2 с экспериментальными и расчётными данными [6].

Из класса вязких течений рассмотрена задача о развитии ламинарного пограничного слоя на плоской пластине в сверхзвуковом потоке. Проведено сопоставление результатов численного моделирования в OpenFOAM и SU2 с известными теоретическими оценками и доступ-

ными экспериментальными и расчётными данными по коэффициенту трения на поверхности пластины [7]. Показано, что код SU2 обладает меньшей чувствительностью к расчётной сетке, тогда как OpenFOAM демонстрирует сильное изменение распределения температуры вблизи стенки при использовании сеток различной размерности.

Для анализа применимости рассматриваемых газодинамических кодов к расчётам нестационарных течений была проведена серия расчётов для задачи о формировании течения в ударной трубе после разрыва диафрагмы. Известно, что процессы распространения волн в ударной трубе достаточно точно описываются аналитическим решением. В данной работе проведено сопоставление результатов расчётов как с аналитическим решением, так и с экспериментальными данными [8].

Можно заключить, что результаты численного моделирования, полученные при решении всех описанных модельных задач, находятся в достаточно адекватном согласии с известными данными. При этом следует отметить, что в расчётах с использованием кода OpenFOAM эффекты, связанные с диссипативностью численной схемы, являются более выраженными, в частности, наблюдается более сильная чувствительность к пространственному разрешению, чем в расчётах с использованием SU2. С другой стороны, при использовании кода SU2 не для всех рассмотренных задач и режимов были получены сошедшиеся решения со вторым порядком точности.

Литература

1. H.G. Weller, G. Tabor, H. Jasak, C. Fureby, A tensorial approach to computational continuum mechanics using object-oriented techniques // *Computer in Fluids*. 1998. Vol. 12, No. 6.
2. Economon Th.D., Palacios F., Copeland S.R., Lukaczyk T.W. Alonso J.J. SU2: An Open-Source Suite for Multiphysics Simulation and Design // *AIAA Journal*. 2015. Vol. 54. No. 3. Pp. 828-846.
3. Кудрявцев А. Н. Вычислительная аэродинамика сверхзвуковых течений с сильными ударными волнами // ИТПИМ им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, диссертация на соискание учёной степени д.ф.-м.н, 2014, Новосибирск.
4. Ivanov M.S., Gimelshein S.F., Beylich A.E. Hysteresis effect in stationary reflection of shock waves // *Phys. Fluids*. 1995. Vol. 7. Pp. 685–687.
5. Sudani N., Sato M., Karasawa T., Noda J., Tate A., Watanabe M. Irregular effects on the transition from regular to Mach reflection of shock waves in wind tunnel flows // *J. Fluid Mech*. 2002. Vol. 459. Pp. 167-185.
6. Amick J.L. Pressure measurements on sharp and blunt 5° and 15° half cone at Mach number 3.86 and angles of attack to 100° // *NASA TN D-173* – 1961.
7. Simeonides G., Haase W., Manna M. Experimental, analytical, and computational methods applied to hypersonic compression ramp flows // *AIAA Journal*. 1994. Vol. 32. Pp. 301-310.
8. Glass I., Patterson G. N. A Theoretical and Experimental Study of Shock Tube Flows // *J. Aero. Sci*. 1953. Vol. 22. No. 2. Pp. 73-100 — входит в сборник статей «Ударные трубы» под редакцией Х. А. Рахматуллина и С. С. Семёнова (Издательство иностранной литературы, Москва, 1962).

СЕЛЕКЦИЯ КЛАСТЕРОВ ПРИ РАССЕЯНИИ НА ФОНОВОМ ГАЗЕ

Е. Д. Деринг, К. А. Дубровин, А. Е. Зарвин, В. В. Каляда, А. С. Яскин

Новосибирский государственный университет

Молекулярные кластеры, то есть ансамбли частиц, объединенных силами Ван-дер-Ваальса, представляют все нарастающий интерес для исследователей. Хорошо известны методы использования кластеров для получения тонкопленочных покрытий с уникальными свойствами [1]. Большие кластеры, размером порядка тысячи частиц, активно использованы

для полировки поверхностей различных материалов до субнанометровой степени шероховатости [2]. Кластеры определенных видов (в том числе фуллереноподобные), используются в качестве транспорта микродоз лекарств в определенные системы организма [3]. Одним из наиболее эффективных и распространенных способов получения кластеров из газовых частиц является расширение сверхзвуковых газовых потоков в вакуум [4]. Рост кластеров в таких потоках проходит через стадии зародышеобразования, прилипания, коагуляции, коалесценции. Однако такой способ обеспечивает формирование кластеров с большой дисперсией размеров, от димеров до многотысячемеров.

Представляет практический интерес задача селекции кластеров по размерам. Для заряженных частиц – кластерных ионов, это, например, хорошо известный метод задерживающего потенциала [5]. Нейтральные частицы разных масс, как правило, удается селектировать путем рассеяния на газовых мишенях. Одним из наиболее оптимальных способов такой селекции является использование процесса выделения из сверхзвуковой расширяющейся струи молекулярного пучка. Молекулярный пучок формируется с помощью набора (не менее двух диафрагм: скиммера (или нескольких последовательно расположенных скиммеров) и коллиматора. При этом необходимым условием процесса является бесстолкновительный характер движения частиц пучка от входного отверстия скиммера до детектора молекулярного пучка, для чего используется двух- или многокамерная система с дифференциальными высоковакуумными откачными комплексами.

Первая стадия селекции частиц разных масс в молекулярном пучке обусловлена именно различием масс частиц кластированного потока. Как хорошо известно, плотность частиц на оси молекулярного пучка n_b имеет вид:

$$n_b \sim A \cdot n_s \cdot S^2, \quad (1)$$

где A – константа, определяемая геометрией системы, n_s – плотность в струе на входном срезе скиммера, S – скоростное отношение, $S = W / (2kT/m)^{0.5}$, W – направленная скорость потока, k – постоянная Больцмана, T – поступательная температура, m – масса частицы. Поскольку направленная скорость потока для мономеров и кластеров приблизительно одинакова, поступательная температура (мера энергии ансамбля частиц) – также, то различие в скоростных отношениях кластеров и мономеров пропорционально корню из отношения их масс. Следовательно, за входным срезом скиммера мономеры разлетаются под большим углом, чем кластеры. Зная температуру, по распределению частиц поперек потока можно оценить их размер, а с помощью геометрической системы отделить частицы нужных масс. Этот способ рассмотрен в нашей работе [6].

В настоящем сообщении мы рассмотрели другой способ разделения частиц в пучке – по рассеянию на фоновом газе в первой, послескиммерной камере молекулярно-пучковой системы. Работа выполнена на газодинамической установке ЛЭМПУС-2 отдела прикладной физики НГУ [7]. В качестве кластированного рассеиваемого газа использовался аргон, рассеивающей мишенью использовался либо аргон, либо диоксид углерода. В работе рассмотрены технические аспекты регистрации рассеиваемого газа, проблемы, связанные с использованием в качестве детектора квадрупольного масс-спектрометра с электронной ионизацией. Приведены примеры полученных эффективных сечений рассеяния аргона на разных газовых мишенях. Обсуждены возможности использования полученных данных.

Работа выполнена с использованием оборудования ЦКП «Прикладная физика» НГУ при финансовой поддержке гранта РФФИ 22-11-00080.

Литература

1. XII Международная конференция «Пленки и покрытия», Санкт-Петербург, 2015.
2. Yamada I., e.a. // Curr. Opin. Solid St. Mat. Sci. 2015. Vol. 19. Issue 1. Pp. 12-18.
3. Montellano A., e.a. // Nanoscale. 2011. Vol. 3. Pp. 4035–4041.
4. Смирнов Б.М. УФН. 1997. Т. 167. №11. С. 1169-1200.

5. Bruny G., e.a. // Rev Sci. Instr. 2012. Vol. 83. Paper No. 013305.
6. Зарвин А.Е. и др. // Теплофизика и аэромеханика. 2107. Т. 24. № 5. С. 691-702.
7. Zarvin A.E., e.a. // IEEE Transact. Plasma Sci. 2017. Vol. 45. № 5. Pp. 819-827.

УДАРНО-ВОЛНОВЫЕ ПРОЦЕССЫ ПРИ САМОЛОКАЛИЗАЦИИ ИМПУЛЬСНОГО РАЗРЯДА В ОТРЫВНЫЕ ЗОНЫ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ В КАНАЛЕ С УСТУПОМ

Д. И. Долбня¹, И. А. Знаменская¹, А. Е. Луцкий²

¹ *Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова*

² *Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук*

В газодинамическом течении в профилированном канале за ударной волной на разных этапах развития происходит перераспределение полей теплофизических параметров, в частности, в зоны отрыва за изломами образующих. При импульсной (субмикросекундной длительности) ионизации участка канала с препятствиями имеет место самолокализация плазмы (энерговклада) как на обтекаемой поверхности, так и в объеме – при наличии разрывов и неоднородностей. Преимущественно ток импульсного разряда перераспределяется в зоны пониженной плотности. При этом из области локализованного импульсного энерговклада распространяются ударные (взрывные) волны значительной интенсивности. В недавних работах были описаны основные режимы локализации поверхностного наносекундного разряда на различных участках канала вблизи препятствия [1] и объемного импульсного разряда [2] в потоке за ударной волной.

В данной работе приводятся результаты экспериментальных и численных исследований воздействия импульсного локализованного в зону отрыва поверхностного разряда на дозвуковое и сверхзвуковое течение в канале. Однократный наносекундный сильноточный разряд (скользящий по поверхности диэлектрика плазменный лист размером 30×100 мм) инициировался на разных этапах развития потока за ударной волной с числами Маха M от 2,8 до 3,5 в канале ударной трубы. Длительность тока разряда составляла 200-600 нс. Диэлектрическая вставка с размерами 6 мм × 2 мм × 48 мм на нижней стенке канала в области плазменного листа являлась препятствием при обтекании газовым потоком; приводила к появлению зоны отрыва потока в подветренной стороне. Импульсный энерговклад (плазменный лист) инициировался в широком временном (0,2-6,0 мс) и скоростном (900-300 м/с) диапазонах в потоке после прохода препятствия плоской ударной волной. Использование высокоскоростной теневой съемки с лазерным источником через кварцевые окна камеры позволило получить качественную теневую картину влияния импульсной ионизации потока при обтекании препятствия.

Импульсное свечение повышенной интенсивности длительностью до 1 мкс регистрировалось в подветренной области (за препятствием). От поверхности в области повышенного свечения плазмы разряда за препятствием распространялись взрывные ударные волны: мгновенная скорость взрывных ударных волн в первый момент времени достигала 580-660 м/с в различных направлениях.

Поперечные размеры канала ударной трубы (48 мм) в 2 раза больше высоты канала течения (24 мм). Таким образом, геометрия эксперимента позволила проводить сравнение теневых снимков с результатами численного моделирования в двумерном приближении. Для численной аппроксимации систем уравнений Навье–Стокса была применена явная квазимонотонная схема, представляющая собой вариант метода С.К. Годунова повышенного порядка точности [3]. Все двумерные расчеты выполнялись на неравномерной по пространству сетке (со сгущением к зоне энерговклада) с прямоугольными ячейками. Общее число ячеек составляло 1300×150.

Расчетная область представляла собой участок рабочей камеры размерами 130 мм на 24 мм. Ударная волна распространялась слева направо по расчетной области, параметры в зоне

за фронтом волны изменялись в соответствии с соотношениями Ренкина-Гюгонио. Импульсный энерговклад в зону отрыва – область самолокализации поверхностного разряда в потоке – задавался вблизи нижней границы, в зоне с координатами $6 \text{ мм} < x < 9 \text{ мм}$, $0 < y < 1.5 \text{ мм}$.

Численное моделирование задачи, при сравнении с экспериментом, позволяет оценивать параметры энерговклада в зону отрыва при локализации, а именно: количество энергии, мгновенно переходящее в тепло. Теневые изображения сравнивались с расчетными при одинаковых параметрах течения и различных значениях энерговклада. Энергия разряда, локализованная в зону отрыва при совпадении соответствующих динамических структур потока, составляет 0,3 Дж. Было показано, в частности, что на временах, превышающих 30–40 мкс после инициирования разряда в потоке за ударной волной с числами Маха 2,8 до 3,5 в течение 20–40 мкс после прохождения ударной волны, взрывные ударные волны, возникающие в момент импульсного энерговложения в зону отрыва, вносят возмущения в термодинамические параметры течения в разрядной камере.

Аспирант Долбня Д.И. является стипендиатом фонда «БАЗИС».

Литература

1. Tatarenkova D.I., Koroteeva E.Y., Kuli-zade T.A. et al. Pulsed discharge-induced high-speed flow near a dielectric ledge // Experiments in Fluids. 2021. Vol. 62. Issue 7. P. 151.
2. Znamenskaya I.A., Dolbnya D.I., Ivanov I.E. et al. Pulse volume discharge behind shock wave in channel flow with obstacle // Acta Astronautica. 2022. Vol. 195. Pp. 493–501.
3. Borisov V.E., Chetverushkin B.N., Davydov A.A., Khankhasaeva Ya.V., Lutskii A.E. Heat flux in supersonic flow past ballistic model at various angles of attack and wall temperatures // Acta Astronautica. 2021. Vol. 183. Pp. 52–58.

К ВОПРОСУ О ВЫБОРЕ АДЕКВАТНОЙ ПОДСЕТОЧНОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ КОРРЕКТНОГО ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ И АЭРОАКУСТИКИ СТРУИ

А. П. Дубень, А. В. Горобец

Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук

Адекватное воспроизведения механизмов генерации аэродинамического шума требует очень точного вихреразрешающего моделирования турбулентных течений. Особенно это актуально для предсказания шума дозвуковых турбулентных струй. Наряду с качеством расчетных сеток, на адекватность получаемых результатов влияют два основных компонента соответствующих вихреразрешающих алгоритмов: численная дискретизация дифференциальных операторов (главным образом, для аппроксимации конвективных потоков) и используемая модель турбулентности, то есть подсеточная модель (Sub-Grid Scale model, SGS). Представляемый доклад будет посвящен последнему аспекту.

Объектом настоящего исследования является погруженная ненагретая дозвуковая ($M_{\text{jet}}=0,9$) турбулентная круглая струя, характеризующаяся числом Рейнольдса $Re_D=1,1 \cdot 10^6$, где D – диаметр сопла. Мы рассматриваем вычислительную постановку при отсутствии разрешенной турбулентности в пограничном слое внутри сопла. В таком случае точность предсказания аэродинамики струи и особенно шума в дальнем поле полностью определяется корректностью моделирования эволюции слоев смешения. В частности, свойство SGS-модели смягчать проблему «серой зоны» (Grey Area Mitigation, GAM) в начальном участке слоя смешения имеет определяющее значение для рассматриваемого тестового случая, когда на выходе из сопла задается стационарное RANS-решение в качестве граничного условия. При этом под улучшением проблемы серой зоны (свойство GAM) понимается провоцирование «численного» перехода решения от стационарного RANS режима к разрешенному LES. Конечно,

поведение SGS модели также влияет на адекватность моделирования во всей области сдвигового слоя, которая отвечает за шум, создаваемый струей.

В докладе представлены результаты расчетов, полученных с помощью различных вариаций современных подсеточных LES-моделей с улучшенными GAM-свойствами [1]. В частности, будут рассмотрены современные адаптивные, зависящие от решения подсеточные масштабы (Δ_ω [2], $\tilde{\Delta}_\omega$ [3], Δ_{SLA} [4], Δ_{lsq} [5]) и усовершенствованные SGS-модели (σ [6], S3PQR [7]) в различных комбинациях в рамках вихререзающего LES-подхода. Оценка результатов будет проведена на основе сравнения с экспериментальными данными по аэродинамике и турбулентным характеристикам струи, а также по шуму в дальнем поле. Для проведения расчетов используется набор сгущающихся сеток. Численное моделирование проводится с помощью конечно-объемного вершинно-центрированного алгоритма повышенной точности [8], реализованного в гетерогенном CPU+GPU параллельном коде NOISEtte [9].

На основе анализа результатов, полученных с помощью различных вариаций LES-подходов, будут сделаны выводы об основных характеристиках различных вариаций рассмотренных подсеточных масштабов и SGS моделей, будут сформулированы критерии выбора наиболее оптимальных из них.

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. Pont-Vilchez et al. New Strategies for Mitigating the Gray Area in Delayed-Detached Eddy Simulation Models // AIAA Journal. 2021. Vol. 59. Issue 9. Pp. 3331–3345.
2. Deck S. Recent improvements in the Zonal Detached Eddy Simulation (ZDES) formulation // Theor. Comput. Fluid Dyn. 2011. Vol. 26. Issue 6. Pp. 523-550.
3. Mockett C. et al. Two Non-Zonal Approaches to Accelerate RANS to LES Transition of Free Shear Layers in DES // Progress in Hybrid RANS-LES Modelling. 2015. Pp. 187-201.
4. Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.K., Travin A.K. An Enhanced Version of DES with Rapid Transition from RANS to LES in Separated Flows // Flow Turbul. Combust. 2015. Vol. 95. Issue 4. Pp. 709-737.
5. Trias F.X. et al. A new subgrid characteristic length for turbulence simulations on anisotropic grids // Phys. Fluids. 2017. Vol. 29. Issue 11. P. 115109.
6. Nicoud F. et al. Using singular values to build a subgrid-scale model for large eddy simulations // Phys. Fluids. 2011. Vol. 23. Issue 8. P. 085106.
7. Trias F.X., Folch D., Gorobets A., Oliva A. Building proper invariants for eddy-viscosity subgrid-scale models // Phys. Fluids. 2015. Vol. 27. Issue 6. P. 065103.
8. Duben A.P., Kozubskaya T.K. Evaluation of Quasi-One-Dimensional Unstructured Method for Jet Noise Prediction // AIAA Journal. 2019. Vol. 57. Issue 12. Pp. 5142-5155.
9. 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 МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА В УЗКОМ КАНАЛЕ С КОНИЧЕСКОЙ ЛУНКОЙ НА НАГРЕТОЙ СТЕНКЕ ПРИ ВАРЬИРОВАНИИ УГЛОМ УКЛОНА

А. Г. Егорова, С. А. Исаев, Д. В. Никущенко

Санкт-Петербургский государственный морской технический университет

В перспективных вихревых технологиях для энергетики [1] важное место занимают энергоэффективные поверхности, структурированные лунками. Несмотря на поиск рациональных

форм лунок-вихрегенераторов актуальны простые технологические формы лунок, такие как цилиндрические и конические. В [2] рассчитан конвективный теплообмен в плоскопараллельном узком канале с цилиндрической лункой умеренной глубины ($h/D = 0,12$), расположенной на его нагретой постоянной тепловым потоком стенке, при $Re_H = 20\,000$ (H – высота канала). На основе компьютерного анализа струйно-вихревой структуры течения в цилиндрической лунке установлены гидродинамические особенности интенсификации теплообмена в ней, связанные с взаимодействием втекающего в лунку потока с ее боковыми стенками, обуславливающим кардинальное увеличение теплоотдачи на боковых и задней гранях лунки. Суммарная теплоотдача в лунке, определенная по площади ее пятна, оказалась на 68% больше по сравнению с соответствующим участком гладкой стенки плоскопараллельного канала при росте гидравлических потерь на 47%. С учетом всей площади внутренней поверхности лунки, тепловая эффективность цилиндрической лунки умеренной глубины составила 1,22. Цилиндрическая лунка по тепловой и теплогидравлической эффективности оказывается предпочтительнее сферической лунки того же углубления. В [3-6] представлены результаты расчета стационарного и периодического конвективного теплообмена при турбулентном обтекании конических лунок глубиной $0,233D$ на стенке узкого канала, который является компьютерным аналогом ряда экспериментальных стендов, при $Re_D=40000$. Угол уклона θ лунок варьируется от 10° до 60° . Расчетная методология представлена в статье [3], где, в частности, детально излагается и обосновывается подход к оценке гидравлических потерь. В [5] обосновывается применимость решения нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS) для численного моделирования периодического квазипереходного режима вихревой генерации и теплообмена в глубокой конической лунке с углом уклона 10° на стенке узкого канала. Для расчета турбулентного режима используется модифицированная с учетом влияния кривизны линий тока в рамках подхода Роди-Лещинера-Исаева модель переноса сдвиговых напряжений Менгера 2003 года. При $Re=10^4$ установлен период колебаний поперечной силы R_z и продольной силы R_x , а также суммарной теплоотдачи Nu_{mm} на контрольный участок нагретой стенки канала с лункой, равный 60, который соответствует числу Струхала $St=0,0167$. Компьютерная визуализация закрученных струйно-вихревых потоков демонстрирует источники типа фокусов на боковых гранях лунки. На автоколебательном режиме формируется двухъячеистая вихревая система с различной интенсивностью на периоде колебаний силы R_z . Периодические изменения трения, числа Нуссельта и температуры зарегистрированы в продольной и поперечной срединных сечениях лунки и отражают колебания вихревой структуры слева-направо и справа-налево. Показано формирование веерной струи, которая колеблется относительно плоскости продольной симметрии, вызывая перераспределение силовых и тепловых нагрузок. В данной работе показано, что с ростом угла уклона трансформация струйно-вихревой структуры осредненного течения от симметричной системы парных вихрей к моносмерчевому потоку приводит к интенсификации отрывного течения и теплообмена. Максимальные скорости возвратного и вторичного течения возрастают на 25% и 40% соответственно, а максимум турбулентной энергии скачкообразно падает на 30%. В 2,5 раза уменьшается минимум относительного отрицательного трения на дне лунки (доходит до -1,5). После $\theta=45^\circ$ происходит достаточно быстрое уменьшение интенсивности отрывного течения в лунке. Тепловая эффективность контрольного участка с лункой заметно отстает от роста относительных гидравлических потерь, однако теплогидравлическая эффективность $(Nu_{mm}/Nu_{mmp})/(\xi/\xi_{pl})^{1/3}$ близка к единице.

Литература

1. Вихревые технологии для энергетики / под общ. ред. акад. А.И. Леонтьева. М.: Изд. дом МЭИ, 2017. 500 с.
2. Исаев С.А., Леонтьев А.И., Баранов П.А., Попов И.А., Щелчков А.В., Габдрахманов И.Р. Численное моделирование интенсификации теплообмена в плоскопараллельном канале с

цилиндрической неглубокой лункой на нагретой стенке // Инженерно-физический журнал. 2016. Т. 89. № 5. С. 1195-1210.

3. Isaev S., Nikushchenko D., Sudakov A., Tryaskin N., Egorova A., Iunakov L., Usachov A., Kharchenko V. Standard and modified SST models with the consideration of the streamline curvature for separated flow calculation in a narrow channel with a conical dimple on the heated wall // Energies. 2021. Vol. 14 (5038). Pp. 1-23.

4. Исаев С.А., Никущенко Д.В., Судаков А.Г., Тряскин Н.В., Юнаков Л.П. Трансформация отрывного турбулентного течения в конической лунке на стенке узкого канала и снижение гидравлических потерь с увеличением конусности // Письма в ЖТФ. 2021. Т. 47. № 11. С. 21-25.

5. Isaev S., Nikushchenko D., Sudakov A., Tryaskin N., Egorova A., Iunakov L., Usachov A., Kharchenko V. Numerical simulation of a periodic quasi-switching mode of flow around a conical dimple with a slope angle of 10 degrees on the wall of a narrow channel using URANS // Fluids. 2021. Vol. 6 (385). Pp. 1-11.

О ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНЫХ ШУМОВ БУКСИРУЕМОЙ ЭЛЕКТРОДНОЙ КАБЕЛЬНОЙ РАДИОАНТЕННЫ

И. А. Жариков, А. Е. Орлов, А. М. Романенко

НИИ ОСИС ВМФ ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия»

Радиосвязь на низких частотах (порядка 1 Гц) с погруженными объектами в море осуществляется с помощью буксируемых кабельных антенн [1]. Подобные антенны содержат металлические электроды, служащие для обеспечения гальванического контакта с морской водой. Вследствие значительного поглощения радиосигналов в соленой воде, полезное напряжение сигнала на антенне составляет единицы-десятки нановольт. На границе электрода с водой образуется двойной электрический слой, и из-за разности электрохимических потенциалов материала электрода и воды возникает контактная разность потенциалов, заряжающая емкость двойного слоя. При буксировке антенны на ее поверхность действуют пульсации турбулентного давления, которые приводят к изменению емкости двойного слоя и соответствующей перезарядке емкости, вызывающей шумовой ток в электрической цепи антенны (рис. 1,а). Для ослабления электродного шума предложено покрывать электроды слоем диэлектрического материала со сквозными микроканалами (капиллярами) [2]. Подобное покрытие осуществляет две функции: обеспечивает гальванический контакт проводов антенны с водой и изолирует двойной электрический слой от пульсаций турбулентного давления.

Необходимо оценить степень уменьшения шума в зависимости от параметров капилляров (диаметра, длины и их количества). С целью обеспечения допустимого уровня теплового шума входное сопротивление предварительного усилителя R_i и общее сопротивление проводов антенны, которые изолированы от воды, и объема воды между разнесенными электродами R_w , должно быть невелико, порядка нескольких десятков ом, рис.1,а. Общее сопротивление капилляров R_k должно быть много меньше R_w . Уровень электродного шума можно рассчитать, используя методику, предложенную в [3]. Степень уменьшения шума K_n определяется экспоненциальным ослаблением давления в узких каналах [4]:

$$K_n = \exp\left(-\frac{16\mu}{d_o^2 \rho c} l_k\right),$$

где d_o , l_k – диаметр и длина капилляра, соответственно; ρ – плотность воды; c – скорость звука в воде; μ – коэффициент вязкости.

На рис. 1,б представлены результаты расчета зависимости напряжения электродного шума на входе приемника в полосе частот 1 Гц от диаметра капилляра. Сплошная линия соответствует обычному электроду, точки – электроду с капиллярным покрытием (длина капилляра 10 мм), пунктир – с длиной капилляра 5 мм. Скорость буксировки составляет 10 узлов, частота сигнала

ла – 1 Гц. При этом линейная плотность капилляров составляет 20 мм^{-1} и $R_k=3 \text{ Ом}$ для воды с проводимостью 4 См/м . Покрытия с микроканалами можно изготовить, в частности, по технологии изготовления микроканальных пластин, используемых для усиления электронных потоков. Каналы могут быть изогнутыми. Таким образом, показано, что при достижимых параметрах капилляров возможно снижение уровня шума в три раза, что позволяет существенно повысить качество радиосвязи.

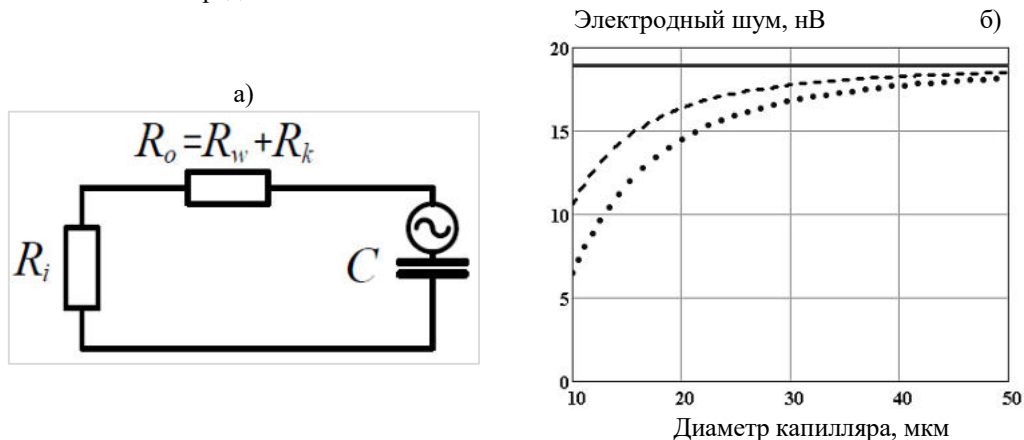


Рис.1. Электрическая схема кабельной электродной антенны (а). Зависимость напряжения электродного шума на входе приемника в полосе частот 1 Гц от диаметра капилляра (б).

Литература

1. Пахотин В.А. Основные научные и научно-технические проблемы обеспечения связи с глубоководными объектами. В книге: Стратегическая стабильность России на море. М.: Торус-Пресс, 2020. С. 89-109.
2. Пахотин В.А., Воинов В.В., Катанович А.А. Патент РФ № 59327, бюлл. № 34, 2006.
3. Закревский В.А., Пахотин В.А. Фундаментальная и прикладная гидрофизика. 2015. Т. 8. № 4. С. 61-66.
4. Ржевкин С.Н. Курс лекций по теории звука. М.: МГУ, 1960. 337с.

СРАВНЕНИЕ ЧИСЛЕННЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРОФИЛЯ В УСЛОВИЯХ СМЕШАННЫХ ФАЗ

**В. А. Жбанов, А. В. Кашеваров, А. Б. Миллер,
Ю. Ф. Потапов, А. Л. Стасенко, О. Д. Токарев**

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)

В последнее время активно проводятся экспериментальные и численные исследования обледенения элементов конструкции летательных аппаратов в воздушных потоках, содержащих кристаллы льда. Последние плавятся на теплых поверхностях, образуют водяную пленку, которая замерзает ниже по потоку. Тем самым кристаллы могут представлять угрозу стабильной работе турбореактивных двигателей. При наличии в потоке еще и капель воды обледенение может происходить и на необогреваемых поверхностях.

На стенде искусственного обледенения ЦАГИ выполнены экспериментальные исследования по образованию льда в условиях смешанных фаз на необогреваемой модели профиля крыла. Экспериментальной моделью являлся профиль крыла с хорошо обтекаемой передней

кромкой, составленной из трех сопряженных дуг окружности. Модель выдерживалась в течение времени от 120 до 180 с в воздушном потоке со скоростью 40 м/с (капельной водностью $1,4 \text{ г/м}^3$) или 80 м/с ($0,7 \text{ г/м}^3$), температурой -6 или -12°C и кристаллической водностью от 0 до 9 г/м^3 в различных пусках. Объемно-медианный диаметр капель MVD составлял 85 мкм, массово-медианный диаметр кристаллов искусственного льда равнялся 82 мкм при 40 м/с и 68 мкм при 80 м/с. Проведены измерения результирующих форм льда на поверхности крыла.

Выполнено численное моделирование стендового эксперимента и проведено сравнение численных и экспериментальных результатов по положению и форме образовавшегося льда. Теоретическая модель предполагает, что из-за осаждения на тело переохлажденных водяных капель создается пленка, а наличие в потоке кристаллов льда лишь модифицирует ее. Небольшая часть потока массы кристаллов поглощается пленкой. Кроме того, кристаллы могут вызывать расплескивание пленки, приводящее к потере части ее массы. В основе модели, описывающей движение и термодинамику пленки, лежат уравнения пограничного слоя, осредненные по толщине пленки. Система уравнений состоит из уравнений неразрывности, импульса и энергии.

Ранее [1] модель применялась для численного исследования обледенения профиля с нагреваемой передней кромкой. Для необогреваемой поверхности обледенение начинается непосредственно с линии растекания капель, которая для симметричного профиля при нулевом угле атаки совпадает с передней критической линией, если не учитывать действие силы тяжести на пленку. Модификация методики решения приведенной системы уравнений в этом случае заключается в следующем. Поскольку температура нижней границы пленки равна температуре замерзания воды, то при решении системы необходимо на каждом шаге интегрирования подбирать значение плотности потока фазового тепла в пленку, обеспечивающее выполнение указанного равенства.

Нестационарный процесс обледенения профиля сводился в [1] к квазистационарному допущением, что вода поступает в пленку порциями. Первая порция движется вдоль поверхности модели в отсутствие наледи. Следующие порции движутся уже по образовавшемуся слою наледи. Отвод фазового тепла q_l в нее находится по разности температур между верхней и нижней поверхностями наледи и ее толщине. Если координата окончания замерзания соответствующей порции воды s_l , поступающей в пленку, оказывается внутри области улавливания телом капель, то для капель, сталкивающихся с телом в точках $s > s_l$, принято условие их мгновенного полного примерзания в точках столкновения.

Для первой порции воды координаты начала и конца ее замерзания ранее отыскивались в упрощающем предположении теплоизолированной поверхности $q_l=0$. Сравнение с экспериментальными результатами в отсутствие кристаллов в потоке показало, что рассчитанный профиль льда в этом предположении значительно отличается от полученного в эксперименте. Согласно с экспериментом существенно улучшается в результате подбора значения q_l . При найденном значении q_l проведены расчеты обледенения в условиях смешанных фаз. Из сравнения с экспериментальными данными найдены коэффициенты захвата кристаллов пленкой и степень ее расплескивания в различных пусках.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российской Федерацией в лице Минобрнауки России, соглашение от 24.09.2021 № 075-11-2021-075 в ГИИС «Электронный бюджет».

Литература

1. Кашеваров А.В., Миллер А.Б., Потапов Ю.Ф., Стасенко А.Л. Влияние ледяных кристаллов на эволюцию барьерного льда на модели крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2022. Т. 28. № 1. С. 21-28.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ГИДРОАЭРОДИНАМИКИ ЖИДКОЙ ПЛЕНКИ, РУЧЕЙКОВ И КАПЕЛЬ НА ПОВЕРХНОСТЯХ ЛА В ПРИЛОЖЕНИИ К ПРОБЛЕМЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

В. А. Жбанов, А. Л. Стасенко

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)

Важнейшую роль в математическом моделировании обледенения элементов конструкции самолета в переохлажденных облаках играет гидродинамика фрагментов жидкости, увлекаемых обтекающим потоком. Аналогичная проблема, возникавшая при моделировании парокapпельных потоков в силовых установках, привела к разработке простых инженерных моделей [1–3]. Эти модели описывают либо распад пленки на ручейки, либо ручейков на капли. В настоящей работе сделана попытка описания обоих процессов распада в едином алгоритме. Основная идея состоит в отыскании критического значения отношения толщины пленки и радиуса образующегося из нее ручейка, которое обеспечивает минимум функционала суммы кинетической и поверхностной энергий.

В двух исследованных ранее предельных случаях – отсутствия продольного градиента давления или поверхностного тангенциального напряжения (например, при течении пленки по наклонной или вертикальной плоскости), возникают уравнения, соответственно, третьей или пятой степени относительно критической толщины пленки.

В настоящей работе предложена также оценка размеров переходных областей между рассматриваемыми формами жидкости на поверхности тела в потоке воздуха. Разработанный алгоритм использует результаты теоретического и экспериментального исследования динамики капли, увлекаемой потоком воздуха вдоль поверхности [4].

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-29-13024.

Литература

1. Mikielewicz J., Moszynski J.R. Breakdown of a shear driven liquid film // *Polzka Akademia Nauk. Prace Instytutu Maszyn Przeplywowych*. 1975. No. 66. Pp. 3-11.
2. Mikielewicz J., Moszynski J.R. Minimum thickness of a liquid film flowing vertically down a solid surface // *Int. J. Heat & Mass Transfer*. 1976. Vol. 19. Pp. 771–776.
3. Hartmann M., Fricke M., Weimar L., Gründing D., Marić T., Bothe D., Hardt S. Breakup dynamics of capillary bridges on hydrophobic stripes // *Int. J. Multiphase Flow*. 2021. Vol. 140. Paper No. 103582.
4. Гринац Э.С., Жбанов В.А., Кашеваров А.В., Миллер А.Б., Потапов Ю.Ф., Стасенко А.Л. Динамика капли на поверхности тела в потоке газа // *Теплофизика высоких температур*. 2019. Т. 57. № 2. С. 246–252.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ НЕСТАЦИОНАРНОЙ ГАЗОДИНАМИКИ ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ РАЗРЕЖЕННОЙ АТМОСФЕРЫ

К. Н. Жильцов, И. М. Тырышкин, А. А. Глазунов, И. В. Еремин

Национальный исследовательский Томский государственный университет

Посадка и старт космических аппаратов в условиях разреженной атмосферы на тела и планеты Солнечной системы осуществляются за счет работы двигательной установки и связаны с существенными рисками [1], связанными с работой двигательных установок на заданных режимах. На этапе посадки основной тормозной импульс выдает главная двигательная установка. После непродолжительного свободного падения основной двигатель отбрасывается еще раз, тем самым обеспечивая заданную скорость спуска. На высоте 20-30 метров

начинают обрабатывать двигатели мягкой посадки (ДМП) в импульсном режиме. На этом этапе возникают сложные нестационарные газодинамические картины взаимодействия истекающих струй ДМП с обтекаемыми поверхностями КА и поверхностью посадки. Большая трудоемкость и ресурсозатратность при проведении натурных исследований, а также необходимость в решении ряда экспериментальных задач, обуславливают использование вычислительного эксперимента.

В данной работе представлены результаты математического моделирования этапов старта и посадки десантного модуля в условиях разреженной атмосферы. Для решения задач нестационарной газодинамики используются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса с замыканием системы уравнений стандартной моделью турбулентности $k-\epsilon$ в осесимметричной постановке. Граничные условия представляют собой условия прилипания и непротекания на твердых поверхностях КА и сопла, мягкие граничные условия на выходных границах расчетной области и условия постоянного массового расхода на входе в камеру сгорания двигателя. Давление окружающей атмосферы среды составляло 10^{-3} Па. Моделировались нестационарные газодинамические процессы взаимодействия струй продуктов сгорания протекающие при посадке-старте КА. На этапе посадки КА в качестве начальных условий задавалась постоянная скорость снижения ($V_0=2$ м/с), а при моделировании задачи старта с поверхности – начальная скорость КА $V_0 = 0$ м/с. После запуска двигателей скорость пересчитывалась с учетом тяги при фиксированном массовом расходе на входной границе.

Методика расчёта основана на применении метода контрольных объёмов. Для практической реализации используется программный комплекс ANSYS Fluent. С помощью блока пользовательских функций UDF (User-Defined Functions) реализован алгоритм расчета на языке C++, позволяющий определить нестационарные газодинамические и тягово-энергетических характеристик ДУ и характеристики движения КА в поле сил тяжести в условиях разреженной атмосферы.

Решение задачи перемещения КА под действием нагрузок реализовано с привлечения технологий и алгоритмов расчета на основе динамических расчетных сеток модуля *Overset*. В этом случае расчетная область покрывается основной сеткой, а посадочный модуль связывается с вложенной подвижной сеткой. Перестроение расчетных сеток происходит на каждом временном шаге с учетом поступательной скорости, получаемой посадочным модулем при пересчете газодинамических сил.

В работе получена нестационарная газодинамическая картина истечения сверхзвуковых струй из сопел КА. Изучен процесс взаимодействия струй в динамике с посадочной площадкой и корпусом КА в условиях разреженной атмосферы. Приведен сравнительный анализ и картины течения для аналогичных условий посадки и спуска ПМ в условия земной атмосферы.

Исследование выполнено при поддержке Программы развития Томского государственного университета (Приоритет-2030).

Литература

1. Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Космический аппарат «Луна-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 9-19.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ ЭЛЛИПТИЧЕСКОГО ЦИЛИНДРА В ОДНОРОДНОМ ПОТОКЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ДЕФОРМИРУЕМЫХ СЕТОК

К. К. Забелло, С. Т. Шекелашвили, Н. А. Щур, А. А. Смирновский
Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

На сегодняшний день существует целый класс задач аэроупругости, в которых изучается взаимодействие между движущимся (или деформирующимся) твердым телом (системой тел) и потоком жидкости. Одной из основных сложностей решения данного класса задач является необходимость вести расчеты в области с изменяющейся и/или движущейся геометрией. Существует несколько подходов, учитывающих движение границ расчетной области. Метод накладываемых сеток предполагает решение сразу на двух сетках, где одна является неподвижной, а вторая, содержащая движущиеся границы, движется поверх другой. Однако в этом случае возникает проблема переинтерполяции данных, которая может приводить к ухудшению качества решения. Аналогичная проблема имеется у другого метода адаптирующихся сеток, предполагающего построение новой сетки на каждом шаге по времени, что является ресурсоемкой операцией. Упомянутых выше недостатков лишен метод деформируемых сеток. Данный подход предполагает, что при движении границы сетка внутри расчетной области также смещается (деформируется). При этом количество ячеек и топология сетки остаются неизменными.

Возможность расчёта на деформируемых неструктурированных сетках была добавлена в гидродинамическом коде SINF/Flag-s в рамках работы [1]. В рамках настоящей работы в коде SINF/Flag-S был реализован оригинальный алгебраический метод деформации сетки, основанный на явных соотношениях между движением границ и величиной деформации. Преимуществом использования такого подхода является простота реализации и малая ресурсоемкость по сравнению широко используемыми подходами на основе решения дифференциальных уравнений для расчёта деформации сетки.

В работе представляются результаты численного моделирования автоколебаний цилиндров разной формы сечения в однородном ламинарном потоке, полученные с использованием кода SINF/Flag-S и реализованного метода деформации расчётной сетки. Рассматриваются две формы цилиндра: круглая и эллиптическая (с несколькими значениями отношений полуосей). Кроме того, исследуется влияние наложенных вынужденных вращательных колебаний цилиндра на характеристики движения (угол поворота цилиндра изменяется по гармоническому закону).

Параметры жидкости и динамической системы соответствуют условиям эксперимента [2] в случае круглого цилиндра; они же берутся за основу в случае эллиптической формы сечения. Число Рейнольдса в расчётах варьируется от 90 до 140. Дискретизация уравнений гидродинамики в коде SINF/Flag-S проводится методом конечных объемов; используются схемы второго порядка точности по пространству и по времени. Уравнение динамики цилиндра численно решается методом Эйлера, с первым порядком точности по времени. На один период собственных колебаний цилиндра приходится примерно 50 шагов по времени.

Известно, что в некотором диапазоне чисел Рейнольдса наблюдается эффект захвата частоты, который заключается в том, что, когда частота схода вихрей с поверхности цилиндра близка к собственной частоте динамической системы, наблюдается резонансное увеличение амплитуды колебаний; при этом частота колебаний подъемной силы становится равной частоте собственных колебаний. Получено хорошее соответствие между результатами настоящих расчётов для круглого цилиндра и данными [3] как по частоте, так и по амплитуде установившихся автоколебаний. Для цилиндров эллиптического сечения установлено, что в случае, когда большая полуось расположена поперек потока жидкости, гидродинамические силы, действующие в поперечном направлении и вызывающие автоколебания, возрастают; это приводит к увеличению максимального смещения цилиндра. В случае, когда большая полуось направлена вдоль направления потока, подъёмная сила уменьшается, также уменьшается и

амплитуда колебаний положения тела. Как для эллиптических цилиндров, так и для круглого цилиндра, наложенные вынужденные вращательные колебания расширяют диапазон скоростей, где наблюдается захват частоты.

Литература

1. Михайлов В.В. Реализация и начальные приложения метода деформируемых неструктурированных сеток для решения нестационарных задач гидродинамики: дис. маг.: защищена: июнь 2013. СПб., 2013. 63 с.
2. Anagnostopoulos P., Bearman P.W. Response characteristics of a vortex-exited cylinder at low Reynolds numbers // J. Fluids and Structures. 1992. No. 6. Pp. 39-50.
3. Щур Н.А., Зайцев в. Применение метода деформируемых сеток для моделирования автоколебаний цилиндра в однородном потоке // В кн.: Проблемы газодинамики и теплообмена в энергетических установках. Тр. XV школы-семинара под руководством акад. А.И. Леонтьева. М.: МЭИ, 2005. Т. 1. С. 125-129.

НЕСТАЦИОНАРНАЯ СМЕШАННАЯ КОНВЕКЦИЯ ВО ВРАЩАЮЩЕЙСЯ КОЛЬЦЕВОЙ ПОЛОСТИ ПРИ НАЛИЧИИ ТРАНЗИТНОЙ ОСЕВОЙ СТРУИ: ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Д. К. Зайцев, Е. М. Смирнов, Е. Э. Китанина

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Кольцевые полости с приосевым транзитным потоком охлаждающего воздуха типичны для роторов осевых компрессоров современных газотурбинных двигателей, и для оптимизации компрессора требуется аккуратное предсказание теплового состояния таких полостей. Основной практический интерес представляют режимы с относительно большими числами Грасгофа, для которых характерно формирование существенно нестационарного течения с несколькими парами крупномасштабных циклонических и антициклонических структур, непрерывно деформирующихся на фоне медленной глобальной прецессии. При этом из транзитного осевого потока холодного воздуха, поступающего в полость в виде кольцевой пристенной струи, вычлняются отдельные радиальные «рукава», находящиеся между антициклоническими и циклоническими структурами.

Попытки численного моделирования столь сложного течения и связанного с ним теплопереноса в полости предпринимались многими авторами. Однако все расчеты, в том числе с использованием современных вихреразрешающих методов моделирования турбулентности и весьма подробных сеток, показали значительную (в большинстве случаев, в два-три раза и более) недооценку теплоотдачи с торцевых стенок полости (дисков) по сравнению с опытами. Также отмечается занижение предсказываемой скорости прецессии ядра в относительном движении.

Настоящая работа продолжает расчетные исследования [1, 2], выполненные для условий эксперимента [3], и направлена на оценку степени влияния внутреннего радиуса полости, а также высоты входной кольцевой щели и расхода охлаждающего воздуха, на течение и, как следствие, на теплоперенос в полости. Аналогично [1, 2], расчеты на низкорейнольдсовых сетках с числом ячеек более 17 млн. проведены в рамках зонального RANS-LES подхода: во входной кольцевой щели и приосевой части полости использовалась RANS-модель турбулентности $k-\omega$ SST, в остальной части – метод LES/WALE. Полученные данные параметрических расчетов, в частности, по средней скорости вращения ядра и теплоотдаче на диске, сопоставлены с результатами предшествующих расчетов и данными измерений [3].

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 20-08-01090.

Литература

1. Abramov A.G., Zaitsev D.K., Smirnov E.M., Smirnovsky A.A. An experience in eddy resolving simulation of mixed convection in a rotating annular cavity with one heated disk and axial throughflow // Journal of Physics: Conference Series. 2020. Vol. 1683. Issue 2. Paper No. 022089. 8 p.
2. Abramov A.G., Zaitsev D.K., Smirnov E.M., Kitanina E.E. Eddy resolving simulation of mixed convection in a rotating annular cavity with one heated disk and axial throughflow: the effect of the surface macro-relief // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 2088. Paper No. 012001. 6 p.
3. Owen J.M., Powell J. Buoyancy-induced flow in a heated rotating cavity // J. Eng. Gas Turbines Power. 2006. Vol. 128. Issue 1. Pp. 128-134.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ ЖИДКОСТИ В ЦИЛИНДРЕ

А. Х. Закиров

Национальный университет Узбекистана

В настоящее время математическое моделирование – это один из самых результативных и наиболее часто применяемых методов научного исследования. В задачах, связанных с газовой динамикой, необходимо совершенствовать математические модели теории сжимаемого газа, а также учитывать вычислительный эксперимент, который позволяет исследовать достаточно подробные модели технологического процесса. Развитие современного двигателестроения обусловлено усовершенствованием их конструкции и принципа работы, то есть повышением среднего эффективного давления и быстроходности четырёхтактных двигателей. В связи с этим основными критериями их качества являются высокая надёжность и ресурс, топливная экономичность и экологические показатели. Процесс газообмена в газораспределительных механизмах двигателя с наименьшим гидравлическим сопротивлением можно привести к задаче теории струй сжимаемого газа [1-3]. В настоящей работе проведено исследование гидродинамических процессов, соответствующих протеканию впуска газа в цилиндр [4].

Постановка задачи. Рассматривается дозвуковое течение идеальной жидкости со свободной поверхностью в цилиндре. Течение осесимметричное, внешние и поверхностные силы отсутствуют. Скорость набегающего потока газа V_∞ параллельна оси Oz. Предполагается, что источник с секундным расходом Q расположен в точке A. На границах области течения потенциал скорости удовлетворяет следующим условиям: на твёрдых стенках цилиндра имеем условия $\frac{\partial \varphi}{\partial n} = 0$; на свободной поверхности $p = \text{const}$.

В последние годы интенсивно развиваются методы численного решения уравнений гидрогазодинамики. Пространственные задачи, обладающих осевой симметрией, удобно формулировать в цилиндрических координатах (r, z) :

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial v_r}{\partial t} + v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} + v_z \frac{\partial v_r}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r}, \\ \frac{\partial v_z}{\partial t} + v_r \frac{\partial v_z}{\partial r} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z}, \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_z)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho v_r)}{\partial r} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

В гидродинамических процессах поле скоростей и давления заранее неизвестно. Для решения системы дифференциальных уравнений (1) относительно скорости V и давления p необходимо задавать во всей области течения искомые функции и они удовлетворять опре-

деленным условиям на границах области. Дифференцируем первое уравнение (1) по z , а второе уравнение (1) по r и после вычитания их соответственно, находим:

$$\frac{\partial \xi}{\partial t} + v_r \frac{\partial \xi}{\partial r} + v_z \frac{\partial \xi}{\partial z} = 0, \quad \frac{\partial v_r}{\partial z} - \frac{\partial v_z}{\partial r} = \xi \quad (2)$$

Принимая во внимание, что $u = v_r = \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial z}$, $v = v_z = -\frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial r}$, из (2) имеем

$$\xi = \frac{\partial^2 \psi}{r \partial z^2} + \frac{\partial^2 \psi}{r \partial r^2} - \frac{1}{r^2} \frac{\partial \psi}{\partial r}. \quad (3)$$

Для решения краевой задачи используем метод сеток. При решении задач область течения заменяется линиями сеток. В качестве нулевого приближения для $k+1$ -го шага для r , использовано значения ψ и ξ для k - шага. Пользуясь данными нулевого приближения для шага $k+1$, в начале используем следующей аппроксимацией для функции линии тока

$$\frac{\psi_{i+1,j}^k - 2\psi_{i,j}^{k+1} + \psi_{i-1,j}^k}{(\Delta r)^2} + \frac{\psi_{i,j+1}^k - 2\psi_{i,j}^{k+1} + \psi_{i,j-1}^k}{(\Delta z)^2} - \frac{\psi_{i+1,j}^k - \psi_{i-1,j}^k}{r_j \Delta r} = \xi_{i,j} \cdot r_j.$$

Отсюда можно найти $\psi_{i,j}^{k+1}$ и вычислить компоненты вектора скорости. Для полученных скоростей применим двухступенчатую схему Мак-Кормака к уравнению сохранения уравнения потока (предиктор, корректор).

Литература

1. Седов Л.И. Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики. Л.: Изд-во ТТЛ, 1950.
2. Гуревич М.И. Теория струй идеальной жидкости. М.: Наука, 1979.
3. Хамидов А.А. Плоские и осесимметричные задачи о струйном течении идеальной сжимаемой жидкости. Ташкент: Фан, 1978.
4. Закиров А.Х. Изучение течения сжимаемого газа со свободной струей в цилиндре // Труды Международной конференции «Современные проблемы прикладной математики и механики». Новосибирск, Россия, 2011.

УДАРНО-ВОЛНОВАЯ СТРУКТУРА СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ

**В. И. Запрягаев, И. Н. Кавун, Н. П. Киселев,
Н. П. Меньщикова, А. А. Пивоваров, Р. А. Стяжкин**

*Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук*

Актуальность исследования газодинамической структуры сверхзвуковых струйных течений обусловлена широким применением ракетных двигателей при создании современной аэрокосмической техники, а также в различных областях промышленности, в металлургии, при разработке перспективных конструкций сопел двигателей внутреннего сгорания, при освоении газовых месторождений, при обработке материалов и в других областях техники.

Большое количество параметров, определяющих газодинамическую структуру течения сверхзвуковой струи, истекающей из сопла, приводит к необходимости детального исследования особенностей течения сверхзвуковой струи. Тестирование численных методов исследования газодинамической структуры сверхзвуковых неизобарических струй требует высокой

точности измерений параметров модели, описания используемого экспериментального оборудования и измеряемых параметров течения.

В работе дается описание экспериментального оборудования, используемого для исследования газодинамической структуры модельных воздушных сверхзвуковых неизобарических струй. Приводятся экспериментальные и расчетные данные о структуре и газодинамических параметрах струйных течений. Результаты экспериментальных исследований дополнены численными расчетами.

Выполнен анализ структуры течения, которая формируется вблизи головной части космического корабля, оснащённого системой аварийного спасения. Система спасения представляет собой центральную стойку, расположенную в лобовой части корабля. На стойке установлен блок из четырёх ракетных двигателей. В случае возникновения аварийной ситуации включение системы спасения обеспечивает отделение корабля с экипажем от ракеты-носителя, вывод на безопасное расстояние и последующее приземление на поверхность Земли.

Рассмотрен один из возможных режимов обтекания: число Маха набегающего потока $M=2$, число Маха на срезе сопел двигательной установки спасения $M_a=3,2$, отношение полного давления в струе к давлению в набегающем потоке $NPR=1000$. Установлено, что включение двигательной установки приводит к уменьшению лобового сопротивления корабля на 35%. Предложен физический механизм, объясняющий такое снижение – проходящие вблизи поверхности головной части корабля струи разворачивают набегающий поток так, что уменьшается угол атаки газового потока, взаимодействующего с поверхностью корабля. В результате уменьшается интенсивность головного скачка уплотнения, формируемого кораблём, а также давление за этим скачком, что приводит к уменьшению силы лобового сопротивления.

Проведён анализ структуры недорасширенной струи, которая взаимодействует с набегающим на неё сверхзвуковым потоком под ненулевым углом атаки. Показаны особенности структуры течения в сравнении с обтеканием цилиндрического тела, установленного под тем же углом атаки. Число Маха набегающего потока $M=2$, число Маха на срезе струи $M_a=3,5$; отношение полного давления в струе к давлению в набегающем потоке $NPR=1000$.

Выполнен анализ пространственного течения в звуковом сопле, оснащённом центральным телом и поддерживающими его пилонами. Показано влияние поддерживающих пилонов на структуру течения в зависимости от геометрии тела и степени нерасчётности течения.

Также показано, что в первой ячейке сверхзвуковой недорасширенной струи возникает ударно-волновая структура, представляющая собой диск Маха, являющийся результатом взаимодействия конического соплового скачка уплотнения на оси струи.

Работа выполнена в рамках государственного задания (номер госрегистрации 121030500158-0) с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТТМ СО РАН) при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-31-90035.

МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ВОКРУГ НАНОВОЛОКНА В ПЕРИОДИЧЕСКОЙ ЯЧЕЙКЕ ПРИ МАЛОМ ЧИСЛЕ КНУДСЕНА

Ш. Х. Зарипов, Р. Ф. Марданов, В. Ф. Шарафутдинов

Казанский федеральный университет

Для воздухоочистки активно применяют так называемые фильтры тонкой очистки, состоящие из нановолокон, размер поперечного сечения которых на порядок меньше размера микроволокон, используемых в большинстве аэрозольных фильтров. Нановолокна обеспечивают высокую эффективность улавливания взвешенных частиц при меньшем аэродинамическом сопротивлении. В зависимости от величины числа Кнудсена $Kn = l / r_c$, представляющего собой отношение длины l свободного пробега молекул к радиусу r_c сечения волокна, реализуются различные режимы газового течения вокруг волоконистых элементов аэрозольных фильтров. В об-

ласти малых чисел Кнудсена ($Kn < 0.1$) для расчета течения вязкой жидкости вокруг нановолокна можно применять модель механики сплошной среды, но с измененным граничным условием на поверхности волокна. Условие прилипания заменяется на условие скольжения, где вводится пропорциональность касательной компоненты скорости касательному напряжению [1, 2]. Экспериментальные исследования [2, 3] аэрозольных фильтров с пористой средой, составленной нановолокнами, выявили линейную зависимость величины обратной силы сопротивления F^{-1} от числа Кнудсена. В то же время общепринятая модель гидродинамики течения с упомянутым выше граничным условием скольжения не обеспечивает линейность зависимости $F^{-1}(Kn)$. В работе [4] показано, что экспериментальные результаты хорошо согласуются с касательной прямой к рассчитанной зависимости $F^{-1}(Kn)$, проведенной в точке $Kn = 0$.

В настоящей работе в качестве граничного условия на поверхности нановолокон предложено условие, устанавливающее линейную связь касательной компоненты скорости несущей среды с завихренностью течения. В рамках ячейечной модели Кувабара с волокном круговой формы [5] получено аналитическое решение задачи обтекания нановолокна. Функция $F^{-1}(Kn)$, рассчитанная с новым граничным условием скольжения, является линейной. На основе метода граничных элементов с использованием предложенного граничного условия проведены расчеты силы сопротивления нановолокон для прямоугольной периодической гидродинамической ячейки для волокон с различной формой сечения в случае регулярной и шахматной упаковок.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-21-00176, <https://rscf.ru/project/22-21-00176/>

Литература

1. Pich J. // The Annals of Occupational Hygiene. 1966. Vol. 9. Pp. 23-27.
2. Kirsch A., Stechkina I.B., Fuchs N. // Journal of Aerosol Science. 1973. Vol. 4. Pp. 287-293.
3. Choi H.-J., Kumita M., Seto T., Inui Y., Bao L., Fujimoto T., Otani Y. // Journal of Aerosol Science. 2017. Vol. 114. Pp. 244-249.
4. Kirsh V., Budyka A., Kirsh A. // Colloid Journal. 2008, Vol.70. Issue 5. Pp. 584-588.
5. Kuwabara S. // Journal of Physical Society of Japan. 1959. Vol. 14. Pp. 527-532.

ЗАЛПОВЫЙ РАСПЫЛ ПОРОШКА, ВОДЫ, ПЕСКА. ВИХРИ, ШКВАЛЫ, СМЕРЧИ – ЭФФЕКТИВНОСТЬ И ПЕРСПЕКТИВЫ В. Д. Захматов, М. В. Чернышов

¹ *Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова*

Техника импульсного пожаротушения путем ударно-волнового распыления выстрелами, залпами и направленными взрывами (ТИП-РВЗВ) принципиально отличается от традиционной пожарной техники гидравлической, пневматической подачи, включая последние модификации высокого давления и пневмоимпульсные, подающие огнетушащие агенты (ОА) узкими компактными и небольшими распыленными струями на небольшие дистанции в зоне опасных воздействия пожара и смертельные при переходе пожара во взрыв. Каждый вид традиционной техники распыляет только один вид ОА, тушит с громадными удельными расходами (УР), до 10 000 раз превышая теоретически необходимые, поэтому автономные цистерны емкостью до 20 т с лафетными стволами очень ограничены в масштабах тушения. Основной причиной является различие на (2-3 порядка и более) масштабов и энергии пожара и тушащего воздействия. Принцип традиционного тушения – постепенное длительное неравномерное заполнение горящей площади огнетушащими агентами.

Принцип тушения ТИП-РВЗВ – ударно-волновой, гибко регулируемого масштаба новым путём залпового создания из относительно небольших масс огнетушащих составов и инертных, экологически чистых материалов: газочапельных шквалов, газопорошковых (-пылевых) вихрей, газо-песчаных (газо-грунтовых) смерчей, тушащих широкими фронтами масштабно (с быстротой до 1000 кв.м/сек), сбивающими пламя, осаждающими дым и нейтрализующими его токсичные аэрозоли, разрушающими структуру конденсированной зоны горения ударно-разрушающими фронтами и проникающим напылением тонкодисперсных капель-частиц ОА, песка, пыли. Такое комбинированное тушение, происходящее секунды в широком диапазоне масштабов, имеет минимальные удельные расходы ОА и экологически чистых веществ, не требует сложного искусства управления струей (необходимо только прицелиться), имеет широкие возможности гибкого управления масштабами, дальностью, видом тушения, эффективно совместимо с автоматическими системами управления, потенциальными возможностями роботов и БПЛА. Новые системы близки к современному вооружению по надёжности, гибкости управления, масштабам и мощности действия, безопасности операторов при решении масштабных задач, обладают автономностью при длительном и масштабном тушении. Они могут производиться на оборонных заводах и военно-ремонтных заводах без переделки технологических линий и с использованием множества деталей, узлов, комплектующих, в том числе от устаревших систем вооружения. Новая техника не приносит вреда объектам тушения – не нуждается в больших расходах ОА и использовании токсичных, химически активных ОА. Таким образом, предлагаемая пиротехническая техника ударно-волнового тушения имеет все шансы в сфере пожаротушения и безопасности «победить» гидравлику и пневматику высокого давления, как это произошло 120-140 лет назад в выборе пути развития стрелково-пушечного вооружения.

В данной работе исследованы изменения во времени текущих значений скорости и дальности распространения фронта газопорошкового вихря в зависимости от времени после выхода фронта газопорошкового вихря за срез канала стволов калибров 100 мм, 122 мм. При этом зафиксирован диапазон максимальные величины давления волны пороховых газов в канале стволов $P_m=75-90$ атм. Динамика изменения величины давления по каналу ствола не замерялась, поэтому мы можем судить о процессе ускорения массы порошка только по величине скорости фронта газопорошкового вихря. При $V=40$ м/с и менее процесс формирования газопорошкового, струйного вихря и ускорение порошковой массы завершается в канале ствола, так как сразу за срезом ствола скорость фронта уменьшается. Равномерная плотность вихря, его сравнительно низкая начальная скорость и высокая интенсивность аэродинамического разрушения обуславливают малую дальность полёта вихря (до $L=12$ м), который как бы быстро ползёт по поверхности земли, оставляя за собой интенсивный след равномерной ширины (1–1,5 м).

Убедительно показана впервые ставшая реальной возможность многократного накрытия опасного участка. Достижение высокой вероятности тушения простыми и автономными техническими средствами с трехкратным запасом необходимо для надёжной защиты атомных и нефтегазовых объектов, пожары на которых могут привести к крупномасштабным катастрофическим последствиям. Вероятность тушения может быть ещё более повышена за счёт гибко регулируемой комбинации огнетушащих механизмов: разрушение поверхности твёрдого горящего материала, интенсивное глубокое охлаждение обугленной высокотемпературной поверхности, локализация и дезактивация радиоактивных и токсичных выбросов.

Эксперименты показали главное преимущество импульсного, залпового распыла: взаимное усиление и слияние струй повышает масштабы воздействия соединённого вихря в 1,5–2,5 раза более суммы площадей воздействий отдельных распылов. Залп из 5 стволов гранул биосорбента повышает дальность распыла в 4,5 раз по сравнению с распылом из одного ствола, а площадь равномерного распыла в 2,3 раза больше суммы площадей от серии распылов из 5 стволов. При распыле 20 кг порошка из ствола дальность составляет до 25-30 м, при залпе из 9 стволов – до 120 м. При распыле 18 л воды из ствола – до 30 м, при залпе из 3

стволов – до 55м, при залпе из 9стволов – до 110м. При распыле 20 кг песка из ствола – до 45м, при залпе из 9 стволов – до 210 м.

Внедряемая технология позволяет эффективно тушить пожары с безопасных дистанций (до 200 м), что предохраняет не только от теплового излучения, но и от ударных волн при развитии пожара во взрыв. Могут быть эффективно решены проблемы тушения пожаров широкого диапазона масштабов, включая горящую военную и транспортную технику для вывода уцелевших машин из зоны пожаров и обеспечения их применения для дальнейшего выполнения боевой задачи.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», FZWF-2020-0015).

ТУШЕНИЕ ЛАНДШАФТНЫХ ПОЖАРОВ, ВКЛЮЧАЯ ТРАНСПОРТНЫЕ КОЛОННЫ, ПОСЛЕ РАКЕТНО-АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ОБСТРЕЛОВ, С ПОМОЩЬЮ КЛАСТЕРОВ БПЛА

В. Д. Захматов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

В Китае применяют БПЛА грузоподъёмностью до 1,5 т для подвоза воды пожарным, работающим на крышах небоскрёбов или в горах. БПЛА также поднимают стволы подачи воды с тяжёлыми шлангами. В ближайшем будущем планируется тушить лесные пожары с помощью тяжёлых и средних БПЛА, сливающих воду на очаг пожара с малых высот и роботов со стволами подачи воды. В данной работе показана важность способа подачи, а не увеличения привезенной массы, чтобы относительно дешевые роботы и БПЛА грузоподъёмностью 0,5-2 т заменили и превзошли по огнетушащей эффективности традиционные пожарные машины, вертолёты и самолёты, способные привозить к пожару до 2-30 т воды. Описаны новые технические системы для БПЛА и роботов, обеспечивающие эффективное и быстрое тушение очагов пожара леса с безопасных дистанций и с малыми удельными расходами ОЖ. Это позволит БПЛА и роботам эффективно, автономно, экологически безопасно, быстро тушить малыми массами воды, нетоксичных растворов и впервые природных материалов. Приведён анализ результатов испытаний и практического применения многоствольных модулей (ММ) для роботов и много-трубных модулей (МтМ) с новыми авиационными контейнерами универсального, высокоточного распыления и эффективного тушения для БПЛА. Малые удельные расходы позволяют обеспечить тушение пресной водой в районах, где нет больших озёр и рек, а также тушение морской водой с экологически приемлемыми малыми расходами. В ближайшем будущем планируется тушить лесные пожары с помощью тяжёлых и средних БПЛА, сливающих воду на очаг пожара с малых высот и роботов со стволами подачи огнетушащих жидкостей (ОЖ). В этом случае наиболее важным остаётся вопрос выбора способа подачи на очаг пожара ОЖ, привезённого роботами или БПЛА.

Применение сверхтяжёлых БПЛА и роботов неперспективно, так как лишает их основных преимуществ по дешевизне, маневренности, проходимости и низкой высоте полётов в труднодоступной зоне, а также минимальному времени подготовки вылета или выезда на очаг пожара. Рассмотрим имеющиеся заделы по совершенствованию механизма подачи ОЖ.

Предлагается механизм снижения аэродинамических потерь массы струи тонкораспылённой воды на пути распространения в воздушной среде и сквозь дым путём создания несущего мощного газового потока, истекающего под высокими давлением и сопловой ско-

ростью. Многократно пытались предложить различные механизмы снижения аэродинамических потерь массы струи тонкораспылённой воды на траектории её распространения в воздушной среде и сквозь дым путём создания несущего, мощного газового потока, истекающего под высокими давлением и сопловой скоростью.

БПЛА средней и тяжёлой грузоподъёмности впервые получает распылительный модуль, обеспечивающий возможность гибкого масштабного и эффективного тушения. В Китае уже используются БПЛА, способные транспортировать к очагу пожара от 0,5 до 1,5 т воды для использования традиционными установками тушения или для непосредственного слива на очаг пожара. При оснащении таких тяжёлых БПЛА модулями с огнетушащими бомбами их возможности тушения возрастут на 1–2 порядка. Разработаны различные схемы системного действия кластера (стаи) дронов с ММ. Впервые БПЛА оснащаются системами мощного, точного с широкого диапазона высот дальнего комбинированного тушения, обеспечивающими многократное использование преимуществ БПЛА по сравнению с вертолётами и самолётами:

1) отсутствие пилота многократно увеличивает способность полётов в труднодоступных зонах над площадью горящего леса, при этом обеспечивается точный подлет к очагу возгорания, пожара, поджога, источнику токсичного дыма на малой высоте;

2) обеспечивается тушение с минимальными, удельными расходами ОС, в среднем в 10–100 раз меньше, чем при сливе с вертолётов и самолётов, распыле из пневматических и гидравлических лафетных стволов;

3) обеспечивается экологически чистое тушение шквалами воды, вихрями песка, пыли, гибко управляемое по дальности масштабу, интенсивности, виду тушения;

4) производится синхронизированный полёт группы БПЛА на небольших дистанциях друг от друга в порядке квадрата, прямоугольника, круга, треугольника, зависание над целью при точном взаимном расположении БПЛА на малых дистанциях в течение всей траектории полета на отрезке бомбометания, простое и гибкое изменение взаимного расположения БПЛА с ММ;

5) обеспечиваются способность залпового сбрасывания бомб при полёте группой с одной высоты, падение бомб на заданную высоту над целью одновременно. При сохранении конфигурации взаимного расположения бомб и их залповый подрыв стая БПЛА с ММ тушит последовательно (“Step-by-Step” – большую площадь с многочисленными очагами;

6) производится комбинированное, управляемое по дальности, масштабу, мощности и виду тушение из одного БПЛА, в больших масштабах – из кластера БПЛА;

7) шквалы безопасны для людей при прямом воздействии, эффективно и быстро тушат горящую одежду на людях.

Технология тушения наиболее быстро может обеспечить тушение военных и транспортных машин после ракетно-артиллерийского обстрела и спасти для дальнейшего выполнения боевой задачи технику, подожженную от горящих машин после прямого попадания и взрыва боеприпаса.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», FZWF-2020-0015).

ГИПЕРБОЛИЧЕСКАЯ ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ ПОТОКА ВЯЗКОЙ НЕСЖИМАЕМОЙ ЖИДКОСТИ

Б. А. Зимин¹, И. С. Зорин², А. В. Хитрина¹

¹ Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

² Санкт-Петербургский государственный университет

Рассматривается задача о течении неоднородной вязкой неизотермической жидкости. Из-за отличия плотностей в неоднородном поле температур при свободной конвекции в рассмотрение включается архимедова сила $\mathbf{F} = \mathbf{g} \Delta\rho/\rho$. Это выражение можно представить [1] в виде

$$\mathbf{F} = \beta\mathbf{g}\Delta T \quad (1)$$

Здесь β – термический коэффициент расширения жидкости, ΔT – изменение температуры (аналог закона Дюгамеля).

Динамика потока жидкости описывается уравнениями Навье-Стокса:

$$\partial\mathbf{V}/\partial t + (\mathbf{V} \cdot \nabla)\mathbf{V} = -1/\rho \nabla p + \rho\mathbf{g}\Delta T + \nu(\nabla \cdot \nabla)\mathbf{V}, \quad \nabla \cdot \mathbf{V} = 0, \quad (2)$$

где \mathbf{V} – скорость, ρ – плотность, ν – вязкость, p – давление жидкости.

Дополним систему (2) законом теплопроводности по модели [2] Максвелла-Каттанео:

$$\tau \partial\mathbf{q}/\partial t = -(\mathbf{q} + \lambda\nabla T) \quad (3)$$

и уравнением баланса энергии

$$\rho c_v \partial T/\partial t + \nabla \cdot \mathbf{q} = 0 \quad (4)$$

Здесь \mathbf{q} – поток тепла, τ – время релаксации теплового потока, λ и c_v – коэффициенты теплопроводности и теплоемкости жидкости.

Рассматривая совместно соотношения (3) и (4), получаем для распространения тепла уравнение гиперболического типа:

$$\tau \partial^2 T/\partial t^2 + \partial T/\partial t - \chi(\nabla \cdot \nabla T) = 0, \quad \chi = 1/\rho c_v \quad (5)$$

Для высоких частот (большой турбулентности) второе слагаемое в левой части (5) мало, и замкнутую систему уравнений можно представить в виде

$$\begin{aligned} \partial\mathbf{V}/\partial t + (\mathbf{V} \cdot \nabla)\mathbf{V} &= -1/\rho \nabla p + \rho\mathbf{g}\Delta T + \nu(\nabla \cdot \nabla)\mathbf{V}, \quad \nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \\ \nabla \cdot \mathbf{V} &= 0, \quad \tau \partial^2 T/\partial t^2 + \partial T/\partial t - \chi(\nabla \cdot \nabla T) = 0 \end{aligned} \quad (6)$$

Отметим, что уравнение (5) распространения тепла имеет существенный недостаток. Именно, классическое уравнение [2] для производства энтропии выглядит так:

$$S_i = \mathbf{q} \cdot \nabla(1/T) \quad (7)$$

Теперь, если использовать (4) и (5), то получается, что

$$S_i = \lambda^2 (\Delta T/T)^2 + (\tau/T^2) (\partial\mathbf{q}/\partial t \cdot \nabla T) \quad (8)$$

Отсюда следует, что S_i не является положительно определенной величиной из-за второго слагаемого.

С применением методов расширенной необратимой термодинамики [2] показано, что, если величина теплового потока не превышает некоторого критического значения, то $S_i \geq 0$. Величина критического \mathbf{q}_k для твердых тел, идеальных газов, вязких жидкостей различна и зависит от физического состояния среды.

Последнее необходимо учитывать при анализе течений с отрывом.

Литература

1. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Дрофа, 2003. 840 с.
2. Жоу Д., Хасас-Баскес, Лебои Дж. Расширенная необратимая термодинамика. М.: Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2006. 528 с.

ИНИЦИИРОВАНИЕ ГОМОГЕННОГО ГОРЕНИЯ В ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ СТРУЕ СОВМЕСТНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ ОПТИЧЕСКОГО И ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО РАЗРЯДОВ

В. Н. Зудов¹, А. В. Тупикин²

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича*

Сибирского отделения Российской академии наук

² *Институт теплофизики им. С. С. Кутателадзе*

Сибирского отделения Российской академии наук

Проведено экспериментальное исследование инициирования горения в сверхзвуковом потоке водородно-воздушной смеси, при одновременном воздействии сфокусированного импульсно-периодического излучения CO₂-лазера и внешнего электрического поля. На основе данных о собственном свечении пламени на длинах волн излучения возбужденных радикалов OH* исследовано горение в сверхзвуковой струе.

В работе велась спектрозональная съемка зоны горения на длине радикалов OH*. В эксперименте регистрировалась форма импульса падающего излучения, а также его временные характеристики при различных частотах, и фиксировалась форма импульса падающего излучения.

Было рассмотрено два случая инициирования воспламенения водородно-воздушной смеси в сверхзвуковом потоке: 1 – воспламенение и стабилизация смеси оптическим разрядом (то есть оптическим стабилизатором), 2 – воспламенение и стабилизация горения оптическим разрядом, при наличии электрического поля. Присутствие электрического поля необходимо для того, чтобы энергоподвод, созданный совместным воздействием сфокусированного лазерного излучения и электрического разряда, смог стабилизировать горение гомогенной водородно-воздушной смеси в высокоскоростном потоке [1]. В ходе экспериментов использовались различные электроды: плоские пластины; кольцевые электроды, расположенные как по потоку, так и поперек потока. Было проведено исследование влияния формы электрического сигнала на электродах на формирование электрических разрядов и процесс воспламенения и горения в сверхзвуковом потоке. Отметим, что инициирование горения с синусоидальными сигналами дали наиболее стабильные результаты.

Горение без электрического поля в сверхзвуковом потоке удалось получить только в виде периодических зон. На спектрозональной регистрации для числа Маха на срезе сопла $M=1,4$ радикала OH* при горении смеси водорода с воздухом наблюдался прерывистый режим горения. Наиболее интенсивные зоны горения совпадают с ударно-волновой структурой скачков в сверхзвуковой струе. Высота зоны горения превышала $h=100$ мм, а поперечные размеры сравнимы с областью плазменного образования. Результаты эксперимента для числа Маха на срезе сопла $M=2,0$ дали подобный результат. Однако высота зоны горения больше и превышает $h=150$ мм.

Применение комбинированного разряда дало эффект сравнимый по результатам со случаем, когда применялся механический стабилизатор в виде конуса [2, 3]. Но использование в сверхзвуковом потоке механического стабилизатора и поддерживающего его пилон приводят к значительным потерям полного давления. Эти потери растут с увеличением скорости потока. При использовании комбинированного разряда таких потерь нет.

Таким образом, получено стабильное горение в сверхзвуковом потоке при использовании комбинированного способа подвода энергии в сверхзвуковой поток водородно-воздушной смеси.

Полученные данные свидетельствуют о принципиальной возможности управления горением, с использованием комбинированного разряда в сверхзвуковом потоке.

Работа выполнена в рамках государственного задания (номера госрегистрации 121030500157-3 и 121031800217-8).

Литература

1. Зудов В.Н., Третьяков П.К., Тупикин А.В. Воздействие лазерного излучения и электрического поля на горение углеводородовоздушных смесей // Физика горения и взрыва. 2009. № 45. № 4. С. 77-85.
2. Tupikin A.V., Zudov V.N., Grachev G.N., Smirnov A.L. Combined optical and electrical discharge in air flow // AIP Conference Proceedings. 2020. Vol. 2288. Paper No. 030051. <https://doi.org/10.1063/5.0030237>
3. Зудов В.Н., Третьяков П.К. Инициирование оптическим разрядом гомогенного горения топливовоздушной смеси в высокоскоростной струе // Физика горения и взрыва. 2017. Т. 53. № 3. С. 1–9.

ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНЫЕ СТРУИ В НАУКЕ И ТЕХНИКЕ: ТЕОРИЯ, МОДЕЛИРОВАНИЕ, ЭКСПЕРИМЕНТ

М. Я. Иванов

Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова

Выполнен углубленный анализ физических процессов для высокоэнтальпийных струй в изделиях аэрокосмической техники и в природных явлениях. В первой части работы представлено детальное математическое описание этого важного вопроса. В качестве теоретического метода выбран традиционный феноменологический подход термодинамики и газовой динамики с использованием законов сохранения массы, импульса и энергии. Далее рассмотрены результаты моделирования высокоэнтальпийных струй, сопровождающиеся многочисленными примерами. Особое внимание уделено научным вопросам роста энтропии и возникающим потерям полного давления. Эти вопросы принципиально важны при проектировании реактивных двигателей, реализующих при помощи истекающих струй свою тягу.

Во второй части работы представлен широкий спектр экспериментальных исследований струй при создании различных технических устройств, в частности, по регистрации излучения струй и ударных волн в лабораторных условиях. С помощью специальных экспериментов показано, что видимое глазом в высокоэнтальпийных струях свечение ударных волн возникает при достижении достаточно высоких значений температуры торможения газового потока (свыше 1000 К), и это свечение соответствует традиционному равновесному сплошному спектру теплового излучения (спектру излучения абсолютно черного тела). Приведен ряд характерных примеров регистрации высокоэнтальпийных струй. Продемонстрированы также высокоэнтальпийные космические струи, наблюдающиеся в научных исследованиях астрофизических проблем.

В заключение работы сделаны основополагающие научные выводы, однозначно следующие из проведенного анализа природы высокоэнтальпийных струй и полученных экспериментальных и расчетных данных.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ М. МАСКЕТА ЗАДАЧИ ФИЛЬТРАЦИИ ВБЛИЗИ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ТРЕЩИНЫ ГИДРОРАЗРЫВА ПЛАСТА

А. Р. Имамов¹, К. А. Поташев¹, Р. Р. Ганиев²

¹ *Институт математики и механики им. Н. И. Лобачевского
Казанского федерального университета*

² *Институт геологии и нефтегазовых технологий Казанского федерального университета*

Рассматривается двумерная задача в горизонтальной плоскости о притоке пластового флюида к одиночной вертикальной трещине гидравлического разрыва пласта (ГРП). Прене-

брежение зависимостью решения от вертикальной координаты допустимо в случае трещины бесконечной проницаемости и однородного либо слоисто-неоднородного пласта.

Известно аналитическое решение данной задачи в случае эллиптического контура питания, предложенное М. Маскетом [1].

Преимуществом данного решения является возможность точного определения структуры линий и трубок тока, примыкающих к трещине гидроразрыва. Знание длин трубок тока и функций их относительной ширины позволяет переходить от пространственной задачи фильтрации к набору одномерных задач в трубках тока. Такой подход способен на порядки сократить машинное время, требуемое для решения нестационарных задач фильтрации, в том числе двухфазной [2]. Применение быстродействующей модели фильтрации в трубках тока оказывается особенно целесообразным при многовариантных решениях задач, например, для в обратных задачах интерпретации трассерных исследований трещин ГРП [3].

Исследуется способ интерпретации параметров М. Маскета [1] в приближенных к реальности ситуациях. В качестве примера такой ситуации рассматривается пятиточечная, как одна из типичных, схема заводнения нефтяного пласта. Выделяется квадратный элемент ячейки периодичности и рассматривается приток к трещине ГРП с учетом интерференции с ближайшей нагнетательной скважиной. С помощью полученной М. Маскетом формулы воспроизводится дебит участка трещины в области выделенной ячейки периодичности. Исследуются условия наилучшего совпадения данной величины с величиной суммарного притока, полученной из численного решения исходной двумерной задачи. Предложены простые инженерные формулы для вычисления параметров решения М. Маскета – положения эллиптического контура питания и величины давления на данном контуре по параметрам трещины и окружающих нагнетательных скважин. Выполнена оценка достоверности и применимости упрощенной методики при действии факторов, нарушающих идеализированные условия модельной задачи в элементе пятиточечной схемы заводнения – изменение радиусов нагнетательных скважин, асимметрия трещины относительно скважины, изменение угла наклона между трещиной и осью скважины, а также неравномерность работы окружающих скважин: изменение давления на одной из скважин при фиксации давления на других и статистическое изменение показателей давлений на всех скважинах одновременно.

Показано, что эллиптический контур питания (изобара), позволяющий использовать на практике решение М. Маскета, расположен в непосредственной близости от трещины ГРП. Относительно малая область дренирования, в которой действует аналитическое решение, ограничивает его применимость. Однако для задач интерпретации трассерных исследований трещин, когда закачиваемый трассер проникает в пласт на незначительные расстояния от трещины, такая область оказывается достаточной.

Кроме того, предложенная настройка аналитического решения, связывающего производительность трещины ГРП с ее параметрами и характеристиками окружающих скважин, позволяет мгновенно решать обратную задачу определения длины трещины по известным замерам забойного давления и дебита скважины с ГРП. В работе представлены оценки достоверности решения такой задачи.

Литература

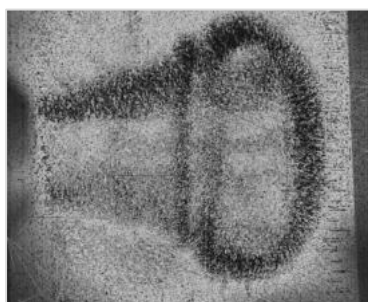
1. Muskat M. Physical Principles of Oil Production. Boston: I.H.R.D.C., 1981. 922 p.
2. Мазо А.Б., Поташев К.А. Суперэлементы. Моделирование разработки нефтяных месторождений. – М.: ИНФРА-М, 2020. 220 с.
3. Mazo A. B., Sattarov R.I., Khamidullin M.R., Potashev K.A., Trifonov T. . Interpretation of Indicator Studies of Multistage Fracturing // SPE-187762-MS. SPE Russian Petroleum Technology Conference, 16-18 October, 2017, Moscow, Russia. Pp. 1-23.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ РЕФРАКТОМЕТРИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ПРИ ИССЛЕДОВАНИЯХ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

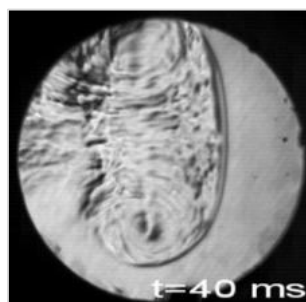
С. И. Иншаков, Е. Д. Кудрявцева

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)

Представлены результаты сравнения результатов использования теневого фонового метода (ТФМ) и классических методов визуализации (теневого метода и метода сдвиговой интерферометрии) к газодинамическим исследованиям. Основой ТФМ-метода является анализ изображения маркеров фона без оптических неоднородностей и с ними. Поле зрения системы этим методом может достигать десятков метров. На рис. 1 приведено сравнение структуры тороидального вихря, выделенное ТФМ и интерферометрическими методами, на рис. 2 дана картина численного моделирования ТФМ-метода по заданному распределению плотности потока вокруг профиля и визуализация обтекания профиля прямотеневым методом, на рис. 3 представлены картины истечения сверхзвуковой струи и ударной волны в плазме теньевым ТФМ-методом, и расчёт распределения плотности в этих случаях.



ТФМ-метод

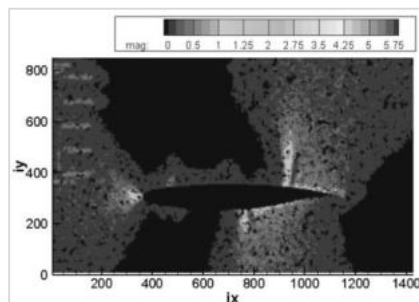


Интерферометрия

Рис. 1. Тороидальный вихрь



Прямотеневой метод



Моделирование ТФМ-метода



Распределение плотности

Рис. 2. Обтекание профиля

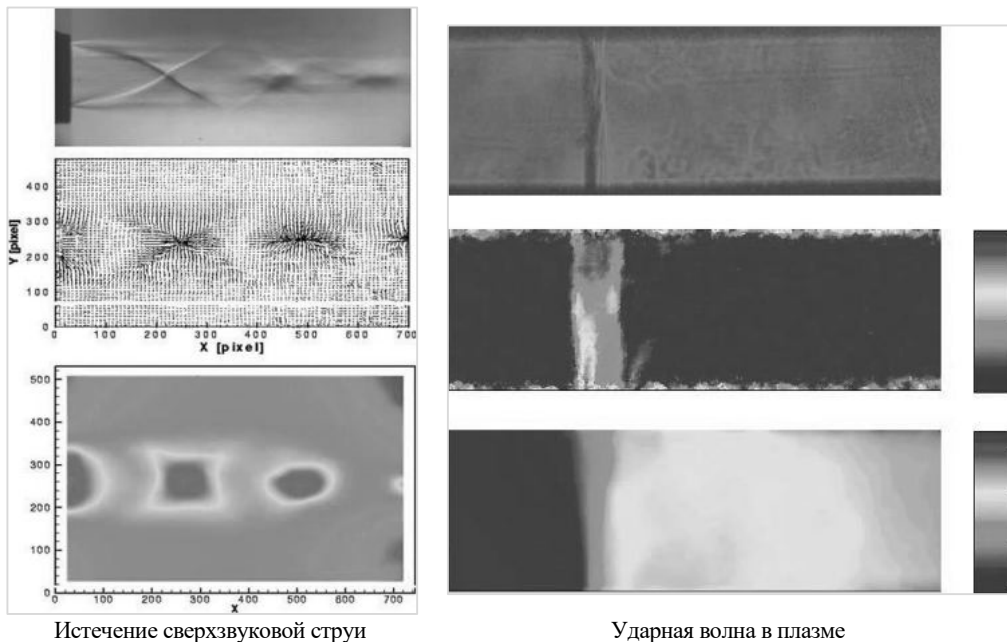


Рис. 3. Истечение недорасширенной сверхзвуковой струи и ударная волна в плазме.
Сверху вниз – теневое изображение, ТФМ-метод, расчёт плотности

Из представленных результатов следует, что точность выделения границ оптических неоднородностей классическими теневыми методами по-прежнему выше, чем ТФМ-методом. Данный факт по-видимому объясняется существенно меньшим числом маркеров по сравнению со всем полем неоднородности, вследствие чего в картине, сформированной классическим теневым методом участвует всё поле неоднородности, в то время как в ТФМ-методе картина создаётся лишь по смещению дискретных маркеров. Таким образом, качество картины течения, полученное ТФМ-методом, остаётся ниже качества теневого метода и находится на уровне расчётных численных методов, что обуславливается дискретностью расчётной сетки и дискретностью маркеров. Тем не менее, ТФМ-метод позволяет получать картины обтекания моделей при условиях невозможности использования теневых и интерференционных приборов.

АЭРОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ МЕХАНИЗМЫ СМЕРЧЕВОЙ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛОБМЕНА НА ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНЫХ СТРУКТУРИРОВАННЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ

С. А. Исаев

Санкт-Петербургский государственный морской технический университет

1. На предыдущем семинаре в 2018 году был представлен доклад «Явление аномальной интенсификации теплообмена в отрывных течениях при формировании закрученных струйных потоков в наклоненных овально-траншейных лунках». Овально-траншейные лунки (ОТЛ) или канавки образуются из двух половинок сферических лунок, соединенных траншейной вставкой [1]. Открытию явления предшествовало численное определение аномально высоких абсолютных величин относительного трения и числа Нуссельта в уединенных ОТЛ, наклоненных под

углом 45° , на стенке узкого канала, доходящих до 1,5-2. На стабилизированном участке канала с редким расположением однорядных наклонных канавок [2] рассчитанные относительные экстремальные величины трения и чисел Нуссельта становятся еще значительнее. Компьютерная визуализация отрывного обтекания наклонной канавки демонстрирует формирование в ее входной части торнадоподобного вихря, резко понижающего статическое давление. Возникает перепад давления между зоной торможения входящего в канавку струйного потока и области разрежения в ядре торнадо. Следует отметить, что над входом в наклонную канавку образуется зона высоких скоростей пристеночного потока, которые для узкого канала превышают максимальную скорость в плоскопараллельном канале в 1,5 и более раз [3, 4].

2. За минувшую четырехлетку открытия подтверждены экспериментально в Институте механики МГУ и в КазНЦ РАН, где на стендах замерены перепады статического давления в уединенных канавках на пластине при варьировании углом наклона от 0 до 90° для чисел Рейнольдса набегающего потока 67000 и 167000, а также получены поля скорости ламинарного и турбулентного течения воздуха в узких каналах с двухрядными канавками под углами наклона $\pm 45^\circ$ и $\pm 135^\circ$.

3. Главное достижение – расшифрован механизм аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена в однорядных наклонных канавках, связанный с образованием экстраординарных перепадов давления при самоорганизации торнадоподобных вихрей в канавках.

4. Сопутствующие прорывные научные результаты.

4.1. Угол наклона канавки играет кардинально важную роль в явлении аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена в канавках, а также ускорения пристеночного потока над структурированной стенкой.

4.2. Высокая интенсивность возвратного и вторичного течения во входной части наклонной канавки на стенке узкого канала на стабилизированном участке. Экстремальные скорости сравнимы с максимальной скоростью потока в плоскопараллельном канале.

4.3. Уплотнение однорядного пакета наклонных канавок способствует усилению аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена в канавках, а также ускорения потока в ядре канала со структурированной стенкой.

4.4. Установленные явления характерны также для начального гидродинамического участка пластины и стенки канала с наклонными канавками, причем наблюдается мультипликативный эффект усиления интенсивности отрывного течения и теплообмена в канавке по мере ее удаления от начала структурированного участка.

4.5. Приемлемость RANS-подхода с модифицированной SST-моделью, учитывающей влияние кривизны линий потока по Роди-Лещинеру-Исаеву, для расчета интенсивных отрывных течений с торнадоподобными вихрями.

5. Нерешенные проблемы и перспективы исследований.

5.1. Форма канавки не оптимизирована. Это предстоит сделать.

5.2. Теплообмен в экспериментах рассмотрен интегрально без локализации эффектов интенсификации. Планируется привлечь методы градиентной теплотометрии.

5.3. Экспериментальные исследования ламинарного режима пока единичные. Их предполагается расширить в приложении к микроканалам.

5.4. Исследования ламинарно-турбулентного перехода при обтекании структурированных поверхностей запланированы.

5.5. Находятся в стадии обсуждения проблемы применения открытий в областях химических технологий и разработки систем охлаждения турбинных лопаток.

Исследования выполнены при финансовой поддержке РФФИ (грант № 21-58-52013, теоретический анализ) и РНФ (грант № 22-19-00056, экспериментальное обоснование).

Литература

1. Исаев С.А., Баранов П.А., Гортышов Ю.Ф., Леонтьев А.И., Попов И.А., Щелчков А.В., Миронов А.А., Скрыпник А.Н. Теплообменная поверхность. Патент РФ. RU 2716958 C1, МПК

F28F 3/04 (2006.01). Заявка 2019124260, 26.07.2019 опубликована 17.03.2020 Бюл. № 8.

2. Isaev S., Gritckevich M., Leontiev A., Popov I. Abnormal enhancement of separated turbulent air flow and heat transfer in inclined single-row oval-trench dimples at the narrow channel wall // Acta Astronautica. 2019. Vol. 163 (Part.A). Pp. 202-207.

3. Isaev S.A., Leontiev A.I., Milman O.O., Popov I.A., Sudakov A.G. Influence of the depth of single-row oval-trench dimples inclined to laminar air flow on heat transfer enhancement in a narrow micro-channel // Int. J. HMT. 2019. Vol. 134. Pp. 338–358.

4. Isaev S.A., Gritckevich M.S., Leontiev A.I., Milman O.O., Nikushchenko D.V. Vortex enhancement of heat transfer and flow in the narrow channel with a dense packing of inclined one-row oval-trench dimples // Int. J. HMT. 2019. Vol. 145. Pp.118737.

ОБОСНОВАНИЕ АНОМАЛЬНОЙ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ В НАКЛОННОЙ КАНАВКЕ НА ПЛАСТИНЕ ПРИ ВЫСОКИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

С. А. Исаев, Д. В. Никущенко, Е. Б. Дубко, В. Б. Харченко, М. А. Зубин

Санкт-Петербургский государственный морской технический университет

В качестве эффективного поверхностного вихрегенератора для интенсификации пристеночного течения и теплообмена при умеренных гидродинамических потерях предлагается наклонная овально-траншейная лунка (ОТЛ) – канавка, представляющая две половинки сферической лунки, соединенные цилиндрической вставкой [1]. Давно установлено [2], что при расположении ОТЛ с наклоном 45° на пластине скорости вторичного течения внутри лунки приближаются к скорости набегающего потока. Сравнительно недавно было сделано открытие аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена в наклонной канавке в однорядном пакете на стенке узкого канала [3,4]. В [5] интенсификация теплообмена рассчитывается на начальном гидродинамическом участке при турбулентном обтекании воздухом плоской пластины с однорядным пакетом из 16 ОТЛ с наклоном 60° на продольной секции длиной 40, шириной 4 при постановке условий симметрии на боковых границах секции пластины и при шаге лунок 2,4. ОТЛ имеет ширину 1, длину 4,5, глубину 0,2 и радиус округления 0,3. Толщина пограничного слоя на входе в секцию составляет 0,175. Аномальная интенсификация отрывного течения и теплообмена в наклонных ОТЛ подтверждается. Экстремальные относительные величины отрицательного трения и числа Нуссельта $(ff_{pl})_{\min}=-3$, $(Nu/Nu_{pl})_{\max}=4$. Относительная теплоотдача увеличивается в 1,43 раза по сравнению с гладкой пластиной, а коэффициент лобового сопротивления растет в 2,08 раза. Однако теплогидравлическая эффективность составляет 1,12.

Обнаруженная численно аномальная интенсификация отрывного течения и теплообмена в наклонных ОТЛ на пластине и на стенке узкого канала экспериментально подтверждена на стендах НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова. Измеренные перепады статического давления в одиночной ОТЛ при $Re=6.7 \times 10^4$ и 16.7×10^4 хорошо согласуются с численными прогнозами в рамках подхода RANS [6]. Анализ турбулентного обтекания ОТЛ на пластине и на стенке канала показывает, что в диапазоне углов наклона от 25° до 85° наблюдается большой перепад давления между зонами торможения на наветренном склоне и разрежения в месте, где образуется торнадоподобный вихрь [7].

Численное моделирование теплообмена при турбулентном отрывном течении вдоль плоской пластины с наклонной ОТЛ производится на основе решения факторизованными конечно-объемными методами осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS) и энергии. Уравнения замыкаются с помощью уравнений модифицированной с учетом коррекции на кривизну линий тока в рамках подхода Роди-Лещинера-Исаева модели переноса сдвиговых напряжений Ментера (SST) 2003 года. Для решения линеаризованных уравнений

применяются многоблочные вычислительные технологии на основе разномасштабных с пересечением структурированных сеток, реализованные в специализированном пакете VP2/3 (Velocity-Pressure, 2D/3D).

Рассматривается цифровой двойник экспериментальной установки ВиЯ с размещением на стенке канала с размерами $12 \times 1 \times 4$ остромочной ОТЛ шириной 0,6, длиной 3, глубиной 0,15, при числе Рейнольдса $Re = 1.67 \times 10^5$.

Подтверждается физический механизм интенсификации отрывного течения в ОТЛ, обусловленный перепадом статической давления поперек лунки между близкими зонами торможения на наветренной кромке и разрежения в закрученном потоке.

Исследования выполнены при финансовой поддержке РФФИ (грант № 21-58-52013, теоретический анализ) и РНФ (грант № 22-19-00056, экспериментальное обоснование).

Литература

1. Исаев С.А., Баранов П.А., Гортышов Ю.Ф., Леонтьев А.И., Попов И.А., Щелчков А.В., Миронов А.А., Скрыпник А.Н. Теплообменная поверхность. Патент РФ. RU 2716958 С1, МПК F28F 3/04 (2006.01). Заявка 2019124260, 26.07.2019 опубликована 17.03.2020. Бюл. № 8.
2. Isaev S.A., Leont'ev A.I., Baranov P.A. Simulation tornado-like enhancement of heat transfer for low-velocity motion of air in a rectangular channel with cavities. Part 2: Results of parametric studies // Therm. Eng. 2007. Vol. 54. Issue 8. Pз. 655–663.
3. Isaev S., Gritckevich M., Leontiev A., Popov I. Abnormal enhancement of separated turbulent air flow and heat transfer in inclined single-row oval-trench dimples at the narrow channel wall // Acta Astronautica. 2019. Vol. 163 (Part A). Pз. 202–207.
4. Isaev S.A., Gritckevich M.S., Leontiev A.I., Milman O.O., Nikushchenko D.V. NT Vortex enhancement of heat transfer and flow in the narrow channel with a dense packing of inclined one-row oval-trench dimples // Int. J. Heat Mass Transf. 2019. Vol. 145. P. 118737.1-13.
5. Isaev S.A., Son E.E., Leontiev A.I., Nikushchenko D.V., Sudakov A.G. Effective heat transfer surfaces of tubes and plates with spiral vortex generators – inclined oval-trench dimples // J. Phys. Conf. Series. 2020. Vol. 1677. Paper No. 012013.
6. Isaev S.A., Guvernyuk S.V., Mikheev N.I., Popov I.A., Nikushchenko D.V. Numerical and experimental study of abnormal enhancement of separated turbulent flow and heat transfer in inclined oval-trench dimples on the plate and on the narrow channel wall // J. Phys. Conf. Series. 2021. Vol. 2039. Paper No. 012009.
7. Зубин М.А., Зубков А.Ф. Структура отрывного обтекания цилиндрической каверны на стенке плоского канала // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2022. № 1. С.81-89.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ИНЕРТНОГО СУПЕРКАВИТИРУЮЩЕГО ТЕЛА В ВОДЕ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ПОРОХОВЫХ ГАЗОВ

А. Н. Ищенко, А. С. Дьячковский, К. Н. Жильцов, И. М. Тырышкин, А. В. Чупашев
Национальный исследовательский Томский государственный университет

Движение тел в воде со скоростями, превышающими сто метров в секунду, возможно достичь только в том случае, если тело движется в водной среде в условиях суперкавитации. В режиме суперкавитирующего движения наблюдается существенное снижение сопротивления за счет образования вокруг тела полости – каверны, заполненной водяным паром [1]. Такой режим позволяет поддерживать необходимую скорость движения и увеличить пройденное телом расстояние.

Процессы суперкавитирующего движения тела активно исследуются как экспериментально, так и с помощью математического моделирования [2]. При этом экспериментальные установки имеют ряд ограничений, из-за которых трудно оценить дальность и изменение траекто-

рии тела в воде. Математическое моделирование позволяет обойти данные ограничения и рассмотреть возникающие в процессе суперкавитирующего движения явления более подробно.

В данной работе представлены результаты математического моделирования входа в воду инертного тела под действием сил давления пороховых газов в затопленной баллистической установке. Для решения задачи нестационарной газодинамики в осесимметричной постановке используются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса с замыканием системы уравнений стандартной моделью турбулентности $k-\varepsilon$, уравнением кавитации Сингхала и уравнениями состояния сжимаемой жидкости и пороховых газов. Граничные условия представляют собой условия прилипания и непротекания на твердых поверхностях баллистической установки и инертного тела, мягкие граничные условия на выходных границах расчетной области. Давление окружающей среды составляло 1 атм. Моделировались нестационарные газо- и гидродинамические процессы взаимодействия струй продуктов сгорания с инертным телом в баллистической установке, вход в воду инертного тела и его движение на участке траектории с образованием каверны.

Методика расчёта основана на применении метода контрольных объёмов. Для практической реализации используется программный комплекс ANSYS Fluent. С помощью блока пользовательских функций UDF (User-Defined Functions) реализован алгоритм расчета на языке C++, позволяющий определить нестационарные газодинамические нагрузки на инертное тело с учетом массо-центровочных характеристик тела.

Решение задачи перемещения тела под действием нагрузок реализовано с привлечением технологий и алгоритмов расчета на основе динамических расчетных сеток. Перестроение расчетных сеток происходит на каждом временном шаге с учетом поступательной скорости, получаемой телом при пересчете газодинамических сил.

В работе представлены результаты математического моделирования суперкавитирующего движения инертного тела в воде. Моделируется процесс движения тела от момента входа тела в воду из канала баллистической установки под действием сил давления продуктов сгорания с образованием каверны и ее эволюции на траектории в суперкаверну.

Исследование выполнено при поддержке Программы развития Томского государственного университета (Приоритет-2030).

Литература

1. Савченко Ю.Н., Семенов В.Н., Путилин С.И. Нестационарные процессы при суперкавитационном движении тел // Прикладная гидромеханика. 1999. Т. 1 (73). № 1. С. 79–97.
2. Ищенко А.Н., Акиншин Р.Н., Афанасьева С.А. и др. Исследование высокоскоростного движения суперкавитирующих тел в воде и их взаимодействие с подводными преградами // Фундаментальная и прикладная гидрофизика. 2015. Т. 8. № 4. С. 8–14.

ПОДГОТОВКА КАДРОВ В ОБЛАСТИ ПРИКЛАДНОЙ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ В РАМКАХ СПЕЦИАЛИЗАЦИИ «АЭРОДИНАМИКА РАКЕТ И КОСМИЧЕСКИХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ»

НА КАФЕДРЕ СМЗ «ДИНАМИКА И УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЁТОМ РАКЕТ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ» МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА

В. Т. Калугин, В. В. Корянов, А. Ю. Луценко

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Кафедра СМ-3 «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н. Э. Баумана, возглавляемая с 2007 года член-корреспондентом РАН, д.т.н., профессором, дважды Героем Советского Союза Соловьёвым Владимиром Алексеевичем, в настоящее

время осуществляет подготовку специалистов по специальности «Навигационно-баллистическое обеспечение применения космической техники» со специализациями «Управление полетом автоматических и пилотируемых космических аппаратов», «Проектная баллистика ракет и космических систем», «Аэродинамика ракет и космических транспортных систем». В настоящее время на кафедре обучается порядка 240 студентов и аспирантов.

Руководителем направления «Аэродинамика ракет и космических транспортных систем» является декан факультета Специальное машиностроение МГТУ им. Н.Э. Баумана, д.т.н., профессор Калугин Владимир Тимофеевич, признанный специалист в области аэродинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом.

Преподавание аэродинамики, являющейся теоретической основой дисциплин, обеспечивающих подготовку специалистов по проектированию летательных аппаратов, ведется в соответствии с традициями, заложенными великим отечественным ученым, «отцом русской авиации» профессором Н.Е. Жуковским, организовавшим аэродинамическую лабораторию в университете ещё в 1909 г. Экспериментальная база кафедры в настоящее время включает в себя лаборатории дозвуковых, сверхзвуковых скоростей и лабораторию термоанемометрии, что позволяет проводить весовые, дренажные и визуализационные научные эксперименты в высокой степени точности. Студенты практически всего факультета проходят циклы лабораторных работ на аэродинамических установках кафедры.

На кафедре сформировалась сильная научная школа, круг интересов которой лежит в области теории и практики обеспечения требуемых аэродинамических характеристик ЛА различного назначения путем управления обтеканием как их внешних, так и внутренних поверхностей во всем диапазоне скоростей полета с привлечением широкого спектра средств и методов управления. При этом особое внимание уделяется струйным и отрывным течениям, возникающим при функционировании органов управления.

На кафедре развивается вычислительная база, которая необходима не только для проведения научных расчетов, но и в целях ведения учебного процесса, обучения студентов работе в современных пакетах прикладных программ. В условиях импортозамещения сотрудниками кафедры осуществляется переход на новое отечественное программное обеспечение FlowVision, разрабатываемое инжиниринговой компанией «Тесис». Специалисты этой компании привлекаются для проведения практических занятий со студентами старших курсов кафедры. Для проведения серьезных расчетов, требующих многомиллионные сетки и больших вычислительных ресурсов, привлекаются вычислительные кластеры МГУ им. М. В. Ломоносова и ЦИАМ им. П. И. Баранова.

После 3-го курса студенты кафедры проходят производственную практику «Технология специспытаний летательных аппаратов» в Центральном научно-исследовательском институте машиностроения (г. Королев Московской области), где знакомятся с промышленными образцами аэродинамических труб, формируя необходимые компетенции в области аэродинамики ракет различных назначений.

С четвертого курса все студенты нашей кафедры приступают к выполнению научно-исследовательской работы, в процессе выполнения которой студенты закрепляются за преподавателями кафедры для проведения индивидуальных консультаций. Реализуется непрерывный личностно-ориентированный подход в образовании, в результате которого студенты подходят к защите выпускной квалификационной работы хорошо подготовленными, и защиты проходят на высоком уровне. Одновременно формируются компетенции студентов с учётом запросов ведущих предприятий ракетно-космической отрасли.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ

В. Т. Калугин, А. Ю. Луценко, Д. М. Слободянюк

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В работе рассмотрены результаты математического моделирования отделения частей возвращаемого аппарата при различных режимах полета на этапе спуска в атмосфере. Получены кинематические параметры, а также интерференционные аэродинамические характеристики системы «возвращаемый аппарат – отделяемый элемент» в процессе их разделения. Выявлены случаи возможного соударения.

Обеспечение безопасности экипажа космического корабля на всех этапах полета является ключевой задачей при разработке пилотируемых транспортных систем. Применение возвращаемых аппаратов (ВА) позволяет доставлять экипаж и полезный груз с орбиты на Землю. Наиболее ответственными участками движения ВА в плотных слоях атмосферы являются этапы отстрела его конструктивных частей, например, крышки парашютного устройства (КПУ) и лобового теплозащитного экрана (ЛТЭ). После их отделения, как правило, возникают интерференционные эффекты, вследствие которых аэродинамические характеристики (АДХ) элементов системы при их близком расположении могут существенно отличаться от аналогичных значений при автономном обтекании. Такое изменение может привести к столкновению элементов с поверхностью ВА и, как следствие, к катастрофе. Определять АДХ изделий с учетом аэродинамической интерференции можно как с применением экспериментальных исследований, так и с использованием математического моделирования [1]. Поскольку части ВА при отделении подвижны, при определении АДХ элементов необходимо учитывать динамику их движения. Такую задачу позволяет решать программный комплекс FlowVision [1]. Данный вычислительный пакет основан на методе конечных объемов, в каждом из которых решаются основные уравнения движения газа [2], а при наличии подвижных тел решаются уравнения поступательного и вращательного движения. При решении задачи отделения КПУ от ВА применялась модель вязкого сжимаемого газа ($M_\infty = 0,6$), а отделение ЛТЭ от ВА моделировалось в несжимаемой постановке ($V_\infty=15$ м/с). Число ячеек в расчетной области составляло около 5 млн. В расчетах использовались SST-модель турбулентности и неявная схема второго порядка точности. При моделировании отделения частей ВА варьировались угол атаки и усилие толкателей, придающее отделяемому элементу начальную скорость $V_0=5, 10, 15$ м/с.

При отделении КПУ от ВА на углах атаки $\alpha=0-15^\circ$ столкновения не возникает при всех рассмотренных начальных импульсах. При $V_0=5$ м/с в случае нахождения крышки на подветренной стороне ($\alpha=-15^\circ$) происходит ее столкновение с ВА, а при увеличении начальной скорости до $V_0=10$ и 15 м/с соударения удается избежать. Отделение КПУ при меньших углах атаки ($\alpha=-30^\circ$ и $\alpha=-45^\circ$) также сопровождается столкновением. Аналогичный результат возникает при нахождении КПУ на наветренной поверхности ВА при $\alpha=30^\circ$ и $\alpha=45^\circ$. В таких случаях после отделения крышки на ее внутренней поверхности возникает пониженное давление, приводящее к направлению аэродинамической силы в сторону ВА, а также к отрицательному моменту тангажа, разворачивающего КПУ к поверхности аппарата.

Отделение ЛТЭ от ВА в диапазоне углов атаки $\alpha=0-43^\circ$ происходит без соударения при $V_0=5$ м/с, а также при $V_0=0$ м/с (только под действием гравитации). Увеличение угла атаки до $\alpha=58^\circ$ приводит к опасно близкому сближению ЛТЭ с ВА при низкой скорости отделения ($V_0=5$ м/с) либо к соударению при ее увеличении. Во всех рассмотренных случаях величина импульса отделения и угол атаки влияют на АДХ системы «возвращаемый аппарат – лобовой теплозащитный экран» после их разделения, которые отличаются от значений автономного обтекания элементов.

Заключение. Таким образом, показано решение задач моделирования отделения элементов ВА с учетом интерференционных эффектов при его спуске в атмосфере с использованием программного комплекса FlowVision. Отмечено, что увеличение начальной скорости отделения ЛТЭ приводит к большей вероятности соударения с ВА из-за разрежения между ними. Для КПУ важным является ее нахождение на наветренной поверхности ВА ($\alpha = 15^\circ$), где не возникает соударения, в отличие от расположения крышки на подветренной части. Для предотвращения столкновения в таком случае необходимо увеличивать импульс толкателей. При проектировании рассмотренных систем необходимо проводить дополнительные исследования, заключающиеся в поиске способов расширения диапазонов безопасного разделения.

Литература

1. Аксенов А.А. и др. Компьютерное моделирование течения и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера в процессе их разделения на участке спуска // Космическая техника и технологии. 2015. № 2. С. 39-50.

2. Аксенов А.А. FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика // Компьютерные исследования и моделирование. 2017. Т. 9. № 1. С. 5-20.

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕШЕТЧАТЫХ И ПЕРФОРИРОВАННЫХ СТАБИЛИЗАТОРОВ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ФОРМЫ

М. Д. Калугина, Д. К. Назарова

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

При движении летательного аппарата (ЛА) в плотных слоях атмосферы происходит его взаимодействие с воздушной средой. Воздушный поток в процессе обтекания ЛА зачастую является турбулентным, в связи с чем имеет место возникновение сложных вихревых структур течения. Маленькие локальные вихри могут увеличиваться, становиться более интенсивными и впоследствии срывать с обтекаемой поверхности [1]. Данные нежелательные явления приводят к раскачке, снижению статической устойчивости и увеличению лобового сопротивления ЛА.

В случае осуществления запусков пилотируемых аппаратов на околоземную орбиту основным требованием является обеспечение безопасности экипажа. В связи с этим на ракетеносителе устанавливается система аварийного спасения (САС), позволяющая увести возвращаемый аппарат с места аварии. В настоящее время в качестве органов управления для обеспечения статической устойчивости САС применяются решетчатые рули [2], позволяющие за счет своей проницаемости избежать срыва потока и раскачки аппарата. В качестве альтернативного варианта могут быть предложены плоские перфорированные стабилизирующие устройства [3], обладающие меньшим весом и большей компактностью.

Данная работа посвящена анализу эффективности использования решетчатых и перфорированных стабилизирующих устройств на осесимметричной модели системы аварийного спасения возвращаемого аппарата. Для получения аэродинамических характеристик проведен ряд экспериментальных исследований в дозвуковой аэродинамической трубе МГТУ им. Н.Э. Баумана. На основании результатов экспериментов рассчитан коэффициент центра давления модели системы аварийного спасения без стабилизирующих устройств и с ними. Стабилизаторы представляли собой решетки (рис. 1,а) и тонкие плоские пластины со сквозной перфорацией (рис. 1,б).

Оба варианта стабилизаторов обеспечивают статическую устойчивость тела, сдвигая центр давления в сторону донного среза ЛА за центр масс. При этом более устойчивым является модель САС с решетчатыми стабилизирующими устройствами. Однако перфорирован-

ные стабилизаторы обладают двумя существенными достоинствами – меньшей толщиной и массой. В закрытом состоянии в процессе безаварийного выведения ракеты-носителя тонкие перфорированные стабилизирующие устройства создают меньшую продольную силу.



Рис. 1. Модель системы аварийного спасения: а) с решетчатыми стабилизаторами; б) с перфорированными стабилизаторами

Таким образом, проведены экспериментальные исследования обтекания осесимметричного летательного аппарата с различными видами стабилизирующих устройств. Выявлено, что оба варианта стабилизаторов дают сравнимый положительный эффект. Полученные данные могут быть использованы при проектировании новых изделий ракетно-космической техники. В качестве следующего этапа исследования планируется проведение численного моделирования обтекания САС с решетчатыми и перфорированными стабилизаторами при различных скоростях набегающего потока.

Литература

1. Epikhin A.S., Kalugin V.T. Numerical modeling of vortices impact processes on the tail of aircraft with airbrake at subsonic flow // AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2116. Paper No. 380005, DOI:10.1063/1.5114386.
2. Белоцерковский С.М., Фролов В.П., Подобедов В.А., Плаунов В.П. Решетчатые крылья в ракетостроении, космонавтике, авиации. М.: Новый Центр, 2007. 407 с.
3. Golubev A.G., Stolyarova E.G., Kalugina M.D. Control of separated and vortex flow using perforated aircraft surface // AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2171. DOI:10.1063/1.5133269.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА И ЕГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С ПРЕГРАДОЙ

И. Е. Капранов, В. Н. Емельянов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Работа посвящена исследованию процессов генерации вихревого кольца, его перемещению и взаимодействию с плоской преградой, ориентированной перпендикулярно направлению перемещения кольца. В качестве инструмента исследования используется численное моделирование.

Представлено описание технологии обеспечения образования вихревого кольца в расчетной области с помощью виртуального генератора. Одним из важных аспектов генерации является выбор комплекса параметров, описывающих генерирующий импульс. В число этих параметров входит продолжительность импульса, его амплитуда. На рис. 1 представлена окончательная фаза процесса формирования вихревого кольца.

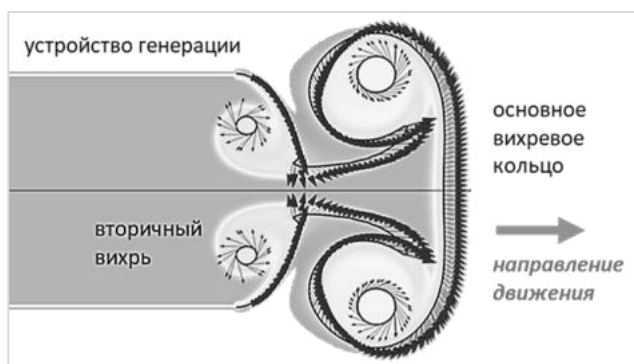


Рис. 1. Окончание процесса формирования вихревого кольца

В число параметров, отслеживаемых при движении кольца, входят такие геометрические и кинематические характеристики, как диаметр кольцевой оси вихря и скорость ее перемещения. В качестве параметра, позволяющего оценить интенсивность вихревого движения, выступает степень понижения давления в ядре вихревой структуры. Точка минимума давления позволяет построить динамический маркер, перемещение которого дает изменение во времени продольной координаты вихря. После дифференцирования этой характеристики получается скорость перемещения кольца.

Расстояние от выходного сечения генерирующего отверстия до преграды должно обеспечивать возможность образования вихря, разгон, переход к фазе квазиустановившегося движения и прохождение некоторого расстояния перед ударом о преграду. Квазиустановившееся движение кольца характеризуется практически не изменяющейся во времени скоростью его перемещения.

В результате взаимодействия кольца с преградой происходит комплекс гидродинамических процессов. В момент контакта происходит сжатие атмосферы вихревого кольца, того объема среды, который движется вместе с кольцом. При этом кольцевая ось вихря увеличивается в диаметре, а размер ядра уменьшается. Центральная часть атмосферы, где локализуются наибольшие скорости при свободном движении кольца устремляется на периферию и начинает вращаться вместе с ядром вихря. Прохождение этого объема среды вблизи преграды сопровождается локальным подъемом давления.

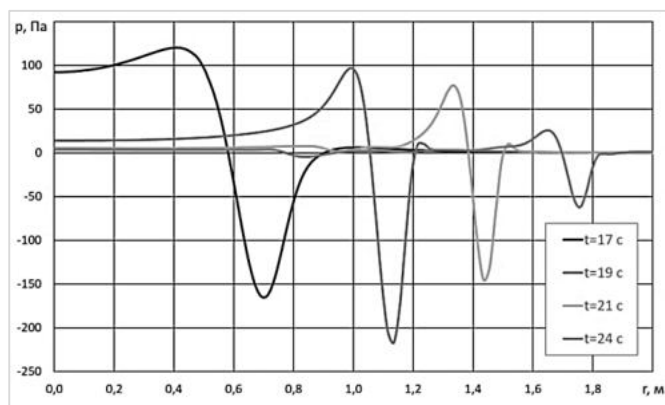


Рис. 2. Распределения давления вдоль по преграде в радиальном направлении для четырех моментов времени при контакте вихревого кольца и преграды

В результате подробного моделирования получены локальные распределения гидродинамических характеристик в виде давления вдоль преграды в радиальном направлении для нескольких характерных моментов времени (рис. 2), а также интегральные характеристики в виде изменения во времени продольной гидродинамической нагрузки. Получена визуализация картины всех этапов разрушения вихревого кольца после удара о преграду.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 21-19-00657), <https://rscf.ru/project/21-19-00657/>.

TOWARDS ENHANCING DIRECTIONAL STABILITY OF A BOXWING AIRCRAFT

Е. А. Карпович¹, Д. Гуереш², А. В. Кузнецов², С. А. Попов²

¹ ПАО «Корпорация «Иркут»

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Despite the long known aerodynamic superiority of joint wing configurations having a lower induced drag, only very few prototypes reached serial production. The most concepts actually never left the drawing board. With the benefits of improved aerodynamic efficiency and structural weight, an issue of lateral stability raises due to the absence of the vertical tail. The wind tunnel investigations revealed that the vertical surfaces connecting the wings failed to provide the required directional stability. For this reason, most tandem and joined wings aircraft are equipped with a conventional vertical fin on the aft fuselage, which leads to fuselage length extension, a significant wetted area and drag penalties.

In this paper, we conducted physical and numerical studies of the model of a light boxplane. The model represented a two-seat aircraft with a pusher propeller and a boxwing, and vertical stabilizers connecting the horizontal wings. The aircraft did not have the conventional tail. Previous conceptual design and wind tunnel experiments of this boxplane model allowed revisiting the Pradtle-plane layout for General Aviation applications, confirming both its well-known advantages against an equivalent monoplane and providing solutions to some of its disadvantages. This paper represents a further sequence of the previous research intended to improve the aft fuselage local aerodynamics and solving directional stability issues. We studied the effect of additional stabilizers, vortex generators and a duct on the flow field around the aft fuselage. The shape of these surfaces was designed to minimize the interference drag through integrating their geometry into that of the aft fuselage using bio-inspired curvilinear shapes tangent to the fuselage line, hence the term “fishtail”.

Even without a propeller, the large “idle” duct generated enough stabilizing yaw moment for directional stability. The effect of the duct was compared to that of the vertical stabilizing fishtail surfaces.

Vortex generators have been used to sustain an attached flow over the aft fuselage. It was found, however, that the idle duct provides better directional stability than the combined effect of the fishtail vertical surfaces and vortex generators.

Tuft flow and CFD visualization near the tail of the studied configurations provided some insights into the causes of the low efficiency of fishtail surfaces. The fishtails were strongly influenced by the fuselage flow. Vortex generators tended to delay separation, but testing a configuration without the ventral fin confirmed its little to no-effect.

We believe a rotating pusher propeller would provide enough suction to sustain an attached flow on the aft fuselage hence our current results can be used to validate a dead-stick landing, off-design condition of an idle duct. Future experiments with a rotating propeller might confirm these assumptions.

Our final objective was to explore if excluding the conventional tail (which reduces aircraft drag and weight) could still produce a feasible aircraft concept. The novelty of this research lies in using multiple devices to improve the directional stability of a boxplane layout. Among the investigated solutions were bio-inspired surfaces presenting the continuity of the aft fuselage geometry itself, combined with vortex generators to improve their efficiency. Also, equipping the pushing propeller with an air-

foiled duct delivered very satisfactory results and solved the issue of directional stability of this aircraft concept. Results of the physical experiments were supported and enhanced by the computed local flow fields of pressure and velocity.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАДАЧИ О СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ ЦЕНТРАЛЬНОГО ТЕЛА СОПЛА ВНЕШНЕГО РАСШИРЕНИЯ

Ю. В. Каун, Н. А. Брыков

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Одним из важнейших направлений развития аэрокосмической техники является создание широкодиапазонных двигателей, позволяющих эффективно работать на разных высотах и скоростях полёта с возможностью изменения вектора тяги для изменения направления полёта. Классические решения, разработанные в XX веке, получены под задачи и требования прошлого века. Сегодня новые вызовы в аэрокосмической технике диктуют необходимость создания перспективных или оптимизации уже принятых технических решений на фоне использования новых материалов стенок соплового канала, новых составов топливных смесей, новых форм сопловых каналов.

Одно из возможных решений данной задачи состоит в концептуальном изменении формы соплового канала и переходе к так называемым соплам внешнего расширения (соплам с центральным телом). Сопловые каналы данного класса способны изменять давление истекающей газовой струи и тем самым подстраиваться под изменения атмосферного давления.

Для построения кольцевых сопел с максимальной тягой при минимальной длине используются те же подходы, что и для круглых сопел [1].

В рамках данной работы были рассмотрены существующие принципиальные схемы сопел внешнего расширения, обладающих способностью компенсировать разницу атмосферного давления. Были изучены особенности сопел внешнего расширения: кольцевых и с клиновидным центральным телом. Определен идеальный контур центрального тела кольцевого сопла внешнего расширения с помощью адиабатической теории сверхзвуковых течений.

Проведено исследование истечения сверхзвуковой неизобарической струи в условиях взаимодействия со спутным потоком. Многоуровневый подход к расчёту тяговых параметров соплового канала с центральным телом требует разработки физико-математической модели нестационарных взаимозависимых процессов, характеризующих работу системы «летательный аппарат – сопловый блок – струя» в целом. При этом необходимо сформировать математические модели процессов для разной степени детализации задачи, то есть в рамках каждого масштаба задачи (микро-, мезо- и макро- масштаб). Математическая модель включает уравнения для расчёта тяговых характеристик летательного аппарата [2].

В первом приближении численный эксперимент проводился в плоской двумерной постановке. Численное моделирование обтекания центрального тела сверхзвуковым потоком продуктов сгорания в сопловом тракте проводилось с помощью пакета ANSYS Fluent для экспериментальных условий обтекания. Решалась система двумерных дифференциальных уравнений Навье-Стокса с добавлением $k-\omega$ SST-модели турбулентности и с помощью Density-Based решателя. В расчетах используется неявная схема второго порядка точности по времени и неявная схема второго порядка точности по пространству с методом расщепления конвективных потоков Roe-FDS [3].

В результате были получены картины течений при взаимодействии сверхзвуковой неизобарической струи с центральным телом в условиях спутного потока. Определены интегральные характеристики потока на выходе из высотного сопла внешнего расширения. Рассчитана тяговая характеристика на различных высотах полета сверхзвукового сопла с центральным телом.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 21-79-00100, <https://rscf.ru/project/21-79-00100/>.

Литература

1. Авдудевский В.С., Ашратов Э.А., Иванов А.В., Пирумов У.Г.: Газодинамика сверхзвуковых неизобарических струй, М.; Машиностроение, 1989.–320 с.
2. Брыков Н.А., Волков К.Н., Емельянов В.Н. Использование векторизованных структур данных при реализации вычислительных алгоритмов решения задач механики сплошной среды // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2022. Т. 22. № 1. С. 193-205.
3. Брыков Н.А., Каун Ю.В. Многоуровневая математическая модель течения газа в сопловом канале с центральным телом // Королевские чтения – 2022.

ЧИСЛЕННОЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПОЛЕТА В ШТАТНЫХ СЛОЯХ АТМОСФЕРЫ

Ю. В. Каун, К. Э. Савелова, М. М. Алексева

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Аспиранты и сотрудники кафедры А9 «Плазмогазодинамика и теплотехника», а также научные сотрудники научно-исследовательских лабораторий БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова продолжают развивать исследовательские направления газодинамической школы И. П. Гинзбурга. В настоящее время основным инструментом для исследования и апробирования газодинамических характеристик является численное моделирование: может быть использовано пользовательское программирование и пакеты программ широкого пользования. Сотрудники научно-исследовательской лаборатории «БАКТС» и кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника» в своих работах исследуют высокоскоростные течения внутри энергетических установок летательных аппаратов, предназначенных для полета на больших сверхзвуковых скоростях в плотных слоях атмосферы.

Основная цель данной работы заключалась в изучении возможности влияния на летно-технические характеристики широкодиапазонных летательных аппаратов, что является актуальной задачей. Рассматривалось изменение типа взаимодействия и отражения скачков уплотнения внутри частей конструкции высокоскоростного летательного аппарата. В работе рассматривается 3 варианта управления ударно-волновыми структурами:

- 1) использование газопроницаемых поверхностей, с помощью которых организуется выдув в расчётную область;
- 2) использование энергоподвода к скачкам уплотнения;
- 3) использование газопроницаемых поверхностей в конструкции центрального тела.

Основными задачами являются: 1) теоретические и численные исследования применения газопроницаемых вставок; 2) проведение сравнительного анализа с использованием численного моделирования работы сопла широкодиапазонного двигателя с центральным телом разных конфигураций; 3) изучение эффективности применения газопроницаемых структур во входном сечении канала воздухозаборника; 4) улучшение летно-технических характеристик.

С помощью численного моделирования рассмотрена эффективность применения газопроницаемых структур во входном сечении канала воздухозаборника. Определено улучшение летно-технических характеристик. Применение газопроницаемых структур в термически нагруженных частях летательного аппарата ведет к улучшению массогабаритных характеристик, износостойкости изделия, оптимизации интегральных характеристик.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Создание опережающего научно-технического задела в

области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», FZWF-2020-0015).

Литература

1. Alekseeva M.M., Brykov N.A., Chernyshov M.V. Study of gas flows about the air inlet of high-speed flying vehicles // AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2318. 7 pp.
2. Alekseeva, M.M., Kaun, Y.V., Chernyshov, M.V., Yatsenko, A.A. Influence of surface permeability on gas-dynamic characteristics of high-speed flight // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 1959. Issue 1. Paper No. 012001.
3. Savelova K.E., Alekseeva M.M., Matveev S.A., Chernyshov M.V. Shock-wave structure of prospective combined jet engine // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 1959, Paper No. 012043. 9 p.
4. Chernyshov M.V., Savelova K.E., Kapralova A.S. Approximate analytical models of shock-wave structure at steady Mach reflection // Fluids. 2021. Vol. 6. Issue 9. Paper No. 305.

ВЛИЯНИЕ ВЫДУВА НА КАРТИНУ ТЕЧЕНИЯ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОПЕРЕЧНОМ ОБТЕКАНИИ ЦИЛИНДРА

В. А. Кисловский, В. И. Звезгинцев

*Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук*

В результате взаимодействия набегающего потока со струей происходят значительные изменения течения на поверхности обтекаемого тела, а также в потоке вниз по течению от места взаимодействия. Эти изменения являются совокупностью множества сложных газодинамических процессов, включающих образование скачков и вихревых структур, которые существенно влияют на перераспределение давления по поверхности обтекаемого тела и на теплоперенос при взаимодействии потока со стенкой обтекаемого тела [1, 2].

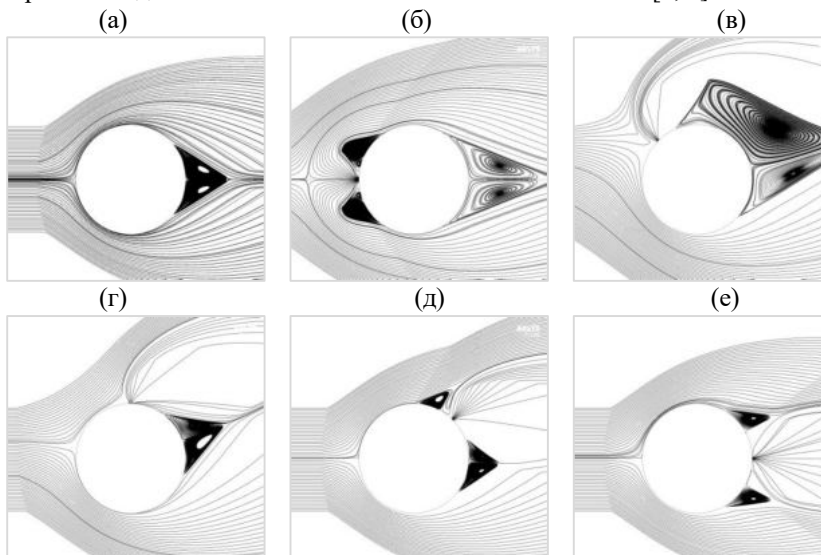


Рис. 1. Линии тока в рассмотренных случаях поперечного обтекания цилиндра сверхзвуковым потоком при выдуве струи с поверхности этого цилиндра и без выдува в плоскости сечения выдуваемой струи

В проведенном исследовании рассматривалось путем численного моделирования поперечное обтекание бесконечного цилиндра диаметром $D=25$ мм сверхзвуковым потоком ($M=3$, $P_{ст}=16$ кПа, $T_{ст}=106$ К) при различных случаях выдува.

Было рассмотрено несколько положений отверстия выдува по окружности обтекаемого цилиндра: (а) – без выдува; (б) – 0° (выдув против набегающего потока); (в) – под углом 45° ; (г) – 90° ; (д) – 135° ; (е) – 180° . Для всех случаев параметры выдува оставались неизменными ($b=1$ мм, $M=1$, $P_{ст}=850$ кПа, $T_{ст}=290$ К).

На рис. 1 показано изменение линий тока в зависимости от положения отверстия выдува по окружности цилиндра, обтекаемого поперечно сверхзвуковым потоком. Видно значительное влияние выдува на формирование вихревых и отрывных элементов течения на поверхности обтекаемого цилиндра. Эти изменения приводят к существенному перераспределению давления на поверхности обтекаемого тела и в значительной степени влияют на теплообмен между потоком и поверхностью обтекаемого тела.

Работа выполнена в рамках государственного задания (номер госрегистрации 121030500154-2).

Литература

1. Bashkin V.A., Egorov I.V., Ezhov I.V. Circular cylinder in a transonic flow at high Reynolds numbers: thermal problem // High Temperature. 2016 Vol. 54. No. 4. Pp. 547-554.
2. Kornilov V.I., Lysenko V.I. Study of aerodynamic characteristics of cylindrical bodies in a supersonic flow // Bulletin of Novosibirsk State University. Series: Physics. 2011. Vol. 6, No. 4. Pp. 16-24.

ТЕРМОЭМИССИОННОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ. ОБЗОР

А. В. Кольчев, П. А. Архипов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

В работе проведен обзор состояния исследований в области изучения термоэмиссионного охлаждения. Наиболее значимые исследования в основном проводятся в США при поддержке Lockheed Martin коллективов университета Мичигана, Колорадо, Вермонта, Техаса, а также университета Квинсленда в Австралии. Планируется проводить экспериментальные исследования в аргоновой плазме индукционного плазматрона университета Вермонта с применением новых типов материалов – электридов. Отдельное направление исследований – добавление в набегающий поток легкоионизируемой добавки – цезия или калия, что позволяет обеспечить термоэмиссионное охлаждение при меньших скоростях полета, чем занимается коллектив университета Техаса. Термоэмиссионное охлаждение исследуется в России и Китае, но в меньшем масштабе.

Термоэмиссионное охлаждение становится все более актуальным направлением. За 2021-2022 годы опубликовано свыше 20 статей авторов из США и Китая. Области возможного приложения термоэмиссионного охлаждения изложены в [1-2]. В некоторых зарубежных статьях приводятся в основном модели и результаты моделирования [3-11] термоэмиссионного охлаждения открытой схемы (electron transpiration cooling) на спускаемых аппаратах.

Есть уже и экспериментальные работы [6, 12-15]. В работе [6] получено снижение температуры образца нагретого 2 кВт лазером вблизи разрядной плазмы. Наблюдалось термоэмиссионное охлаждение образца за счет выхода электронов (термоэмиссии) и прохождения их в плазму разряда. Вероятно, это первое наблюдение термоэмиссионного охлаждения открытой схемы.

Заслуживает пристального внимания работы, в которых тестируются принципиально новые материалы – электриды. Они предназначены для множества приложений и должны обеспечить термоэмиссионное охлаждение в окислительных средах (воздушная плазма и др.). Со-

здание материалов с термоэмиссией в таких средах является фундаментальной проблемой и ставится впервые.

Работы [12-15] посвящены термоэмиссионному охлаждению по закрытой схеме; исследования проводятся на вакуумных установках. Наибольший интерес представляют две: [14] и [15]. В работе китайских авторов (ссылаются на патенты первого автора настоящей статьи) достигнуто термоэмиссионное охлаждение на уровне 15-25 градусов. В работе авторов из США – 81 градус. Данные значения уже могут найти свое применение на практике.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (проект «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», № FZWF-2020-0015).

Литература

1. Kolychev A.V. et al. Complex increase in reliability and durability of the aerospace equipment based on thermoemission cooling of hot elements //AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2318. Issue 1. Paper No. 060005.
2. Kolychev A.V. et al. Complex increase in safety of space flights by thermoemission cooling of elements of aerospace equipment //AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2318. Issue 1. Paper No. 060006.
3. Hanquist K.M., Hara K., Boyd I.D. Detailed modeling of electron emission for transpiration cooling of hypersonic vehicles //Journal of Applied Physics. 2017. Vol. 121. Issue 5. Paper No. 053302.
4. Hanquist K.M., Alkandry H., Boyd I.D. Evaluation of computational modeling of electron transpiration cooling at high enthalpies //Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 2017. Vol. 31. Issue 2. Pp. 283-293.
5. Campbell N.S. et al. Evaluation of Computational Models for Electron Transpiration Cooling //Aerospace. 2021. Vol. 8. Issue 9. P. 243.
6. Hanquist K. Modeling of electron transpiration cooling for leading edges of hypersonic vehicles (Doctoral dissertation). 2017.
7. Sahu R. et al. Plasma sheath models for electron transpiration cooling in hypersonic vehicles // AIAA SCITECH 2022 Forum. 2022. P. 0982.
8. Sahu R. et al. Cesium seeding for effective electron transpiration cooling in hypersonic flows //Plasma Sources Science and Technology. 2022.
9. Sahu R. et al. Cesium seeding for effective electron transpiration cooling in hypersonic flows // Plasma Sources Science and Technology. 2022.
10. Sahu R., Tropina A., Miles R. Fluid Modelling of Plasma Sheaths with Thermionically Emitted Electrons // Bulletin of the American Physical Society. 2021. Vol. 66.
11. Parent B. et al. Effect of cesium seeding on plasma density in hypersonic boundary layers //AIAA SciTech 2021 Forum. 2021. P. 1251.
12. Zhu X. et al. Electron Transport in Double-Barrier Semiconductor Heterostructures for Thermionic Cooling //Physical Review Applied. 2021. Vol. 16. No. 6. P. 064017.
13. Jin F. et al. Functionalized carbon nanotubes for thermionic emission and cooling applications // Journal of Vacuum Science & Technology A: Vacuum, Surfaces, and Films. 2022. Vol. 40. No. 1. P. 013415.
14. Liang W. et al. Intrinsic connections between thermionic emission cooling effect and emission characteristics of W-La₂O₃ cathodes at high temperatures // Materials Letters. 2022. Vol. 308. Paper No. 131172.

15. Jin F., Miruko A., Carman E. Thermionic Cooling and Energy Conversion with Functionalized Carbon Nanotubes Thin Film // Bulletin of the American Physical Society.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕОРЕМЫ ОБ ИЗМЕНЕНИИ ПОТОКА ЭНЕРГИИ В РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ АБСОЛЮТНО УПРУГОГО УДАРА ТРЕХ ТОЧЕЧНЫХ МАСС

И. Г. Коляри

Омский государственный технический университет

Предлагаемая теоретическая модель позволяет решить проблему абсолютно упругого удара трех тел (трех точечных масс). Решение проверяется для различных сочетаний масс трех тел. Дано решение задачи при ударе вдоль одной линии, а также на плоскости. Модель расчета скоростей при ударе трех тел согласуется с динамической моделью. Кроме того, модель позволяет вычислить не только модули скоростей разлетающихся тел на плоскости, но и углы между импульсами (или скоростями) тел, которые тела имеют после соударения. Помимо сохранения импульса и энергии, при ударе трех тел сохраняется также поток энергии при абсолютно упругом взаимодействии.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ТЕЧЕНИЙ КРИПТОНА ПРИ ИСТЕЧЕНИИ ИЗ МИКРОСОПЛА В ВАКУУМ

М. А. Корепанов^{1,2}, М. Р. Королева^{1,2}, Е. А. Митрюкова²

¹ *Удмуртский федеральный исследовательский центр*

Уральского отделения Российской академии наук

² *Ижевский государственный технический университет им. М. Т. Калашикова*

Микро и нанотечения в малоразмерных каналах представляют большой интерес благодаря перспективности их применения в различных технологиях, ориентированных на уменьшение массогабаритных параметров устройств и пониженное энергопотребление. Такие течения реализуются, например, в микромасштабных охлаждающих устройствах, которые обеспечивают высокие значения коэффициента теплопередачи при течении жидкостей в относительно небольших объемах [1]; в микросоплах, являющихся элементом микродвигателей, а также при изготовлении солнечных батарей и микросхем [2].

В данной работе были проведены расчеты газодинамических параметров криптона при его истечении из сверхзвукового микросопла с цилиндрическим насадком в вакуумную камеру. Моделирование проводилось для микросопла с радиусами критического и выходного сечения 250 мкм и 600 мкм, соответственно, и длинами расширяющейся и цилиндрической частей 5 мм и 2 мм, соответственно. Температура торможения равна 293 К, давление торможения – 25 бар. Коэффициенты вязкости и теплопроводности газа определяются в соответствии с [3] и зависят от локальной температуры потока. Моделирование проводилось на основе численного решения системы уравнений Навье-Стокса в осесимметричной постановке с использованием метода контрольных объемов. Система дополнялась уравнением роста и переноса конденсированной фазы в рамках односкоростной модели течения. Температура фазового перехода криптона зависит от параметров торможения и при давлении 25 бар составляет 90 К [4].

На рис. 1 показано температурное поле и графики изменения скорости и температуры по оси расчетной области. Процесс возникновения и роста конденсированной фазы обеспечивает подвод тепла и отвод массы в потоке. При этом на распределение параметров течения накладывается влияние геометрических факторов.

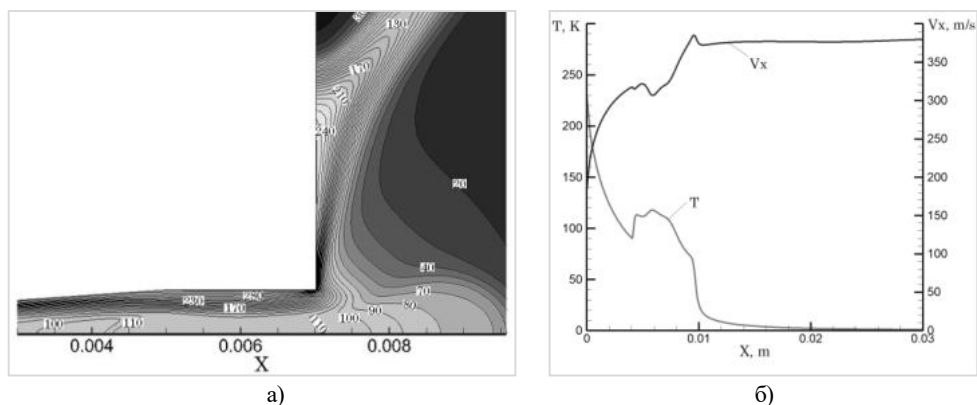


Рис. 1. Поле температуры (а) и графики изменения температуры и скорости (б) по оси симметрии течения

Согласно уравнению обращения воздействий Вулиса (1), рост скорости в области сверхзвукового течения происходит при увеличении проходного сечения, отводе массы, в то время как подвод тепла и внутреннее трение приводят к снижению скорости.

$$(M^2 - 1) \frac{dc}{c} = \frac{dF}{F} - \frac{dG}{G} - \frac{dl_{внеш}}{a^2} - \frac{k-1}{a^2} dq \quad (1)$$

В данном случае изменение скорости происходит в результате геометрического, массового, теплового воздействия, а также воздействия трения. Баланс воздействий приводит к тому, что скорость потока продолжает увеличиваться, несмотря на тепловое воздействие от конденсации.

Литература

1. Минаков А.В., Лобасов А.С., Дектерев А.А. Моделирование гидродинамики и конвективного теплообмена в микроканалах // Вычислительная механика сплошных сред. 2012. Т. 5. № 4. С. 481–488.
2. Кудрявцев А.Н., Шершнев А.А. Течение запыленного газа в сверхзвуковом сопле: эффект аэродинамической фокусировки // Сборник трудов XIV Всероссийского семинара «Динамика многофазных сред». Новосибирск: ИТПМ СО РАН, 2015. С. 49–53.
3. Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т. Свойства газов и жидкостей. Справочное пособие. Л.: Химия, 1982. 592 с.
4. Корепанов М.А., Альес М.Ю., Митрюкова Е.А. Численное моделирование гомогенной конденсации аргона в сверхзвуковом сопле // Химическая физика и мезоскопия. 2021. Т. 23. № 2. С. 145–151.

ФОРМИРОВАНИЕ ГАЗОСТРУЙНЫХ ИОННО-КЛАСТЕРНЫХ ПУЧКОВ ДЛЯ ОБРАБОТКИ МАТЕРИАЛОВ

Н. Г. Коробейщиков, И. В. Николаев

Новосибирский государственный университет

За последние два десятилетия доказано, что газоструйные ионно-кластерные пучки (gas cluster ion beam, GCIB) обладают уникальными характеристиками для различных практических приложений. Возможность независимо регулировать кинетическую энергию и размеры кластеров позволяет формировать интенсивный направленный поток с очень малой удельной энергией, приходящейся на одну частицу (атом или молекулу) в кластере. Такие пучки позволяют распылять и сглаживать поверхность различных материалов до субнанометрового уровня шероховатости с минимальным повреждением структуры материала, формировать самоор-

ганизирующиеся наноструктуры, прецизионно диагностировать поверхности, в т.ч. органических и биологических материалов [1-3].

Принципиальная схема формирования пучка ускоренных кластерных ионов приведена на рис. 1. Кластеры формируются в процессе адиабатического истечения рабочего газа через сверхзвуковое сопло в вакуумную камеру. Кластерный пучок формируется из сверхзвуковой струи с помощью скиммера. Для ускорения кластеров до большой кинетической энергии нейтральные кластеры ионизируются электронным ударом, образующиеся кластерные ионы формируются в пучок и направляются на поверхность мишени.



Рис. 1. Принципиальная схема формирования газоструйного ионно-кластерного пучка

В данной работе анализируются особенности и закономерности формирования ускоренных ионно-кластерных пучков аргона с максимальной интенсивностью. В частности, приведены результаты экспериментального исследования интенсивности нейтрального кластерного пучка при различных условиях (расстояние «сопло-скиммер», давление торможения). Полученные результаты сравниваются с результатами численного моделирования процесса формирования кластеров. Обсуждаются особенности процессов фрагментации нейтральных кластеров, происходящих при их ионизации электронным ударом в различных условиях: ток ионизации, средний размер кластеров. Описаны основные параметры ускоренного ионно-кластерного пучка аргона.

Возможности применения ионно-кластерного пучка проиллюстрированы на примерах обработки поверхности различных оптических материалов: плавленого кварца, нелинейных монокристаллов LiB_3O_5 , KTiOPO_4 . Доказано, что бомбардировка кластерными ионами позволяет проводить эффективное сглаживание неровностей в широком диапазоне латеральных размеров (до нескольких мкм) и достигать субнанометровую остаточную шероховатость.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда, грант № 21-19-00046.

Литература

1. Yamada I. Materials Processing by Cluster Ion beams: History, Technology and Applications. London: CRS Press, 2015.
2. Иешкин А.Е., Толстогузов А.Б., Коробейщиков Н.Г., Пеленович В.О., Черныш В.С. Газодинамические источники кластерных ионов для решения фундаментальных и прикладных задач // Успехи физических наук. 2022. Т. 192.
3. Delcorte A., Delmez V., Dupont-Gillain C., Lauzin C., Jefford H., Chundak M., Poleunis C., Moshkunov K. Large cluster ions: soft local probes and tools for organic and bio surfaces // Physical Chemistry Chemical Physics. 2020. Vol. 22. Pp. 17427-17447.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ В РЕГУЛИРУЕМОМ РДТТ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ

К. В. Костюшин, А. В. Червакова, И. В. Еремин, А. А. Глазунов

Национальный исследовательский Томский государственный университет

В работе рассматривается математическое моделирование нестационарных газодинамических процессов, протекающих в камере сгорания и сопловом блоке управляемого по модулю тяги РДТТ с центральным телом.

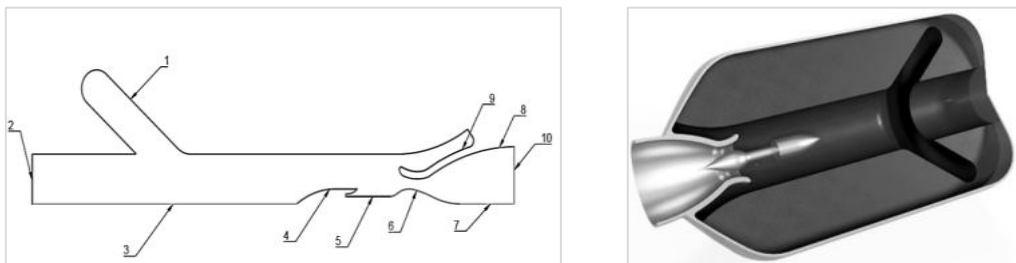


Рис. 1. Схема РДТТ с подвижным центральным телом

Схема расчетной области показана на рис. 1 и включает в себя: 1 – поверхность горения заряда ТТ; 2 – передние днище РД; 3,7 – ось симметрии; 4-5 – регулятор расхода; 6 – исполняющий элемент регулятора (центральное тело); 8-9 – утепленное сопло; 10 – выходное сечение сопла. Регулирование модуля вектора тяги осуществляется путем изменения площади критического сечения сопла за счет перемещения исполняющего элемента регулятора расхода.

Для описания нестационарного течения невязкий сжимаемого газа использовалась система уравнений Эйлера, замкнутая уравнением состояния идеального газа. Для моделирования движения исполняющего элемента регулятора расхода реализован алгоритм перестроения расчетной сетки в окрестности подвижного элемента. Численное решение системы уравнений Эйлера проводилось с использованием схемы Годунова, адаптированной к произвольному количеству граней в ячейках. На границах 2, 4, 6, 8 и 9 задавались граничные условия непротекания; на границах 3, 7 – условия симметрии; на гранях ячеек, лежащих на поверхности горения (граница 1) – локальный газоприход; на границе 10 – мягкие граничные условия. Вычисление локального газоприхода проводится с использованием степенного закона горения. В качестве начальных условий используется распределение локальных параметров течения, соответствующее установившемуся течению в проточном тракте РД, при фиксированном положении исполняющего элемента регулятора расхода.

Проведены численные исследования течения продуктов сгорания в регулируемом РДТТ с центральным телом со следующими параметрами: площадь поверхности горения – 5 м^2 ; площадь критического сечения – на режиме минимальной тяги $0,0314 \text{ м}^2$, на режиме максимальной тяги $0,0201 \text{ м}^2$. В расчетах варьировалась скорость движения исполняющего элемента регулятора расхода. Расчеты проведены для следующих составов твердого топлива: «Тип 1» – $u_0 = 0.002 \text{ м/с}$, $\nu = 0.35$; «Тип 2» – $u_0 = 0.0006 \text{ м/с}$, $\nu = 0.75$.

На рис. 2 показан график изменения интеграла сил давления, действующих на внутреннюю поверхность РД, для конфигурации с составом ТТ «Тип 2», где рис. 2 (левый) соответствует регулированию с минимального режима на максимальный, рис. 2 (правый) – с максимального на минимальный.

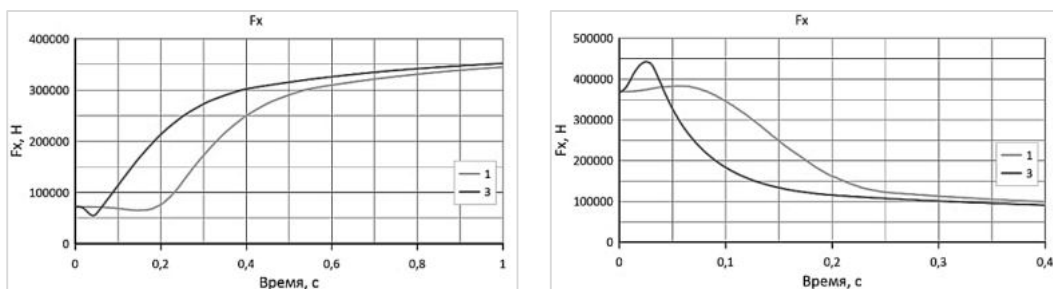


Рис. 2. Интеграл сил давления по внутренней поверхности РД

Видно, что при уменьшении времени регулирования с 0,25 с (кривая 1) до 0,05 с (кривая 2) незначительно уменьшается длительность переходного процесса, однако существенно увеличивается величина заброса тяги.

Результаты были получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России, проект № 0721-2020-0032.

ОСОБЕННОСТИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ РЕЖИМОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В. М. Краев, А. Р. Асланов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Авиационный гражданский транспорт, как никакой, наверное, чрезмерно чувствителен к росту цен на традиционные углеводородные топлива. Эта зависимость связана с высокой топливной составляющей в стоимости авиаперевозок. Создатели авиационных двигателей уже более двадцати лет назад осуществляли попытки перейти на альтернативные топлива. Среди альтернативных видов топлива для авиационных двигателей рассматривались криогенные авиационные топлива. К ним относятся: сжиженный природный газ (далее – СПГ), состоящий в основном из метана, жидкий водород и криогенный пропан. В работе проводится анализ особенностей работы перспективных криогенных авиационных двигателей. Обосновывается необходимость тщательного исследования нестационарных условий работы авиадвигателей из-за существенного роста теплоотдачи и гидравлического сопротивления в каналах при выходе двигателя на взлетный режим.

Применение криогенных топлив приобретает все большую актуальность. Они имеют большей хладоресурс и работоспособность до его сжигания, а также большую, чем у авиационного керосина, теплоту сгорания. Кроме того, криогенное топливо является более выгодным с точки зрения соответствия экологическим требованиям. Например, при использовании жидкого метана, который будет использоваться в качестве топлива в настоящем исследовании, отсутствуют выбросы свинца и серы. Такое топливо является с точки зрения экологии прямым конкурентом авиационному керосину. В 1998 году в Советском Союзе был испытан летательный аппарат с двигателем на жидком водороде (Ту-155), а уже в 1989 году начались испытания оборудования и исследования возможностей криоплана при использовании СПГ (Ту-156).

В процессе первых испытаний криоплана на водородном топливе водород находился в переохлажденном состоянии (температура до -253°C) с наддувом инертного газа в бак. В отличие от водорода, СПГ находился на линии насыщения и не требовал дополнительного оборудования для поддержания его в жидком состоянии, что являлось существенным преимуществом. Возрастание энергонапряженности устройств и возросшие требования к режимам работы этих систем приводят к реализации существенно нестационарных условиях эксплуата-

ции. Разработка расчетных моделей должна вестись на фундаментальных исследованиях влияния нестационарных воздействий на турбулентную структуру течений. Первые результаты показали существенное влияние гидродинамической нестационарности на структуру потока [1]. Численные методы решения задач гидродинамики нестационарных турбулентных течений отражены в [2].

Криогенная топливная система (далее – КТС) моделируется в условиях заданного полетного цикла, при котором в зависимости от участка полета двигатель работает на режиме, соответствующем определенному расходу топлива. Смена одного режима работы двигателя на другой сопровождается переходными процессами, которые зачастую являются существенно нестационарными. Это, в свою очередь, может привести к различного рода нестационарным эффектам в магистралях КТС, топливо в которых – метан находится на линии насыщения и чрезвычайно чувствительно к термодинамическим условиям в каждой точке КТС. В переходных точках полетного цикла меняется режим работы двигателя, и, следовательно, массовый расход жидкого топлива.

Одним из важных этапов работы авиационного газотурбинного двигателя является увеличение тяги с режима «малого газа» до «взлетного». Современные авиационные ГТД за несколько секунд переходного режима увеличивают массовый расход более чем в 10 раз: CFM-56 – до 11 раз, Trent XWB-97 – более чем 12 раз [1].

Процессы теплообмена в нестационарных условиях могут сопровождаться существенными скачками теплоотдачи и гидравлических сопротивлений. Скачки теплоотдачи могут привести к вскипанию жидкого метана, что крайне недопустимо для устойчивой работы насосных агрегатов. Вскипание жидкого метана приводит к приросту давления насыщенных паров в трубопроводе в результате нагрева топлива, что определяет величину снижения кавитационного запаса и потребного напора насоса. К потере устойчивости в работе насосных агрегатов, и даже к его полному отключению, может привести также резкий перепад давлений из-за нестационарных эффектов по гидравлическим сопротивлениям.

В предыдущих работах мы уже говорили о необходимости анализа влияния нестационарных условий на тепловые и гидродинамические процессы [2, 3]. Когда мы говорим о существенных изменениях процессов, мы имеем ввиду отклонения реальных значений от значений, полученных при квазистационарных расчетах, более чем на 100% [2].

При анализе гидродинамических нестационарных процессов необходимо понимать фундаментальные причины этих явлений. В МАИ с 80-х годов сформировалась научная школа, проводятся исследования по изучению структурных изменений нестационарных турбулентных течений [3–5]. Проведенные ранее в МАИ исследования [4–6] показали, что основной причиной изменения теплообмена и гидродинамики в нестационарных условиях является изменение турбулентной структуры течения [7]. Анализ экспериментальных данных по структуре турбулентных течений [8, 9] подтверждает существенное изменение структуры потока вблизи стенки канала, что не может не влиять на макропроцессы течения.

В условиях ускорения течения профиль скорости становится более заполненным. Об этом говорят результаты не только исследований в МАИ [4], но и экспериментальные данные других авторов [8, 9]. Указанные процессы приводят к существенному росту турбулентной вязкости и турбулентной теплопроводности, а всё это в итоге – к росту теплообмена и сопротивления при ускорении потока.

При замедлении потока наблюдаются процессы, противоположные ускорению. Профиль скорости становится менее заполненным [6, 8, 9]. Интенсивность турбулентных выбросов в поток падает. Это ведет к снижению коэффициента турбулентной вязкости и коэффициента турбулентной теплопроводности, и, следовательно, к уменьшению теплообмена и сопротивления при замедлении потока.

Проведенные ранее исследования позволили разработать модель влияния нестационарных условий на теплообмен и гидродинамику турбулентных течений. В основе этой модели

лежат экспериментальные данные исследования структуры течений в гидродинамически нестационарных условиях [7]. Экспериментальная установка позволяла реализовать условия изменения расхода в 3 раза при времени процесса 2,3 секунды. Полученные данные свидетельствуют о возможной ошибке в расчете коэффициента теплоотдачи и гидравлического сопротивления – до двух раз. Современные авиационные газотурбинные двигатели, как мы уже говорили выше, работают в переходных режимах в условиях гораздо большей нестационарности – с изменением расхода до 12 раз за 1-2 секунды. Предварительные расчеты показывают, что для жидкого топлива в указанных условиях нестационарности коэффициенты теплоотдачи и гидравлического сопротивления выше квазистационарных значений до 5 раз при переходе с режима «малого газа» до «взлетного».

Анализ проведенных расчетов показывает, что продолжительность нестационарного процесса играет преобладающую роль; чем быстрее протекает нестационарный процесс, тем весомей влияние нестационарных условий. Также важную роль играет диаметр трубопроводов: при выборе трубопроводов большего диаметра нестационарные эффекты проявляются в разы сильнее. Как мы уже говорили выше, нестационарные воздействия могут привести к вскипанию жидкого метана и снижению кавитационного запаса насосного агрегата. Рост коэффициента теплоотдачи до пяти раз и рост коэффициента гидравлического сопротивления более, чем в три раза, являются неприемлемыми условиями эксплуатации КТС.

Нестационарные гидродинамические процессы играют важную роль в переходных режимах работы криогенных топливных систем. В работе представлен анализ результатов, показывающих существенный (до 5 раз) рост коэффициентов теплоотдачи и гидравлического сопротивления в момент вывода двигателя на взлетный режим. Причиной такого изменения является перестройка структуры турбулентного течения в гидродинамически нестационарных условиях. Указанное явление может привести к существенным нарушениям работы всей криогенной топливной системы и к отказам в работе двигателя. Для решения описанной научной проблемы требуется разработка модели нестационарного течения жидкости в условия изменения расхода до 3 кг/с^2 .

Литература

1. Expansion of Hong Kong International Airport into a Three-Runway System. Aircraft - Emission Indices and Fuel Consumption Rates // [Электронный ресурс]. – https://www.epd.gov.hk/eia/register/report/eiareport/eia_2232014/html/Appendix%205.3.1-2a.pdf (дата обращения 30.03.2022).
2. Краев В.М. Современное состояние исследований нестационарных турбулентных течений // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 4. С. 61–67.
3. Краев В.М., Яньшев Д.С. Нестационарные турбулентные течения в каналах энергоустановок Красноярск: Сибирский государственный аэрокосмический университет им. акад. М.Ф. Решетнева, 2014. 276 с.
4. Dreitsler G.A., Neverov A.S., Bukharkin V.B., Kraev V.M. Experimental study of the structure of turbulent unsteady gas flow in tubes // Abstract of the paper submitted to the 1994 ICHMI Int. Symposium on “Turbulence, Heat, Mass Transfer”, Lisbon. 1994. Pp. 223–227.
5. Dreitsler G.A., Neverov A.S., Bukharkin V.B., Kraev V.M. Experimental study of the structure of turbulent unsteady gas flow in tubes // II Book of the ICHMT International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer, Begell House, Inc. 1994. Vol. 2. Pp. 124–132.
6. Дрейцер Г.А., Краев В.М. Исследование структуры турбулентных течений, теплообмена и гидродинамики в условиях гидродинамической нестационарности // Известия РАН. Энергетика. 2006. № 4. С. 131–144.
7. Kraev V., Myakochin A. The unsteady turbulent flows structure study present status // INCAS BULLETIN. 2019. Vol. 11. Issue 2. Pp. 111–124.

8. Марков С.Б. Экспериментальное исследование скоростной структуры и гидравлических сопротивлений в неустановившихся напорных турбулентных потоках // Известия АН СССР. Механика жидкости и газа. 1973. № 2. С. 65–75.

9. Никифоров А.Н., Герасимов С.В. Изменение параметров турбулентного течения при ускорении и замедлении потока // Инженерно-физический журнал. 1985. Т. 49. № 4. С. 533–539.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА В КЛАСТЕРНОЙ ГОРЕЛКЕ

А. А. Краснюк

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Проблемой применения альтернативных топлив в авиации занимаются с середины 70-х годов XX века. Исследованию подвергались синтетические топлива, жидкий водород, жидкий метан, сжиженный природный газ и другие. Предпочтение было отдано криогенным топливам. Наиболее перспективным является жидкий водород, который по теплотворной способности в 2,8 раза калорийнее авиационного керосина.

Первым газотурбинным двигателем (ГТД), работающим на жидком водороде, была модификация советского двигателя НК-8-2. Экспериментальный НК-88 был смонтирован на самолет Ту-155, переоборудованный из пассажирского Ту-154, при этом два других двигателя было решено оставить работать на керосине. При первых испытаниях НК-88 выяснилось, что в жидком виде водород подавать в камеру сгорания (КС) нельзя из-за его вскипания во фронтальном устройстве и форсунках. В итоге был создан теплообменник-газификатор, который установили за турбиной [1].

Водород в качестве топлива может применяться и в стационарных газотурбинных установках (ГТУ) при внесении изменений в конструкцию горелок. В современных камерах сгорания (КС) используются горелочные устройства с предварительным смешиванием, что позволяет получить топливоздушную смесь (ТВС) с высокой степенью гомогенизации, характеризующейся коэффициентом:

$$u = \frac{(f - f_{mean})^2}{f_{mean}(1 - f_{mean})}$$

где числитель характеризует стандартное отклонение значений в точках поля концентрации, f – значение концентрации топлива в характерном сечении, f_{mean} – среднее значение концентрации топлива в характерном сечении.

Однако использование таких горелочных устройств для сжигания топлива с высоким содержанием водорода может вызвать проскок пламени в горелку и воспламенить ТВС до ее подачи в зону горения. Этот эффект препятствует применению технологии сжигания водорода и других водородосодержащих топлив с помощью предварительного смешения компонент горючей смеси.

Одним из вариантов замены классической метановой горелки с предварительным смешением является кластерная горелка – множество отдельных микрогорелок, которые производят микроструи пламени. Концепция данной горелки заключается в объединении двух важных технологий: быстрое смешение топлива с воздухом для сжигания смеси с низким содержанием NOx и образование зоны обратных токов для устойчивого воспламенения и горения ТВС. Описанная концепция горелки была проанализирована с помощью численного моделирования методом крупных вихрей (Large Eddy Simulation – LES) в [2].

В данной работе рассматривается кластерная горелка с 6 отверстиями в центральном контуре и 12 отверстиями в периферийном контуре. Для экономии вычислительных ресурсов и времени счета используется RANS-постановка (уравнения Навье – Стокса, осредненные по

Рейнольдсу). Для численного моделирования использовался программный комплект ANSYS Fluent и встроенный в него механизм кинетики горения водорода.

Результаты расчетов показывают быстрое и качественное смешение водорода с воздухом (коэффициент $u=0,0048$) на небольшом расстоянии. Поток, выходящий из отверстий горелки, сначала направлен к оси, а затем расходится от осевого положения в определенной точке, находящейся вдали от горелки, где стабилизируется пламя. Сходящиеся-расходящиеся потоки создают профиль давления, в котором сходящийся поток создает благоприятный градиент давления, а расходящийся поток создает противоположный градиент давления, который вызывает разрушение вихря на границе этих потоков, тем самым образуя зону обратных токов (зону рециркуляции). Эта зона и стабилизирует пламя, обеспечивая зажигание топлива из периферийного контура. Положение пламени вдали от горелки исключает его проскок в нее и воспламенение ТВС до ее подачи в зону горения. Таким образом, кластерная горелка обеспечивает стабильное горение с предварительным смешением смеси, что снижает содержание NO_x в продуктах сгорания топлива.

Литература

1. Гриценко Е.А., Орлов В.Н. Криогенные газотурбинные двигатели из Самары // Двигатели. 2000. №2 (8). С. 29.
2. Asai T., Dodo S., Karishuku M., Yagi N., Akiyama Y., Hayashi A. Performance of Multiple-Injection Dry Low- NO_x Combustors on Hydrogen-Rich Syngas Fuel in an IGCC Pilot Plant // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2015. Vol. 137. Issue 9. Pp. 091504-091504-11. DOI: 10.1115/1.4029614.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ КАПЕЛЬ И ЧАСТИЦ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ ТОПЛИВ

С. С. Кропотова, П. П. Ткаченко, Н. Е. Шлегель, П. А. Стрижак

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

В настоящее время значительная доля мировой электроэнергии вырабатывается при сжигании угля [1]. Прямое сжигание угля приводит к формированию большого количества газовых и антропогенных выбросов. Композиционные жидкие топлива принято считать перспективной заменой углей с учетом экологических, экономических, энергетических и социальных критериев [2, 3]. В состав таких суспензионных топлив, помимо воды и углей различных марок, принято включать [4-6]: отходы углеобогащения, отработанные масла, биомассу, отходы химической, резиновой и других отраслей промышленности. Различные эффекты перемешивания компонентов становятся причинами модификации систем приготовления, хранения, транспортировки и распыления суспензионных топлив [6, 7].

Проведены экспериментальные исследования характеристик соударений капель и частиц наиболее широко используемых компонентов суспензионных топлив: биомасса (арахисовая шелуха, частицы сосны и кедра), уголь, кек, вода, отработанное моторное масло. Процесс соударения капель жидкости с частицами биомассы регистрировался с помощью высокоскоростной видеокамеры Photron mini UX100 разрешением 1280×1000 и частотой съемки 5000 FPS и объектива Nikon ED AF Micro Nikkor 200 мм. При проведении исследований установлены режимы соударения капель и частиц, а также характеристики вторичных фрагментов. Построены карты режимов взаимодействия капель и частиц. Получены математические выражения для описания границ переходов между режимами взаимодействия капель и частиц. Полученные выражения могут быть использованы при моделировании процессов фрагментации капель при их взаимодействии с частицами суспензионных топлив. Установлены условия агломерации капель и частиц для приготовления капель суспензий, а также их интенсивного вторичного измельчения с целью интенсификации зажигания и последующего горения. По

результатам сравнительного анализа определено, что при соударении капли воды с частицей арахисовой шелухи образуется большее количество вторичных фрагментов относительно частиц сосны, кедра, угля и кека вследствие отличий в их свойствах смачиваемости и характеристик поверхностей. Установлено, что доминирующее влияние на фрагментацию капель оказывает форма частиц.

Результаты исследований представляют интерес для развития технологий вторичного измельчения капель жидкостей и, наоборот, агломерации частиц и капель. В частности, при устойчивом слиянии капель и частиц можно обеспечить смешение компонентов непосредственно в камере сжигания. Реализация же режима дробления капель при их столкновении с частицами позволит снизить размеры капель суспензий, что обеспечит полноту выгорания и снизит времена задержки зажигания и антропогенные выбросы.

Исследования выполнены за счет средств гранта Российского научного фонда (проект 18-71-10002-П, <https://rscf.ru/en/project/21-71-03001/>).

Литература

1. Liu F., Lyu T., Pan L., Wang F. Influencing factors of public support for modern coal-fired power plant projects: An empirical study from China // *Energy Policy*. 2017. Vol. 105. Pp. 398-406.
2. Burakov I.A., Burakov A.Y., Burakova N.A., Nikitina I.S., Verkhovsky A.E., Aung H.N., Ye Y.A., Dementieva P.A., Ivanova N.S. Justification of the efficiency of the application of the preliminary processing of the components structure of artificial liquid fuel // *J. Phys. Conf. Ser.* 2018. Vol. 111. Paper No. 012077.
3. Suvorova I., Kravchenko O., Goman V., Baranov I. Criteria for assessing the energy-ecological effectiveness of using the sludge of waste treatment plants as components of liquid composite fuels // *Eur. J. Sustain. Dev.* 2020. Vol. 9. Pp. 328-336.
4. Niksa S. Predicting the macroscopic combustion characteristics of diverse forms of biomass in p.p. firing // *Fuel*. 2021. Vol. 283. Paper No. 118911.
5. Tupsakhare S., Dooher J., Modroukas D., Castaldi M. Improved gasification efficiency in IGCC plants & viscosity reduction of liquid fuels and solid fuel dispersion using liquid and gaseous CO₂ // *Fuel*. 2019. Vol. 256. Paper No. 115848.
6. do Carmo Precci Lopes A., Senfter T., Ebner C., Senn M., Pillei M., Kraxner M., Robra S., Bockreis A. Separation of biodegradable material from the low calorific fraction of municipal solid waste // *J. Clean. Prod.* 2021. Vol. 280. Paper No. 124681.
7. Ji J., Lu W., Si C., Zhang S., Yao X., Wang W., Chu D. Overview on the Preparation and Heat Transfer Enhancement of Nanofluids // *J. Phys. Conf. Ser.* 2020. Vol. 1637. Paper No. 012003.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУХФАЗНЫХ ТЕЧЕНИЙ С ФАЗОВЫМИ ПЕРЕХОДАМИ В КАНАЛАХ И СОПЛАХ

И. А. Крюков¹, И. Э. Иванов^{2,3}, В. Ю. Гидаспов², В. С. Назаров²

¹ *Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлинского Российской академии наук*

² *Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)*

³ *Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова*

При проектировании современных двигателей и технологических установок возникает необходимость в проведении численного моделирования течения многофазной среды с фазовыми превращениями. К таким ситуациям относится, например, конденсация влажного пара при его расширении в низконапорной ступени паровой турбины, процессы разделения фракций природного газа. В некоторых случаях количество образованной новой фазы становится столь значительным, что уже нельзя пренебрегать ее объемной долей, как это делается в одножидкостных моделях двухфазных сред. Существуют ситуации, когда при образовании но-

вой более тяжелой фракции при фазовых превращениях в газодинамическом потоке следует учитывать инерционное разделение фаз (скоростную неравновесность между фазами). Это приводит к необходимости использовать при моделировании двухжидкостную модель динамики многофазной среды с возможностью определения траекторий крупных капель и их взаимодействия с «сухими» стенками канала или жидкими пленками на стенках.

За последнее время в рамках общего подхода к описанию динамики многофазных сред, основанного на взаимопроникающих многоскоростных континуумах, предложено несколько работоспособных математических моделей [1, 2], которые являются развитием модели (Drew D.A. *Annu. Rev. Fluid Mech.* 1983). В работах [3, 4] математическая модель [2] применялась для расчетов двухфазных (газ, жидкость) течений с большим объемным содержанием фаз и течений, в которых необходимо моделировать границы раздела фаз.

В то же время, в рамках модели односкоростного континуума многофазного потока и метода моментов (Hill P.G. *J. Fluid Mech.* 1966) для описания гомогенной и гетерогенной конденсации, получены многочисленные результаты численного моделирования течений с фазовыми превращениями в каналах, соплах и струях [5–7].

Новый этап развития моделирования многофазных течений связан с разработкой комбинированного подхода при котором описание движения многофазной среды в полной мере реализуется подход многоскоростных, многотемпературных взаимопроникающих континуумов [1–4], где каждая фаза описывается набором уравнений, выражающих законы сохранения массы, импульса и энергии для парциальных величин и моделирование процессов фазовых превращений с помощью метода моментов [8, 9].

В настоящей работе проводится разработка численного алгоритма моделирования двухфазных (жидкость – газ) течений в соплах и каналах на основе вышеописанного комплексного подхода. Полученная общая система уравнений аппроксимируется с использованием метода Годунова повышенного порядка точности, в котором задача Римана решается методом HLL (HLLC). Проведено как тестирование основных частей разработанного алгоритма, так и решение прикладных задач.

Литература

1. Baer M.R., Nunziato J.W. A two-phase mixture theory for the deflagration-to-detonation transition (DDT) in reactive granular materials // *Int. J. Multiphase Flow*. 1986. Vol. 12. No. 6. Pp. 861–889.
2. Abgrall R., Saurel R. Discrete equations for physical and numerical compressible multiphase mixtures // *J. Comput. Phys.* 2003. Vol. 186. Pp. 361–396.
3. Иванов И.Э. Численное моделирование многофазных течений с большим содержанием дисперсной фазы // *Вестник МАИ*. Т. 16. № 2. С. 62-70.
4. Иванов И.Э., Крюков И.А. Численный алгоритм моделирования двухфазных течений, содержащих границы раздела фаз // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2012. Т. 13. Вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2012-13-4/articles/369/>.
5. Ivanov I.E., Nazarov V, Kryukov I.A. Application of the moment method for numerical simulation of homogeneous-heterogeneous condensation // *Fluids*. 2022. Vol.7, no.2. P.68.
6. Ivanov I.E., Nazarov V.S., Kryukov I.A. The investigation of the evolution of cluster beam development in the nozzle-skimmer system // *Smart Innovation, Systems and Technologies*. 2021. Vol. 217. Pp. 69-85.
7. Nazarov V.S., Ivanov I.E., Kryukov I.A., Gidasov V.Y. Modeling the dynamics of a gas-droplet substance in nozzles, taking into account the phase transition // *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. Vol. 1250. P. 012026–1–012026–10.
8. Dykas S., Wroblewski W. Two-fluid model for prediction of wet steam transonic flow // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2013. Vol. 60. Pp. 88-94.

9. Noori Rahim Abadi S.M.A., Kouhikamali R., Atashkari K. Two-fluid model for simulation of supersonic flow of wet steam within high-pressure nozzles // *International Journal of Thermal Sciences*. 2015. Vol. 96. Pp. 173-182.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННО-МАГНИТОПЛАЗМОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ МОЩНЫХ ЭЛЕКТРОРАЗРЯДНЫХ ИСТОЧНИКОВ

В. В. Кузенов^{1,2}, Н. В. Батрак¹, Н. Г. Копалейшвили¹, С. В. Рыжков¹

¹ *Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана*

² *ВНИИА им. Н. Л. Духова*

Улучшение физико-технических характеристик компактных источников излучения и импульсных струй плазмы является объектом исследования для ученых всего мира в течение последнего десятилетия. Перспективность использования линейно-стабилизированного разряда и магнитоплазменного компрессора (МПК) в компактных источниках излучения и импульсных струях плазмы для уменьшения их массогабаритных характеристик, формулировка способов улучшения их физико-технических характеристик и управления интегральным выходом широкополосного излучения обосновывается большим количеством публикаций по данной тематике в ведущих мировых журналах [1–3].

Плазменные образования некоторых типов электрических разрядов могут быть использованы для управления потоком разреженного воздуха вблизи элементов конструкций летательных аппаратов [4–10]. В этом случае внешнее магнитное поле является управляющим параметром при локальной модификации потока частично ионизованного газа, обтекающего летательный аппарат. Изучение такой плазмы представляет интерес для различных областей технической физики: физики неравновесной плазмы больших плотностей; физики рекомбинационной расширяющейся плазмы; атомной и молекулярной спектроскопии; физики разлетающихся, крупномасштабных, долгоживущих, излучающих, плазменных образований (с учетом наличия внешнего магнитного поля), взаимодействующих с фоновой средой; физики химически и лазерно-активных сред.

Наиболее перспективные области применения линейно-стабилизированного поверхностного разряда: использование импульса отдачи, передаваемого межэлектродной вставке плазмой линейно-стабилизированного поверхностного разряда, для изменения траектории полета летательных аппаратов малой размерности, оптическая накачка мощных фотодиссоционных газовых лазеров коротковолнового (видимого и ультрафиолетового) диапазонов, генератор ударных волн и широкополосного теплового излучения, фотолизная очистка природного и промышленных газов от вредных примесей, например, от серы.

Физико-математическая модель состоит из системы уравнений невязкой однотемпературной радиационной газовой динамики, системы уравнений, описывающая процессы нагрева и испарения материала поверхности межэлектрической вставки (МДВ) и электродов разряда под действием падающего на МДВ потока теплового излучения, модели Кнудсена для описания кинетики испарения, системы уравнений диффузионного многогруппового приближения, уравнений Био-Савара и электротехнического уравнения эквивалентного разрядного контура, которые более подробно описаны в работах [11-18].

Литература

1. A.S. Kamrukov, G.N. Kashnikov, N.P. Kozlov, M.M. Kondratenko, E.F. Lebedev, V.K. Orlov, V.E. Ostashev, Yu.S. Protasov, A.M. *High Temp.* 22: 313–318, 1984.
2. I.E. Garkusha, V.V. Chebotarev, S.S. Herashchenko, et al. *Nuclear Fusion* 57: 116011, 2017.
3. V.M. Astashynski, H.M. Dzahnidze, E.A. Kostyukevich, A.M. Kuzmitski, P.N. Shoronov, V.I. Shymanski, V.V. Uglov. *High Temperature Material Processes* 24: 99-107, 2020.

4. A.S. Kamrukov, N.P. Kozlov, Yu.S. Protasov, S.G. Shashkovskii. *High Temp.* 27: 141–155, 1989.
5. V.V. Kuzenov, S.V. Ryzhkov. *Computational Thermal Sciences* 13: 45-56, 2021.
6. A.N. Kozlov. *Contrib. Plasma Phys.* 60: e201900174, 2020.
7. E.Y. Loktionov, N.A. Pasechnikov, et al. *J. of Applied Spectroscopy* 82: 607-613, 2015.
8. S. V. Ryzhkov and V. V. Kuzenov. *Int. J. Heat Mass Transfer* 132: 587-592, 2019.
9. V.V. Kuzenov, S.V. Ryzhkov. *J. Enhanced Heat Transfer* 25: 181-193, 2018.
10. S.V. Ryzhkov, V.V. Kuzenov. *ZAMP* 70: 46, 2019.
11. V.V. Kuzenov, S.V. Ryzhkov, P.A. Frolko. *J Phys.: Conf. Ser.* 830: 012049, 2017.
12. V.V. Kuzenov, S.V. Ryzhkov. *Phys. Plasmas* 26: 092704, 2019.
13. V.V. Kuzenov, S.V. Ryzhkov. *Applied Physics.* № 3. pp. 26-30, 2014.
14. V.V. Kuzenov, S.V. Ryzhkov. *Symmetry* 13: 927, 2021.
15. V.V. Kuzenov, S.V. Ryzhkov. *High Temperature* 59, 2021.
16. Yu.M. Grishin, N.P. Kozlov, V.V. Kuzenov. *High Temperature* 36: 169–175, 1998.
17. V.V. Kuzenov, S.V. Ryzhkov, A.Yu. Gavrilova, E.P. Skorokhod, *High Temperature Material Processes* 18: 119-130, 2014.
18. A. Pavlov, Y. Protasov, V. Telekh, T. Tshepanuk. *J. Phys. Conf. Ser.* 830: 012062, 2017.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ

М. А. Кучеренко, М. М. Бойко

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Большая часть течений, встречающихся на практике, являются турбулентными. Течение жидкости или газа в трубопроводе, канале, следы за летательными аппаратами и кораблями являются турбулентными. Интерес и значимость этого явления привело к возникновению огромного количества теорий, гипотез и исследований, направленных на решение задачи о турбулентности.

До сих пор не существует общего подхода к описанию турбулентного движения жидкости и газа. В течение долгого периода были развиты различные подходы (статический, структурный и динамический) для описания феномена турбулентности.

В случаи практических расчётов были разработаны разные модели турбулентности, основанные на различных предположениях и подходах. В данной работе исследуется применимость и точность получаемых результатов при использовании полуэмпирических моделей RANS-метода, в основе которого лежит система уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу.

Исходя из физических допущений, используемых при разработке моделей, выбираются подходящие варианты. Формулируются рекомендации о возможности использования рассмотренных моделей турбулентности, формируются выводы о преимуществах и недостатках применяемых моделей в случае расчёта струйного течения.

Сопоставляются результаты распределения скорости вдоль оси течения с результатами эксперимента для проверки справедливости проведённого численного моделирования. Были получены поля скоростей, турбулентной вязкости и энергии для холодной и горячей струй.

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ГОРЕНИЯ ЖИДКОГО ТОПЛИВА В ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ С ПОМОЩЬЮ РАСПЫЛЯЮЩЕЙ ФОРСУНКИ

А. И. Лаптинский, М. М. Алексеева, И. В. Тетерина, А. С. Беляева

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Вопросы, связанные с повышением качества газодинамических, акустических и тепловых характеристик горелочных устройств до сих пор является актуальной задачей, поскольку развитие научно-технического задела в области авиационной и ракетно-космической техники требует создания таких энергетических установок, которые обеспечивали бы наиболее эффективное смешение и горение топливно-воздушной смеси. Поскольку полнота сгорания зависит от интенсивности испарения жидкого горючего вещества [1], наилучшим способом подачи топлива в камеру сгорания является распыление его с помощью форсунки. Однако большинство современных форсунок реализует недостаточно мелкодисперсное распыление жидкого топлива, необходимое для эффективного и экономичного смешения и горения топливно-воздушной смеси. Для решения этой проблемы рассматривается возможность использования газоструйных излучателей в качестве форсунок.

В таких устройствах для распыливания жидкостей используют акустические колебания, под действием которых на границе раздела газовой и жидкой фаз образуются мелкие капли. Энергия, необходимая для распыливания, может подводиться через жидкость и газ. Форсунки, подводящие энергию через газ, более предпочтительны для использования в качестве распыляющего устройства топлива, поскольку они просты в конструкции (не имеют движущихся частей), и им не нужен дополнительный источник энергии. Современные акустические форсунки позволяют получить факел со средним размером капель порядка 10 мкм, что в три раза меньше, чем у механических форсунок. Однако для реализации качественного распыла при помощи акустической форсунки необходимо точно определить зависимость медианного диаметра капель от отношения расхода воздуха, затрачиваемого на распыление, к расходу жидкости, пропускаемой через форсунку [2].

При моделировании двухфазных турбулентных течений, которые реализуются при распыле жидкого топлива, необходимо учитывать влияние взаимодействия частиц с турбулентными вихрями несущей фазы в сдвиговом потоке на дисперсию частиц и их смешение [3]. Для описания такого рода течения может быть использовано два метода расчёта: метод Лагранжа (траекторный подход) и метод Эйлера (континуальное описание двух фаз).

Применение газоструйного излучателя в качестве форсунки имеет большой потенциал использования. Благодаря специальной конструкции форсунки сверхзвуковое течение сопровождается образованием ударно-волновых структур, которые генерируют ультразвуковое поле. Это способствует дроблению жидкостной пленки на мелкие капли с диаметром, достаточным для эффективного смешения и горения жидкого топлива с окислителем. Основной трудностью является проведение математического и численного анализа двухфазных течений. Современные пакеты программ инженерного анализа в полной мере не могут решить данную задачу, что приводит к необходимости создания пользовательского кода в дополнении к ним.

Литература

1. Арефьев К.Ю., Воронежский А.В. Моделирование процесса дробления и испарения капель не реагирующей жидкости в высокоэнгальпийных газодинамических потоках // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22. № 5.
2. Пажи Д. Г., Галустов В. С. Основы техники распыливания жидкостей. М.: Химия, 1984.
3. Пахомов М.А., Терехов В.И. Сравнение эйлера и лагранжева описаний при исследовании течения и теплообмена в газочапельном осесимметричном отрывном турбулентном потоке // Прикладная механика и техническая физика. 2013. Т. 54. № 4.

СТРУКТУРА ТЕЧЕНИЯ КУЭТТА В ПОЛУКОЛЬЦЕВОМ КАНАЛЕ

В. А. Лебига^{1,2,3}, А. Ю. Пак¹, Д. С. Миронов¹, В. Н. Зиновьев¹

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук*

² *Новосибирский государственный университет*

³ *Новосибирский государственный технический университет*

Экспериментальное изучение течения Куэтта в кольцевом канале с помощью вводимых в поток датчиков невозможно из-за создания ими возмущений, искажающих всё течение. Однако многочисленные результаты, полученные теоретическими, вычислительными методами, требуют верификации. Оптические методы и визуализация поверхностных линий тока дают некоторую информацию, преимущественно для жидкостей, но возможности выбора параметров исследуемых течений ограничены, как и изучение пульсационных характеристик потока.

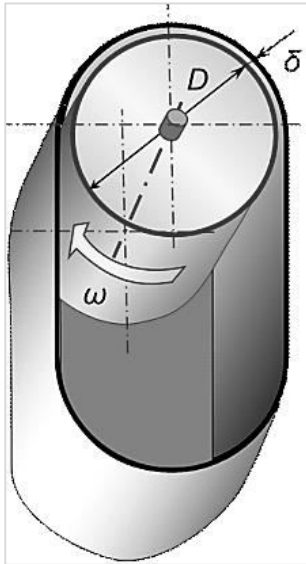


Рис. 1. Схема установки для изучения течения Куэтта

В данной работе течение Куэтта реализуется в канале, образованном концентрическими неподвижной стенкой в виде полуцилиндра и вращающимся цилиндром диаметром $D=200$ мм и высотой $H=100$ мм, рис. 1. Зазор между цилиндрами составлял $\delta=4$ мм, но можно было его изменять за счёт применения цилиндров других диаметров. Скорость вращения цилиндра могла изменяться до 60 об/с, что соответствовало линейной скорости поверхности цилиндра до значений, близких к 40 м/с. Внутренний объём стенда был герметизирован, что позволяло изменять давление в течении Куэтта как ниже, так и выше атмосферного. Датчики термоанемометра с нитью толщиной 6-10 мкм могли вводиться в поток и перемещаться поперёк канала в нескольких местах по его длине с помощью координатника, созданного на базе микрометра. Герметичная конструкция стенда позволила провести серии тарировок датчиков термоанемометра, в том числе для больших чисел Кнудсена, для воздуха и гелия. Были также измерены профили средних и пульсационных скоростей [1-3]. Масло-сажевая визуализация подтвердила образование вихрей Тейлора-Гёртлера, как и в случае кольцевого течения Куэтта согласно известным данным.

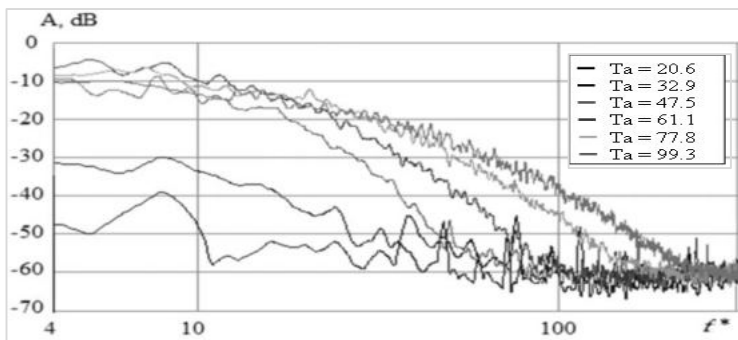


Рис. 2. Спектры пульсаций в течении Куэтта при наличии вихрей Тейлора-Гёртлера

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

ра, примерно равных 100. Этот процесс отображен на рис. 2, где по оси абсцисс отложена безразмерная частота $f^* = f/[f_0(2\delta/D)]$, а f_0 есть частота вращения цилиндра.

Результаты представленных исследований показывают, что в полукольцевом канале можно реализовывать течение с характеристиками, соответствующими кольцевому течению Куэтта. При этом использование инструментальных методов, в особенности термоанемометрии, позволяет получать ранее недоступную детальную информацию о структуре потока.

Работа выполнена по теме государственного задания (номер госрегистрации 121030500154-2).

Литература

1. Lebiga V.A., Pak A.Yu., Zinoviev V.N., Mironov D.S.. Simulation of Properties of Flat and Ring Couette Flow in Semicircular Channel // XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018), Novosibirsk, Russia. AIP Conference Proceedings. 2018. Vol.2027. No. 1. Paper No. 030145. 5 p. DOI: 10.1063/1.5065239.

2. Lebiga V.A., Zinoviev V.N., Pak A.Yu., Zharov I.R. The Circular Gap Couette Flow Modeling // Siberian Journal of Physics. 2016. Vol. 11. No. 4. Pp. 52-60.

3. Жаров И.Р., Зиновьев В.Н., Лебига В.А., Пак А.Ю. Установка для моделирования течения типа Куэтта и способ тарировки датчика термоанемометра в установке для моделирования течения Куэтта. Патент на изобретение РФ № 2657513. М., 2018. (Бюллетень «Изобретения. Полезные модели», № 17).

ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД ЧЕРЕЗ ПЕРЕМЕЖАЕМОСТЬ В ИНЕРТНЫХ И РЕАГИРУЮЩИХ СТРУЯХ

В. В. Леманов, В. В. Лукашов, К. А. Шаров

*Институт теплофизики им. С. С. Кутателадзе
Сибирского отделения Российской академии наук*

уи газообразного топлива с использованием когерентных структур. В рамках данной работы предлагается дальнейшее развитие этого подхода в струйных пламенах с использованием турбулентных суперструктур, образующихся при ламинарно-турбулентном переходе внутри длинных трубок. В наших предыдущих исследованиях [1, 2], при формировании струи газа с помощью длинных круглых труб в ближней зоне струи впервые экспериментально был обнаружен режим течения с перемежаемостью. Вихревые структуры (ВС), истекая из длинной трубки, распространяются вниз по потоку, образуя суперструктуры размера $L/d \sim 20-30$, возмущающие струйное течение.

В работе представлено экспериментальное исследование дозвуковых течений в ближнем поле инертных и реагирующих круглых струй. Струи истекали из длинных осесимметричных каналов диаметром 3-8 мм при низких числах Рейнольдса (2000-4000). В качестве рабочего тела использовались: для инертных струй – воздух и двуокись углерода (CO_2), для реагирующих струй – метан (CH_4) и водород (H_2). Истечение газовых струй осуществлялось в воздушное пространство при атмосферном давлении. В процессе эксперимента искусственные возмущения, как в трубке, так и в струе, не вносились. Для диагностики потока использовали термоанемометр и скоростной 2D-PIV. Основной акцент был сделан на измерении полей скоростей посредством PIV с частотой 7 кГц в плоскости, проходящей через ось струи, которая включала начало струи CO_2 . Для реагирующей струи метана (CH_4) и водорода (H_2) проводилась гильбертова визуализация диффузионного факела.

Получены поля скорости и завихренности для случая прохождения ВС в ближнем поле инертной струи. На основе полей скоростей, измеренных скоростным PIV, измерена временная автокорреляционная функция. Показано, что ВС имеют поперечный размер порядка 2-3 диаметров сопла. По корреляционным функциям определены пространственные интеграль-

ные масштабы в турбулентном потоке $l/d=0,04$ ($Re=3077 > Re_2$), и сделан вывод о том, что ВС представляют собой конгломерат вихрей разного размера от макромасштаба (продольные масштабы ВС составляют $l/d=9-23$) до микромасштаба.

Поскольку механизм формирования турбулентности в трубе не зависит от течения в струе, сценарий перехода к турбулентности через перемежаемость существует как для инертных струй, так и для диффузионных пламен. Пример гильбертовой визуализации ВС в диффузионных пламенах изображён на рис. 1. Представлены два варианта: левые четыре рисунка — для смеси C_3H_8/CO_2 , правые четыре рисунка — для H_2/CO_2 . При горении смеси пропана с инертным разбавителем было обнаружено так называемое низкоскоростное гашение в режиме отсоединённого пламени. На рис. 1 для C_3H_8/CO_2 видно, как на ламинарном начальном участке возникает ВС, затем она смещается вниз по потоку и затем зона горения исчезает. Особенностью динамики диффузионного пламени при горении смеси H_2 с инертным разбавителем является снижение частоты фликкер-колебаний и нарушение гладкости внешней границы после прохождения турбулентных пятен. Как видно на рис. 1, фронт пламени на некоторых участках внешней границы теряет непрерывность. По-видимому, это результат растяжения пламени, вызванного взаимодействием пламени с вихрем.

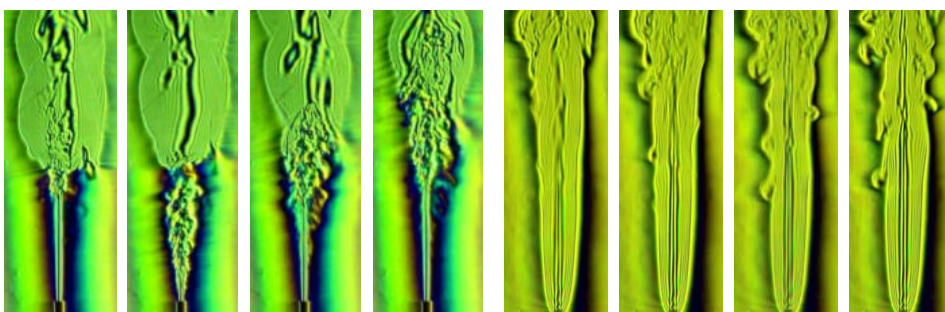


Рис. 1. Гильберт-визуализация пламени диффузионного факела. Съёмка 50 фрейм/с.
Левая группа – C_3H_8/CO_2 , $Re=2970$; правая группа – H_2/CO_2 , $Re=2983$.

Работа выполнена при поддержке гранта Минобрнауки № 075-15-2020-806.

Литература

1. Леманов В.В., Лукашов В.В., Абдрахманов Р.Х., Арбузов В.А., Дубнищев Ю.Н., Шаров К.А. Режимы неустойчивого истечения и диффузионного горения струи углеводородного горючего // Физика горения и взрыва. 2018. Т. 54. № 3. С. 21-27.
2. Леманов В.В., Лукашов В.В., Шаров К.А. Переход к турбулентности через перемежаемость в инертных и реагирующих струях // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2020. № 6. С. 50-59.

ПОНИЖЕНИЕ РАЗМЕРНОСТИ ЗАДАЧИ ФИЛЬТРАЦИИ ВБЛИЗИ ТРЕЩИН МНОГОЗОННОГО ГИДРОРАЗРЫВА ПЛАСТА ПО МОДЕЛИ ТРУБОК ТОКА

А. Б. Мазо, К. А. Поташев, М. В. Мухина, А. А. Ураимов
Институт математики и механики им. Н. И. Лобачевского
Казанского федерального университета

Рассматривается задача притока пластового флюида к вертикальным трещинам многозонного гидроразрыва пласта (МГРП) бесконечной проводимости. Данный процесс характеризуется различием параметров задачи на порядки, что предполагает значительные затраты

вычислительных ресурсов при прямом численном моделировании нестационарного течения при измельчении пространственного и временного шагов расчетной сетки [1, 2]. Последнее становится критичным, например, для многовариантного моделирования при решении обратных задач идентификации параметров трещин по результатам гидродинамических исследований, особенно если речь идет о большом числе трещин МГРП вдоль горизонтальной скважины.

В качестве способа сокращения вычислительных затрат предлагается замена пространственной задачи фильтрации в пласте на набор одномерных задач вдоль трубок тока. Задачи о давлении в каждой трещине решаются с учетом распределенного притока пластового флюида, определяемого длиной и геометрией примыкающих к берегам трещины трубок тока. Декомпозиция пространственной задачи на набор одномерных задач сокращает на порядки требуемое машинное время численного моделирования [3, 4].

Для оценки допустимости понижения размерности исходной задачи выполнено сравнение исходного и приближенного способов вычисления профиля притока к трещинам МГРП на примере стационарной однофазной фильтрации, полагая скважину между трещинами неперфорированной, пласт – однородным, а пористый скелет – несжимаемым [5]. Проницаемость трещин по сравнению с проницаемостью пласта считается бесконечной. Такая задача сводится к двумерной постановке в горизонтальной плоскости.

Рассмотрены два типичных элемента дренирования вблизи МГРП, для каждого из которых параметризованы функции длины и распределения относительной ширины вдоль трубок тока. Данные зависимости являются ключевыми параметрами модели, определяющими ее точность, и представлены в виде явных функций, зависящих от положения трубки тока вдоль трещины ГРП, расположения трещин вдоль скважины и удаленности контура питания от скважины, полученных на основе аналитических и численных решений модельных задач.

Предложен алгоритм параметризации трубок тока для случая различающихся по длине трещин. Выполнена апробация изложенного упрощения пространственной модели и показан диапазон значений исходных параметров системы, допускающий приемлемый для выполнения оценочных расчетов уровень погрешности упрощенной модели. Результаты применимы также для слоисто-неоднородного пласта.

Работа выполнена за счет средств Программы стратегического академического лидерства Казанского (Приволжского) федерального университета («ПРИОРИТЕТ-2030»).

Литература

1. Каневская Р.Д. Математическое моделирование разработки месторождений нефти и газа с применением гидравлического разрыва пласта. М.: ООО «Недра-Бизнесцентр», 1999, 212 с.
2. Мазо А.Б., Хамидуллин М.Р. Явно-неявные алгоритмы ускорения расчета двухфазного притока к горизонтальной скважине с многостадийным гидроразрывом пласта // Выч. мет. программирование. 2017. Т. 18. Вып. 3. С. 204-213.
3. Mazo A.B., Sattarov R.I., Khamidullin M.R., Potashev K.A., Trifonov T.V. Interpretation of Indicator Studies of Multistage Fracturing // SPE-187762-MS. SPE Russian Petroleum Technology Conference, 16-18 October, 2017, Moscow, Russia. Pp. 1-23
4. Мазо А.Б., Поташев К.А. Суперэлементы. Моделирование разработки нефтяных месторождений: Монография. Москва: ИНФРА-М, 2020. 220 с.
5. Баренблатт Г.И., Ентов В.М., Рыжик В.М. Движение жидкостей и газов в природных пластах. М.: Недра, 1984. 211 с.

ФИЗИКА СТРУЙНОГО ТЕЧЕНИЯ ПРОВОДЯЩЕЙ ЖИДКОСТИ

С. Ю. Маламанов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Анализ взаимодействия гидродинамического и электромагнитного полей с помощью математического моделирования является актуальной и важной как чисто научной, так и прикладной задачей. Наибольший эффект взаимодействия полей получается в случае, когда вектор скорости потока ортогонален вектору индукции магнитного поля. С масштабной точки зрения, наиболее простой моделью, в которой можно обеспечить взаимную перпендикулярность векторов \mathbf{U} и \mathbf{B} , является течение в ограниченном кольцевом зазоре двух соосных цилиндров, где приложено тороидальное магнитное поле, а между поверхностями поддерживается разность потенциалов, обуславливающая электрический ток. В зазоре прикладывается тороидальное магнитное поле, которое совместно с электрическим током приводит к появлению силы Лоренца, когда устройство погружено в проводящую среду. Эта сила выталкивает жидкость из кольцевого зазора, получающееся в результате этого течение представляет собой коаксиальную струю. Разность потенциалов между поверхностями цилиндров поддерживается постоянной (200 В), к зазору прикладывается тороидальное магнитное поле с индукцией 0.17 Тл, коэффициент электропроводности равен 5 См/м. Струя, как поток массы, несет с собой импульс и энергию. В данном контексте интерес представляет не сама энергия, а её поток. Общее представление о течении энергии было введено Н.А. Умовым, а применительно к электромагнитной энергии – Пойнтингом [1]. Им был введён так называемый «вектор Пойнтинга»: $\mathbf{S} = \frac{c}{4\pi} [\mathbf{E} \times \mathbf{H}]$. В рассматриваемой постановке электромагнитное поле \mathbf{E} , \mathbf{H} статическое, то есть не меняется во времени. Следовательно, поток электромагнитной энергии существует во всех точках, где векторы \mathbf{E} и \mathbf{H} не коллинеарны. Распределение вектора \mathbf{S} в кольцевом зазоре показано на рис. 1.

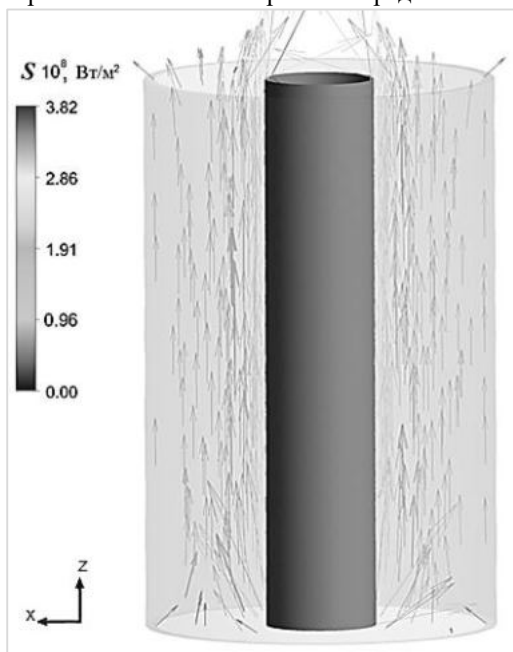


Рис. 1. Распределение вектора Пойнтинга в кольцевом зазоре

Именно электромагнитная энергия переходит в механическую. Таким образом, возникает секундный импульс струи (плотность потока импульса), который, очевидно, один и тот же при одном значении S , хотя и различных значениях E и H . Это обстоятельство иллюстрирует рис. 2, на котором сравниваются профили скорости для двух вариантов значений E и H . Напряжённость магнитного поля H связана с индукцией магнитного поля B : $B = \mu_0 H$, где μ_0 – магнитная проницаемость среды.

По горизонтальной оси отложена относительная поперечная координата, а по вертикальной – относительная скорость. Левый рисунок соответствует значениям $1/2E - 2B$, а правый $2E - 1/2B$, которые обеспечивают одно и то же значение S . Моделирование проводилось с помощью гидродинамического модуля ANSYS.CFX.

Видно «совпадение» профилей в выбранных переменных, что позволяет говорить о том, что рассматриваемое струйное течение проводящей жидкости обладает свойством подобия (авомодельно).

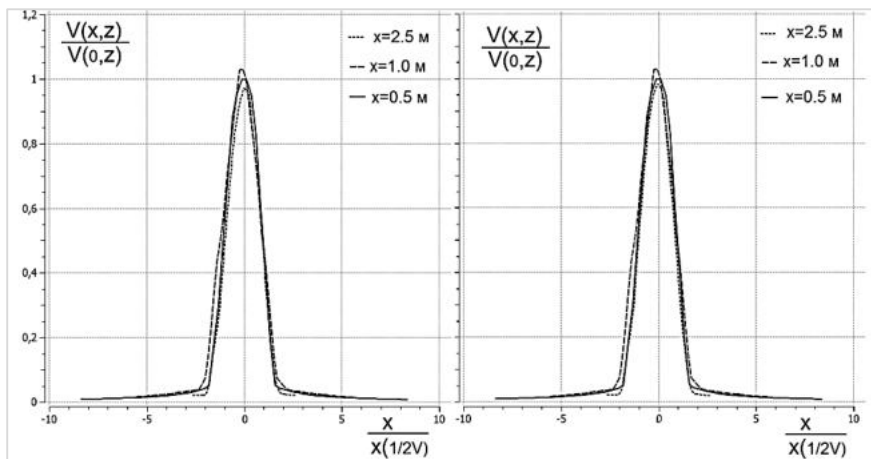


Рис. 2. Профили скорости на различных расстояниях

Литература

1. Пойнтинг Дж.Г. О переносе энергии в электромагнитном поле. В книге: Из предистории радио. Сборник оригинальных статей и материалов. Рытов С.М. (сост.), Изд-во АН СССР, М.-Л.: 1948. 481 с.

ЭФФЕКТИВНЫЙ МНОГОСОПЛОВОЙ ЭЖЕКТОР: ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ

В. М. Мальков^{1,2}, А. В. Емельянова¹, А. А. Дук¹

¹ Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

² НПП «Адвент», Санкт-Петербург

Эжектор (ЭЖ) был изобретен достаточно давно. В настоящее время он не только является частью выхлопной системы аэродинамических труб и испытательных высотных стендов, но и широко используется и в промышленности. Сегодня появился следующий класс задач: применение ЭЖ в составе системы восстановления давления (СВД) для сверхзвуковых химических лазеров, так как они – наиболее вероятные кандидаты для создания мобильных лазерных комплексов (МЛК) мегаваттного уровня мощности. Основное требование к СВД – это уменьшение массогабаритных характеристик, что критически важно для мобильных систем. Разработка эффективного ЭЖ, работающего с меньшим расходом газа, позволяет заметно сократить габариты лазерного модуля, так как ЭЖ с системой хранения и подачи компонентов для газогенератора, питающего ЭЖ, во многом определяет массогабаритные характеристики МЛК [1, 2]. Для аэродинамических труб жестких требований к МГХ систем выхлопа при их разработке не ставилось, но задача уменьшения расхода воздуха, высокого давления, используемого для работы ЭЖ всегда стояла.

ЭЖ – это устройство, в котором полное давление эжектируемого (низконапорного) газа P_{02} увеличивается за счет смешения его с эжектирующим газом, имеющим более высокое полное давление P_{01} . Для улучшения смешения в [3] использовалась подача эжектирующего газа со стенок камеры смешения через большое число малоразмерных сопел. Такая схема ЭЖ позволяет увеличить поверхность смешения потоков, но из-за того, что струи направлены под

углом к центральной оси ЭЖ, происходит потеря импульса вдуваемого газа (значение $p \cdot \epsilon$ получилось низким, около 0,5, p – коэффициент эжекции, ϵ – степень сжатия). В [4] интенсификация смешения осуществлялась за счет использования вихреобразующих элементов на конце центрального сопла. В этом случае получено $p \cdot \epsilon$ гораздо выше (около 2), но часть импульса эжектирующего потока все-таки теряется на завихрителях.

В настоящей работе продолжены численные исследования работы многосоплового эжектора (МЭЖ), предложенного в [5], где вместо одного большого центрального сопла используется несколько среднеразмерных сопел (с тем же общим расходом), расположенных по обечайке камеры смешения. Смешение потоков газов интенсифицируется за счет увеличения самой поверхности смешения. Исследовать работу такого многопараметрического устройства, как МЭЖ исключительно опытным путем на основании измерения полей давления в некоторых сечениях камеры смешения с тем, чтобы разобраться в сути процесса и оптимизировать характеристики ЭЖ, представляется вряд ли возможным. Сегодня результаты трехмерного численного моделирования с учетом вязкости течения позволяют получать реалистичную картину в любом сечении камеры смешения, в любом ракурсе, благодаря чему легко разобраться в деталях процесса смешения и улучшить работу ЭЖ за счет оптимизации геометрии канала. В настоящем исследовании рассматривается влияние на работу ЭЖ следующих параметров: количество сопел подачи эжектирующего газа, длина камеры смешения, длина горла, степень поджатия канала ЭЖ, угол наклона сопел к оси, угол поворота сопел вбок и расстояние от сопел до оси ЭЖ.

Некоторые результаты: оптимальным количеством сопел подачи эжектирующего газа является 7; сопла, расположенные у стенки камеры смешения и имеющие небольшой наклон к оси ЭЖ, обеспечивают наилучшее смешение потоков; характеристики МЭЖ чувствительны к асимметрии течения потоков: наклонять сопла в сторону не рекомендуется.

Исследования проводились с помощью программного пакета ANSYS (модель турбулентности – SST-модель).

Численная методика верифицировалась по результатам испытаний ЭЖ центральной схемы на лабораторном эжекторном стенде, описанном в [1], и по результатам испытаний ранее разработанных СВД [1,2].

Литература

1. Мальков В.М., Киселев И.А., Шаталов И.В. и др. Система восстановления давления HF/DF лазера большой мощности: опыт реализации // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14. № 4. С. 591–607.
2. Мальков В.М., Киселев И.А., Шаталов И.В. и др. Система восстановления давления химического кислород-йодного лазера на базе активного диффузора // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18. № 3. С.397-411.
3. Аркадов Ю.К. Новые газовые эжекторы и эжекционные процессы. М.: Изд-во физ.-мат. лит-ры, 2001.
4. Соболев А.В., Запрягаев В.И., Мальков В.М. Применение насадок, шевронов и табов для улучшения расходных характеристик газовых эжекторов // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14. № 2.
5. Мальков В.М., Киселев И.А., Шаталов И.В., Дук А.А., Емельянова А.В. Эжекторы для системы восстановления давления сверхзвуковых химических лазеров // Теплофизика и аэромеханика. 2017. Т. 24. № 3. С. 445–461.

АНАЛИЗ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ДЛЯ МОДЕЛИ СТОКСА-ДАРСИ

Р. Ф. Марданов, В. Ф. Шарафутдинов, Ш. Х. Зарипов

Казанский федеральный университет

Задачи расчета тепло- и массопереноса через межфазовую границу при взаимодействии потоков в однородных и пористых средах широко встречаются при математическом моделировании различных природных явлений и промышленных процессов. Для решения подобных задач существует два основных подхода: микроскопический и макроскопический. В микроскопическом подходе рассматривается единая область течения, состоящая из однородной области и межпорового пространства пористой области, в которой решаются уравнения течения вязкой жидкости. Даже в рамках упрощенной модели Стокса решение подобной задачи очень трудоемко в вычислительном плане. Так как в большинстве приложений требуется определить интегральные характеристики потоков, такие как расход, сила сопротивления, без необходимости построения детальной картины течения в межпоровой области, большое распространение получил макроскопический подход, в котором в пористой области вводится течение фиктивной жидкости, заполняющее всю пористую область и называемое фильтрационным течением. В настоящей работе рассмотрена одна из наиболее простых моделей фильтрационного течения: модель Дарси.

Течения в однородных областях с пористыми включениями в рамках макроскопического подхода описываются комбинацией модели Стокса в однородной области и модели Дарси. Модель Стокса-Дарси течения должна быть дополнена тремя граничными условиями на межфазовой границе, которые будем называть внутренними граничными условиями (ВГУ). Первое ВГУ, условие равенства нормальных компонент векторов скорости, имеет очевидный физический смысл: сохранение объема жидкости при переходе через межфазовую границу. Второе ВГУ устанавливает эмпирическую связь между касательными компонентами скорости. Во многих работах в его качестве используется условие Биверса-Джозефа [1] или его упрощение – условие Саффмана [2]. В настоящей работе использовано модифицированное условие из работы [3]. Третье ВГУ в работах различных авторов оно встречается в двух формах. Предполагается равенство давлений на границе в однородном и фильтрационном потоках или непрерывность при переходе через границу проекции на нормаль вектора напряжений площадке, параллельной межфазовой границе. Отметим, что во втором случае давление при переходе через границу испытывает скачок.

В настоящей работе для исследования применимости двух упомянутых форм третьего ВГУ модели Стокса-Дарси решена задача об обтекании пористого кругового цилиндра в периодической ячейке Кувабара с использованием макроскопического и микроскопического подходов. В первом случае решение удается построить аналитически [4]. Во втором случае решение получено численно с использованием метода граничных элементов [3, 4]. Построены распределения давления вдоль горизонтальной оси симметрии периодической ячейки и вычислены величины градиента давления в пористой области. Результаты, полученные по модели Стокса-Дарси, сопоставлены с численными результатами микроскопической модели Стокса. Показано, что погрешности макроскопической модели при использовании в качестве третьего ВГУ условия равенства давлений на порядок меньше, чем в случае использования условия непрерывности нормальной проекции вектора напряжений.

Работа выполнена за счет средств Программы стратегического академического лидерства Казанского (Приволжского) федерального университета («ПРИОРИТЕТ-2030»).

Литература

1. Beavers G.S., Joseph D.D. Boundary conditions at a naturally permeable wall // Journal of Fluid Mechanics. 1967. Vol. 30. Pp. 197–207.

2. Saffman P.G. On the boundary condition at the surface of a porous medium // *Studies in Applied Mathematics*. 1971. Vol. 50. Issue 2. Pp. 93–101.

3. Mardanov R.F., Sharafutdinov V.F., Zaripov S.K. Modified formulation of the interfacial boundary condition for the coupled Stokes-Darcy problem // *Theor. Comput. Fluid Dyn.* 2021. Vol. 35. Issue 4. Pp. 449–476.

4. Mardanov R.F., Dunnett S., Zaripov S.K. Modeling of fluid flow in periodic cell with porous cylinder using a boundary element method // *Engineering Analysis with Boundary Elements*. 2016. Vol. 68. Pp. 54–62.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Е. Ю. Марчуков, А. И. Тарасов, Е. А. Рыков
ОКБ им. А. Люльки, филиал ПАО «ОДК-УМПО»

ОКБ им. А. Люльки приступило к этапу доводки принципиально новых пульсирующих детонационных двигателей. В настоящее время выполняются отработка архитектуры и создание законов управления для системы автоматического управления. Данные работы ведутся в рамках программы АО «ОДК» «Применение пульсирующих детонационных технологий при разработке двигательных установок различного назначения». Внедрение пульсирующих детонационных технологий позволяет качественно улучшить высотно-скоростные, массово-габаритные, экономические и эксплуатационные характеристики двигателей.

За последние годы проведено более 300 стендовых испытаний двигателей-демонстраторов. В ходе испытаний проводились исследования выходных устройств с газодинамическими резонаторами различных конфигураций и типоразмеров в широком диапазоне температур и давлений на входе в двигатель, соответствующим числам Маха от 0 до 4. Испытания проводились на чистом «холодном» и «горячем» воздухе (до 750 К), а также на продуктах сгорания керосино-воздушной смеси с различными коэффициентами избытка воздуха.

Объемы полученных результатов позволяют оценить области возможного применения ПудД и подтверждают готовность приступить к проектированию двигателей для перспективных БПЛА и ракет различного целевого назначения и базирования, а также рассмотреть возможность применения данной технологии для модернизации ныне существующих двигательных установок для улучшения их удельных параметров и высотно-скоростных характеристик.

В докладе представлен анализ экспериментальных данных и основанные на нем высотно-скоростные характеристики. Также представлены способы управления рабочим процессом в пульсирующем детонационном двигателе.

В зависимости от конфигурации и размерности двигателя и параметров рабочего тела, экспериментально получен уровень тяг в диапазоне от 5 до 1600 кгс.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ КАВИТАЦИОННЫХ ТЕЧЕНИЙ НА ОСНОВЕ РАВНОВЕСНОГО ОПИСАНИЯ ИСПАРЕНИЯ ЖИДКОСТИ С УЧЁТОМ ВЛИЯНИЯ ДЕГАЗАЦИИ

А. В. Махнов^{1,2}, Д. К. Зайцев², А. А. Шмидт¹

¹ *Физико-технический институт имени А. Ф. Иоффе Российской академии наук*

² *Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого*

Нестационарные отрывные течения жидкостей в каналах с внезапным сужением или расширением или, например, вблизи передних кромок продольно обтекаемых тел (таких, как

клин, подводное крыло или лопатка гидротурбины) создают благоприятные условия для образования присоединённых к поверхности тела кавитационных полостей вследствие локального понижения давления. Описание данного явления, получившего название гидродинамической кавитации, представлено в классических монографиях К.Э. Бреннена [1] и Ж.-П. Франка [2]. В работах [3, 4] исследовалась гидродинамическая кавитация на телах осесимметричной формы и на лопастях винтов. Обобщающий обзор известных механизмов и типов гидродинамической кавитации можно найти, например, в книге В.В. Рождественского [5].

Важно отметить, что в реальных кавитационных течениях, которые наблюдаются на практике, присоединённые к твёрдым стенкам кавитационные полости, как правило, не просто образуются и сохраняют стационарную форму, а увеличиваются и становятся нестационарными, что приводит, в зависимости от условий, или к периодическому, или к хаотическому процессу срыва кавитационных облаков [6, 7]. Понимание механизмов, управляющих этим сложным нестационарным явлением, в последние годы стало целью для многих экспериментальных и численных исследований, в большинстве из которых, однако, рассматривается только кавитация в воде (см. [8, 9]) и, таким образом, вопрос о влиянии таких факторов, как повышенная растворимость газов в жидкости и дегазация, остаётся в значительной степени неизученным.

Хорошо известно, что многие жидкости, используемые в различных технических устройствах, например, топлива или масла, могут растворять в себе значительно больше воздуха, чем вода при тех же термодинамических условиях [10, 11]. Так, в работах [12, 13] экспериментально исследовались кавитационные течения в прямоугольном канале с клином для силиконового масла, насыщенного воздухом при нормальном атмосферном давлении. Результаты измерений давления жидкости позволили авторам предположить, что область кавитации, протянутая вдоль наклонной стенки за кромкой клина, связана с испарением, а присутствие пузырьковой фазы вблизи противоположной стенки связано со вторичным рециркуляционным течением, в которое вовлекается газ, выделяющийся за счёт дегазации при низком давлении и не растворяющийся при попадании обратно в условия высокого давления (не успевающий раствориться за время наблюдения).

Насколько известно авторам настоящей работы, на данный момент проведено и опубликовано в литературе крайне мало исследований гидродинамической кавитации, в которых анализируются не только механизмы возникновения и развития кавитации в форме паровых полостей, но и влияние, оказываемое на эти процессы растворённым в жидкости газом и его выделением в полости (дегазацией), приводящим к образованию парогазовых полостей. Кроме того, в тех немногих работах, в которых данному аспекту уделяется внимание, исследуется диффузия растворённого газа в стационарном потоке жидкости (например, [14], а также вышеотмеченные работы [12, 13]).

В настоящем докладе представлена модель, позволяющая учесть влияние дегазации в рамках численных исследований нестационарных кавитационных течений, а также основные результаты, полученные при тестировании разработанной модели. Для всех расчётов и для реализации модели был использован открытый программный комплекс OpenFOAM.

Литература

1. Brennen C. E. *Fundamentals of Multiphase Flows*. Cambridge University Press: Cambridge, England, 2005.
2. Franc J.P., Michel J.M. *Fundamentals of Cavitation*. Kluwer Academic Publishers: Dordrecht, The Netherlands, 2006.
3. Arakeri V.H. Viscous effects on the position of cavitation separation from smooth bodies // *J. Fluid Mech.* 1975. Vol. 68. Pp. 779-799.
4. Franc J.P., Michel J.M. Attached cavitation and the boundary layer: Experimental investigation and numerical treatment // *J. Fluid Mech.* 1985. Vol. 154. Pp. 63-90.
5. Рождественский В.В. *Кавитация*. Л.: Судостроение, 1977. 247 с.

6. Kawakami D.T., Qin Q., Arndt R.E.A. Water quality and the periodicity of sheet/cloud cavitation. 2005 ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting and Exhibition, Houston, TX, USA, 2005.
7. Pelz P.F., Keil T., Groß T.F. The transition from sheet to cloud cavitation // J. Fluid Mech. 2017. Vol. 817. Pp. 439-454.
8. Sou A., Hosokawa S., Tomiyama A. Effects of cavitation in a nozzle on liquid jet atomization // Int. J. Heat Mass Transfer. 2007. Vol. 50. Pp. 3575-3582.
9. Bhatt A., Ganesh H., Ceccio S. Cavitating flow behind a backward facing step // Int. J. Multiph. Flow. 2021. Vol. 139. Paper No. 103584.
10. Ding C., Fan Y. Measurement of diffusion coefficients of air in silicone oil and in hydraulic oil // Chin. J. Chem. Eng. 2011. Vol. 19. Pp. 205–211.
11. Li B., Gu Y., Chen M. An experimental study on the cavitation of water with dissolved gases // Exp. Fluids. 2017. Vol. 58. P. 164.
12. Croci K.; Ravelet F.; Robinet J. C., Danlos A. Experimental Study of Cavitation in Laminar Flow // In Proceedings of the 10th International Symposium on Cavitation (CAV2018), Baltimore, MD, USA, 14-16 May 2018; doi:10.1115/1.861851_ch80.
13. Croci K., Ravelet F., Danlos A., Robinet J.C., Barast L. Attached cavitation in laminar separations within a transition to unsteadiness // Phys. Fluids. 2019. Vol. 31. Paper No. 063605.
14. Groß T.F., Pelz P.F. Diffusion-driven nucleation from surface nuclei in hydrodynamic cavitation // J. Fluid Mech. 2017. Vol. 830. Pp. 138-164.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕЙСТВИЯ СФЕРИЧЕСКОГО ВЗРЫВА С ПОМОЩЬЮ КОНИЧЕСКОЙ УДАРНОЙ ТРУБЫ

С. П. Медведев, А. Н. Иванцов, Э. К. Андержанов, А. М. Тереза, С. В. Хомик
*Федеральный исследовательский центр химической физики им. Н. Н. Семенова
Российской академии наук*

В результате нарушения рабочего процесса или при внешнем механическом воздействии может произойти аварийный разрыв оболочки сосуда высокого давления (СВД). При этом персонал и окружающие объекты подвергаются воздействию ударных волн (УВ) и высокоскоростных фрагментов оболочки. Актуальной проблемой для разработки как средств защиты от взрыва, так и расчетных моделей является создание экспериментальных методик, воспроизводящих аварийную ситуацию в контролируемых лабораторных условиях. В [1, 2] продемонстрирована эффективность конической ударной трубы (КУТ) для воспроизведения ударной волны, формирующейся при разрыве сферического СВД. В КУТ, как правило, используются мембраны из металлической фольги, при разрыве которых могут образовываться летящие фрагменты (осколки). Целью работы является экспериментальное моделирование с помощью КУТ фугасного и осколочного действия при разрыве сферического СВД.

Эксперименты проведены в вертикально расположенной конической ударной трубе КУТ-38 с углом раствора 38° [1,2]. Камера высокого давления КУТ заполнялась толкающим газом – азотом или гелием. Разрывные мембраны изготавливались из медной или алюминиевой фольги толщиной от 0,1 мм до 0,3 мм. Давление разрыва варьировалось между 0,67 МПа и 2,3 МПа. От предварительной обработки (отжига) зависел результат разрыва мембраны – с образованием вылетающего фрагмента или без него. Параметры ударных волн определялись с помощью пьезоэлектрических датчиков давления. Процесс вылета фрагментов мембраны регистрировался с помощью высокоскоростной видеокамеры Mikrotron-1362.

Для анализа влияния типа раскрытия мембраны, а также свойств толкающего газа (азота или гелия) измеряемые величины избыточного давления на фронте и импульса фазы сжатия

УВ представлялись в безразмерных координатах [1]. Анализ полученных экспериментальных зависимостей показывает следующее:

- 1) избыточное давление на фронте УВ при разрыве мембраны без образования фрагмента выше, чем с фрагментом, в 1,3-2 раза для гелия и в 1.2-1.6 раза для азота;
- 2) при разрыве без фрагмента в случае использования гелия экспериментальные данные по давлению близки к кривой для заряда ТНТ. Иная картина возникает при разлёте азота. Измеряемые величины оказываются в 2-2,5 раза ниже данных для ТНТ;
- 3) измеренные величины импульса фазы сжатия УВ во всех случаях соответствуют данным для ТНТ, независимо от типа разрыва и сорта толкающего газа.

Результаты измерений скорости вылетающих фрагментов, представленные в безразмерных координатах, сравнивались с литературными данными по разлету оболочки сферических СВД. Получено хорошее соответствие для гелия в качестве толкающего газа. Выявленные в экспериментах в КУТ особенности могут использоваться для прогнозирования фугасного и осколочного действия при разрыве СВД. Представление параметров УВ в безразмерных координатах полезно для оценки возможности моделирования фугасного действия взрыва СВД по величине тротилового эквивалента.

Литература

1. Гельфанд Б.Е., Медведев С.П., Поленов А.Н., Хомик С.В. Параметры волн давления при неидеальных взрывах // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1997. № 5. С. 144-161.
2. Медведев С.П., Иванцов А.Н., Михайлин А.И., Сильников М.В., Тереза А.М., Хомик С.В. Особенности течения в конической ударной трубе // Хим. физика. 2020. Т. 39. № 8. С. 3–8.

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ВЗРЫВЧАТОГО ВЕЩЕСТВА ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ С ТВЕРДЫМИ ЧАСТИЦАМИ

В. Ю. Мелешко, Г. Я. Павловец, В. Л. Златкина

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Способ выжигания разрывных зарядов взрывчатых веществ из корпусов снарядов на сегодняшний день является недостаточно отработанным, так как стабильное послонное горение в плоскости, перпендикулярной продольной оси заряда ВВ, на практике не реализуется в силу специфических свойств неплавких ВВ на основе гексогена и октогена.

Способ может быть реализован выжиганием заряда ВВ из вертикально установленного снаряда путем инициирования послонного горения ВВ со стороны его свободной поверхности, путем воздействия на эту поверхность нагретым до высокой температуры поджигающим телом, в качестве которого используют нагретый псевдооживленный текучий зернистый материал, например, песок (рис. 1).

При этом схема взаимодействия сферической частицы с поверхностью горения ВВ в режиме импульсного теплового ножа представлена на рис. 2.

Скорость проникания теплового ножа в κ -фазу в режиме проплавления может быть описана уравнением:

$$u = \sqrt[4]{\left(\frac{a}{L} \frac{(T_0 - T_\infty)^2}{A(T_0 - T_\infty)}\right)^3 \frac{F}{2\mu(T_0)} I}, \quad (1)$$

где a – температуропроводность ВВ; L – граница области контакта ножа; T_0 – температура передней кромки ножа; A – постоянная в зависимости вязкости расплава от температуры $\mu = \exp(A/T)$; T_∞ – начальная температура κ -фазы; μ – вязкость расплава как ньютоновской жидкости в функции температуры ножа; I – интеграл, определяющий форму ножа, при этом для ножа в виде полусферы $I = 1/3$; F – сила прижима ножа к κ -фазе.

Для рассматриваемого случая ударного взаимодействия нагретой сферической частицы, имеющей ограниченный запас тепла, с κ -фазой (рис. 2), уравнение (1) должно быть

дополнено: 1) зависимостью для снижения температуры сферической частицы со временем: $T_0 = T_{00}(t)$; 2) зависимостью снижения силы прижима F от времени и длины пути в κ -фазе.

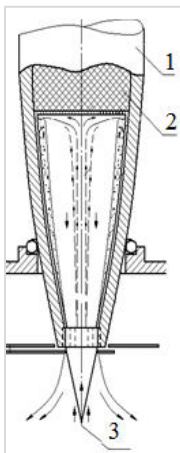


Рис.1. Схема выжигания:
1 – снаряд; 2 – заряд ВВ;
3 – подача зернистого материала

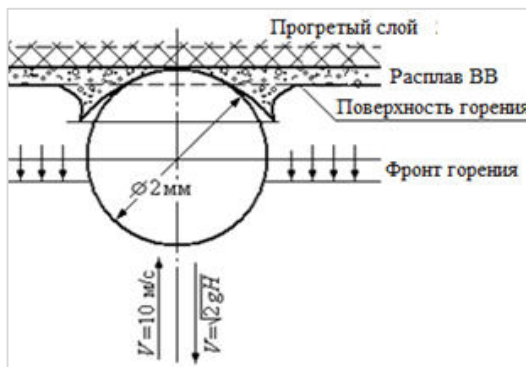


Рис. 2. Расчетная схема взаимодействия сферической частицы с поверхностью горения ВВ в режиме импульсного теплового ножа

Снижение температуры частицы вследствие теплоотдачи в κ -фазу с образованием расплавленной пленки в первом приближении записывается следующим образом:

$$-\frac{\rho_s c_{ps} d}{6\alpha} \frac{dT_0}{dt} = (T_0 - T_{\infty}), \quad (2)$$

где ρ_s , c_{ps} – плотность и удельная теплоемкость сферической частицы; α – коэффициент теплопередачи от частицы к κ -фазе.

Учитывая малую скорость обтекания сферы расплавленным материалом, значение числа Нуссельта обычно принимают следующим: $Nu = \alpha \cdot d / \lambda = 2$. Здесь λ – теплопроводность расплавленного материала ВВ (у гексогена $\lambda = 2,786/10^{-3} \text{ Дж}/(\text{см} \cdot \text{с} \cdot \text{К})$). С учетом такой замены уравнение (2) будет иметь вид

$$-\frac{\rho_s c_{ps} d^2}{12\lambda} \frac{dT_0}{dt} = (T_0 - T_{\infty}) \quad (3)$$

Решение этого уравнение после разделения переменных при граничных условиях ($t=0$, $T_0=T_{00}$; $t=t_k$ $T_0=T_{\infty}$) получено в виде

$$\ln \frac{(T_0 - T_{\infty})}{(T_{00} - T_{\infty})} = -\frac{12\lambda}{\rho_s c_{ps} d^2} t$$

и $\tau_T = \frac{\rho_s c_{ps} d^2}{12\lambda}$ – время тепловой релаксации сферической частицы.

Таким образом, динамика температуры остывающей сферы в окружении расплава гексогена будет следующей:

$$T_0(t) = T_{\infty} + (T_{00} - T_{\infty}) \exp\left(-\frac{t}{\tau_T}\right). \quad (4)$$

Для случая $\rho_s = 2,5 \text{ г/см}^3$, $c_{ps} = 1,00 \text{ Дж}/(\text{г} \cdot \text{К})$, $d = 0,2 \text{ см}$ и $\lambda = 1,67 \text{ Вт}/(\text{см} \cdot \text{К})$ было получено получили время тепловой релаксации $\tau_T = 0,00349 \text{ с}$; температура сферы сравняется с температурой расплава или теплового слоя через примерно $4\tau_T = 0,014 \text{ с}$.

С одной стороны, сила прижима F в (1) будет прямо пропорциональной квадрату скорости импульсного ножа по баллистической зависимости. С другой стороны, скорость движения импульсного ножа определяется силой прижима. Для определения глубины проплавления с использованием (1) также требуется зависимость вязкости расплава от температуры.

Для предложенной схемы процесса рассчитаны: скорость проникания теплового ножа в κ -фазу в режиме проплавления с учетом зависимости снижения температуры сферической частицы со временем и зависимости снижения силы прижима частицы от времени и длины пути в κ -фазе; снижение температуры частицы вследствие теплоотдачи в κ -фазу с образованием расплавленной пленки; динамика изменения температуры остывающей сферы в окружении расплава ВВ. Получено расчетное время движения частицы в κ -фазе, которое больше времени остывания частицы, что обуславливает передачу избыточного тепла, затрачиваемого на повышение скорости горения посредством прироста температуры прогреваемого слоя.

Оценена возможность увеличения степени газификации ВВ за счет увеличения площади горения в результате образования эродированной ячеистой поверхности под воздействием ударов частиц, что происходит в результате осушения и зачистки вспененного слоя (расплава ВВ), отрыва вспененного материала, обволакивания твердых частиц расплавленным материалом и дожигания в объеме полости снаряда при движении твердой частицы вниз под действием силы тяжести.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Р. А. Мелузов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Развитие технологии изготовления двигателей в сочетании с использованием методов математического моделирования позволили целому ряду предприятий подойти к полномасштабному производству малоразмерных двигателей.

Применение традиционных технологий при изготовлении малоразмерных газотурбинных двигателей является неоправданным, так как при уменьшении габаритов двигателя технологические особенности сборки его составных частей оказывают существенное влияние на физические процессы, протекающие внутри двигателя [1].

Одним из важных узлов авиационного двигателя является камера сгорания, которая способствует преобразованию химической энергии топлива в тепловую. Организация высокоэффективного и устойчивого процесса горения керосина в потоке сжатого воздуха в условиях малого объема и времени пребывания топливно-воздушной смеси в жаровой трубе является сложной технической задачей.

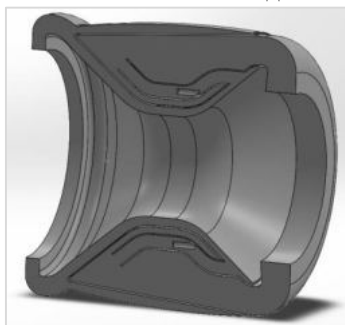


Рис. 1. Разрез исходной геометрической модели

В представленной работе рассматриваются семь исполнений камер сгорания, предназначенных для установки на микрогазотурбинный газогенератор, адаптированных под производство с использованием аддитивных технологий [2–3]. Работа над данными камерами велась при участии в студенческом конструкторском бюро «Разработка авиационных двигателей» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова на базе базовой кафедры АО «ОДК-Климов». Разрез исходной геометрической модели исследуемой камеры сгорания представлен на рис. 1. Камера оснащена испарительной системой подачи топлива, которая представлена в виде испарительных трубок. Моделирование выполнялось в пакете программ ANSYS Fluent.

Целью данной работы является численное моделирование процесса горения на двух режимах работы двигателя: максимальная тяга и малый газ, анализ распределения параметров

потока в камере сгорания энергоустановки, а также оценка влияния теплового воздействия топливно-воздушной смеси на внутренний контур жаровой трубы.

Результаты моделирования показали, что камеры сгорания, адаптированные под аддитивные технологии, обеспечивают необходимые параметры для горения топлива, но все геометрические модели испытывают значительную тепловую нагрузку и требуют доработки.

Перспективы работы связаны с процессом оптимизации геометрии и созданием усовершенствованной камеры, которая в последствии может быть установлена на испытательный стенд для дальнейшей студенческой, практической, научно-исследовательской работы.

Литература

1. Побелянский А.В., Левихин А.А. Исследование возможностей аддитивных технологий при создании элементов двигательных установок / В сб.: Аддитивные технологии: настоящее и будущее. Сборник докладов VI Международной конференции. Москва, 2020. С. 19–36.

2. Дмитриев Д.К., Побелянский А.В. Модульная малоразмерная газотурбинная энергетическая установка весом 200 гр. // «Молодежь. Техника. Космос: труды XI Общероссийской молодежной науч.-техн. конф.». Том 1. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т. 2019. С. 146–149.

3. Мелузов Р.А., Дмитриев Д.К. Численное моделирование внутрикамерных процессов микроразмерного газотурбинного двигателя // «Молодежь. Техника. Космос: труды XIII Общероссийской молодежной науч.-техн. конф.». Том 1. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2019. С. 219–225.

ПОСТРОЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКИХ ЛУЧЕЙ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ СРЕДЫ, ГЕНЕРИРУЕМЫХ ПРИ ПОЛЕТЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

П. А. Мищенко, Т. А. Гимон

*Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук*

Одним из ограничений, определяющим право на эксплуатацию сверхзвуковых пассажирских самолетов и их рыночную конкурентоспособность, является необходимость обеспечения приемлемого уровня звукового удара при полете летательного аппарата со сверхзвуковой скоростью [1]. Точное построение характеристических лучей, вдоль которых происходит распространение возмущений в стратифицированной атмосфере, является ключевой задачей при моделировании волн звукового удара, генерируемых сверхзвуковым летательным аппаратом.

На распространение возмущений в атмосфере влияет её стратификация, диссипативные и дисперсионные эффекты [2]. С удалением от источника возникновения возмущения параметров среды захватывают все большую площадь, а присутствие ветра искривляет траекторию их распространения, что оказывает влияние на интенсивность возмущений параметров среды в конечной точке распространения.

Если N - единичный вектор нормали к фронту волны возмущений, V_0 – скорость ветра, c_0 – скорость звука невозмущенной среды, характеристический луч R определяется из следующих выражений [3]:

$$dR/dt = c_0 N + V_0, \quad dN/dt = (I - N \times N) \nabla (c_0 - V_0 \cdot N).$$

Рассматривался случай движения летательного аппарата при числе Маха, равном 1,6. Использовались данные стратифицированной атмосферы с двухкомпонентным ветром [4] (рис. 1).

Было проведено исследование характера искривления характеристических лучей при введении азимутального угла phi , определяющего направление начального наклона лучей. Были определены значения углов отсечки – максимальных значений угла phi , при которых возможно построение характеристических лучей до поверхности земли. Полученные результаты имеют хорошее согласование с работами других авторов [5].

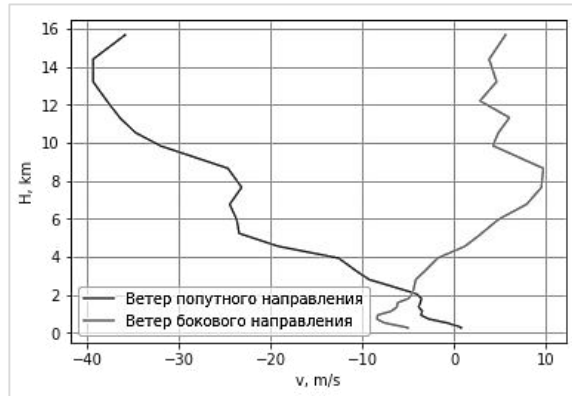


Рис. 1. Распределения по высоте компонент скорости ветра

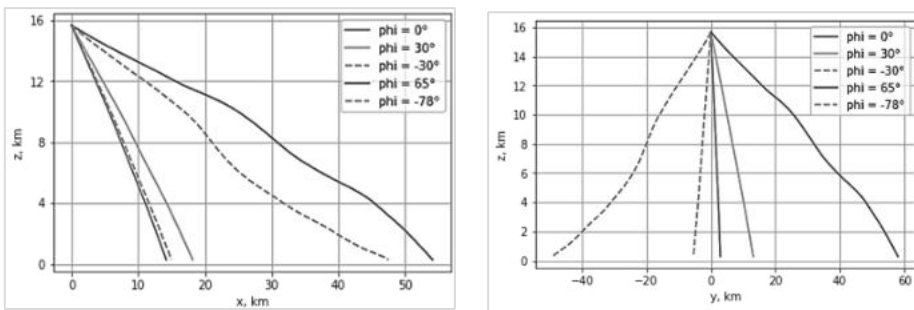


Рис. 2. Характеристические лучи при различных углах ϕ

Литература

1. Чернышев С.Л. Звуковой удар. М.: Наука, 2011.
2. Pierce A.D. Acoustics: an introduction to its physical principles and applications. Springer, 2019.
3. Thomas C.L. Extrapolation of Wind-Tunnel Sonic Boom Signatures Without // Third Conference on Sonic Boom Research. Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space Administration, 1971. Vol. 255. P. 205.
4. Park M. A., Lee-Rausch E. M. (ed.). Introduction to the Special Section on the Third AIAA Sonic Boom Prediction Workshop // Journal of Aircraft. 2022. Vol. 59. Issue 3. Pp. 547-548.
5. Kanamori M., Naka Y., Makino Y. Far-field Waveform Prediction by JAXA. Jan. 5, 2020 at SciTech Forum 2020, Orlando, Florida.

УСТОЙЧИВОСТЬ И ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА СОПЛЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

С. О. Морозов, А. Н. Шиплюк

*Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук*

Экспериментальные исследования ламинарно-турбулентного перехода в аэродинамических трубах необходимы для понимания физики процесса и валидации теоретических или численных

моделей. Для исследования перехода поток, создаваемый в аэродинамической трубе, должен не только быть равномерным, но и обладать низким уровнем пульсаций, что соответствует полету в атмосфере. На данный момент в мире существуют аэродинамические трубы с низким уровнем пульсаций для исследований при до- и сверхзвуковых скоростях потока. В сверхзвуковых аэродинамических трубах большое влияние на создаваемые пульсации оказывает турбулентный пограничный слой на поверхности сопел. Поэтому сопла для малозумных аэродинамических труб необходимо создавать так, чтобы на их поверхности пограничный слой оставался ламинарным. Положение перехода пограничного слоя в сопле зависит от числа Рейнольдса, поэтому существующие малозумные аэродинамические трубы работают при умеренных числах Рейнольдса, что не позволяет в большинстве случаев наблюдать естественный переход пограничного слоя на поверхности исследуемого объекта. При низком уровне начальных возмущений потока на входе в сопло и малой шероховатости поверхности сопла ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя происходит из-за экспоненциального нарастания изначально малых собственных возмущений. Для пограничного слоя на поверхности сопел характерны неустойчивые возмущения первой и второй мод Мэка и вихри Гёртлера. Положение перехода зависит от скорости нарастания возмущений и их начальных амплитуд. Поэтому для создания сопла для малозумной аэродинамической трубы необходимо не только уменьшать пульсации потока в дозвуковой части сопла и шероховатость поверхности, но и уменьшать скорости нарастания неустойчивых возмущений. Поэтому необходимо исследовать и создавать методы управления пограничным слоем позволяющие уменьшать скорость роста первой и второй мод Мэка и вихрей Гёртлера и задержать ламинарно-турбулентный переход.

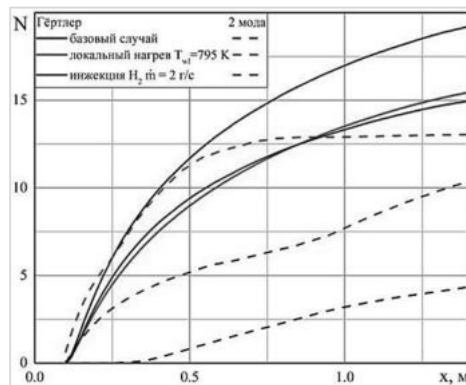


Рис. 1. Зависимость максимального N-фактора роста вихрей Гёртлера и второй моды Мэка от продольной координаты x

В настоящей работе проведено численное исследование устойчивости пограничного слоя на поверхности сопла ($M=6$) для аэродинамической трубы «Транзит-М». Исследовано влияние локального нагрева/охлаждения поверхности сопла и инжекции легкого/тяжелого газа на скорость роста первой и второй мод Мэка и вихрей Гёртлера. Показано, что в пограничном слое на поверхности сопла нарастают вихри Гёртлера, первая и вторая моды Мэка. Вихри Гёртлера в данном случае играют определяющую роль в положении ламинарно-турбулентного перехода. В данной работе впервые в мире показано, что при помощи нагрева поверхности или инжекции лёгкого газа можно значительно уменьшить скорость нарастания вихрей Гёртлера. Скорость нарастания вихрей Гёртлера уменьшается с увеличением температуры поверхности сопла и с увеличением концентрации лёгкого газа в пограничном слое. Эффект стабилизации предположительно происходит из-за уменьшения плотности вблизи поверхности и, как следствие, уменьшения центробежной силы, которая приводит к возникновению вихрей Гёртлера. Однако

увеличение температуры поверхности или концентрацию лёгкого газа приводит к ускорению роста акустических возмущений – второй моды Мэка. Этот эффект обуславливается появлением точки перегиба (дополнительной точки перегиба) в профиле величины ρU_y . Таким образом, для задержки ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя в сопле можно использовать как нагрев поверхности, так и инъекцию лёгкого газа.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 21-19-00393).

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ УРАВНЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА ДВИЖЕНИЯ ДЛЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ

Н. П. Назарова, В. И. Богданов

ООО «ПДТ», Москва

В общей физике [1] уравнение количества движения для двух взаимодействующих твёрдых тел (принимается, что тело m_2 до удара покоится, а после удара тела движутся вместе, а тело m_2 становится присоединённой массой) при абсолютно неупругом ударе изначально принято таким:

$$m_1 w_1 = w_2 (m_1 + m_2) \quad \text{или} \quad w_2 (m_1 + m_2) / w_1 m_1 = 1, \quad (1)$$

то есть в нём не отражены потери на удар.

В прикладной газовой динамике [2], в частности для эжекторного усилителя тяги (ЭУТ), в уравнении количества движения имеется КПД η , учитывающий потери на удар.

В подтверждение уравнения (1) приводится эксперимент [1] с попаданием пули в ящик с песком, подвешенным как маятник, масса которого в 1000 раз больше массы пули. При этом установлено, что КПД процесса равен 0,001. Возникает вопрос, насколько это корректно: эксперимент – единственный, а полученный КПД составляет всего тысячную долю от максимального значения и что было бы с результатами, если ящик заполнить материалом с другим сопротивлением проникновению пули или увеличить её массу.

Выведем уравнение (1), как и в теории ЭУТ [2], из уравнения энергии:

$$w_2^2 (m_1 + m_2) / w_1^2 m_1 = \eta \quad (2)$$

Преобразуем это соотношение для энергий в соотношение для количеств движения:

$$\frac{w_2 (m_1 + m_2)}{w_1 m_1} = \sqrt{\frac{m_1 + m_2}{m_1}} \eta, \quad (3)$$

которое в общем случае не равняется единице, что противоречит уравнению (1). Данное отношение определяется соотношением масс и КПД, соответствует уравнению количества движения для ЭУТ, которое получено таким же образом. Как частный случай (тождество), при определённых значениях m_1 , m_2 и η оно может быть равно единице, то есть увеличение импульса за счет присоединения массы компенсируется снижением КПД, и это будет соответствовать уравнению (1).

Был выполнен ретроспективный анализ взаимосвязи количества движения $m w$ и кинетической энергии $m w^2 / 2$, который показал, что ещё со времён Ньютона не было однозначного отношения к этому. Целесообразно привести здесь отношение к проблеме известных учёных и цитаты из работ [3, 4]:

– Ньютон: «ему была чужда идея сохранения движения; в подтверждение своего взгляда великий учёный приводил удар неупругих тел, полагая, что в этом случае имеет место уничтожение движения»;

– Лейбниц: «считал, что истинной мерой движения является произведение массы на квадрат скорости движения тела, а при столкновении неупругих тел количество движения всегда уменьшается»;

– Паули в первой половине двадцатого века утверждал, что: «следует также ожидать определённой связи между законами сохранения энергии и количества движения и свойствами пространства и времени...» [4].

Как было отмечено выше, Г. Н. Абрамович, автор работы [2], уравнение количества движения получил из уравнения энергии. Таким образом, позиция этих учёных предполагает взаимосвязь уравнения количества движения и уравнения энергии.

Известны многочисленные эксперименты с устройствами, создающими тягу без выброса реактивной массы. Некоторые из устройств называют инерцоидами. Их конструкция, как правило, имеет колеблющуюся массу. Здесь возможно создание импульса, когда появляется неуравновешенная сила из-за разных значений КПД процессов отбрасывания и присоединения одной и той же массы, то есть в устройстве, создаваемом в соответствии с уравнением (3), должна быть жёсткоасимметричная (упругая) асимметрия. Однако работоспособность этих устройств является спорной. Проведенные авторами эксперименты с подобным устройством показали нестабильность и отсутствие четких закономерностей в полученных результатах. Можно полагать, что на результаты экспериментов влияют происходящие, например, при колебаниях ядер атомов эффекты присоединения массы.

ПАО «ОДК-Сатурн» проведены испытания двух конфигураций малоразмерных ГТД с двумя типами сопел. Целью испытаний являлось подтверждение повышенной тяговой эффективности сопла с резонатором – усилителем тяги на 7%, за счет присоединения масс, зафиксированного ранее в расчетном исследовании. Была также проанализирована несходимость результатов расчётных и экспериментальных исследований классического газодинамического резонатора с приростом тяги более 15%. Исследовалась полость резонатора с обратным течением масс газа. Оценивались скорости этого течения для разных резонаторов. Самый низкий уровень скорости отмечен для сопла малоразмерного ГТД, для которого отмечена лучшая сходимость расчета с экспериментом. Установлено, что тенденция увеличения скоростей совпадает с тенденцией увеличения прироста тяги.

Для решения проблемы сходимости изучалась теория высокоскоростного удара, возможность её применения для исследования взаимодействия масс газа со сферической поверхностью. Явления, связанные с высоконестационарным взаимодействием масс газа, встречаются и в кумулятивной струе, которые описываются эмпирическими формулами, полученными, в частности, академиком М. А. Лаврентьевым [5]. При этом отмечается, что проблема решалась на молекулярном уровне.

Учитывая сложность проблемы, предлагается для решения практических задач использовать эмпирический подход, то есть при близких механико-геометрических соотношениях в потоке при наборе статистических данных устанавливать поправочные коэффициенты. Здесь под механико-геометрическими соотношениями в потоке понимаются: размерность сопла, геометрия проточной части, параметры потока в сопле и за соплом.

Литература

1. Китайгородский А.И. Введение в физику. М.: Наука, 1973. 688 с.
2. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 824 с.
3. Гельфер Я.М. Законы сохранения. М.: Наука. 1967. 264 с.
4. Паули В. Современные проблемы физико-химии. М.: 1938. С. 23.
5. Селиванов В.В. Боеприпасы. Т. 1. М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2016. 506с.

СЛАГАЕМЫЕ ВОЛНООБРАЗОВАНИЯ И ДЕТОНАЦИИ В УРАВНЕНИИ НЕРАЗРЫВНОСТИ ЭЙЛЕРА 1752 ГОДА

В. М. Овсянников

Российский университет транспорта (ПУТ-МИИТ)

Академия водного транспорта

Процесс детонации очень чувствителен к повышению давления. Поэтому для расчета возможности детонации должны быть учтены все механизмы образования волн давления. Сравнительно недавно была предложена и апробирована модель расчета возникновения сильного гидроудара за счет членов высокого порядка малости уравнения неразрывности Эйлера. В.А. Бубнов в 1997 г. нашел в магистерской диссертации Н.Е. Жуковского при построении им эллипсоида деформаций вычисление членов второго порядка малости уравнения неразрывности. Вскоре слагаемые второго и третьего порядков малости были обнаружены в выводе уравнения неразрывности в первоначальном варианте классической работы Эйлера *Principia motus fluidorum* [1]. После объединения К. Трусделлом в 1954 г. членов высокого порядка малости в якобианы второго и третьего порядков для несжимаемой жидкости полное уравнение неразрывности получило вид

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} + (t - t_0) \left[\frac{\partial(u,v)}{\partial(x,y)} + \frac{\partial(v,w)}{\partial(y,z)} + \frac{\partial(w,u)}{\partial(z,x)} \right] + (t - t_0)^2 \partial(u, v, w) / \partial(x, y, z) = 0 \quad (1)$$

Здесь u, v, w – компоненты скоростей вдоль координатных осей x, y, z ; $t - t_0$ – интервал времени деформации контрольной фигуры; $\frac{\partial(u,v)}{\partial(x,y)}$ и $\partial(u, v, w) / \partial(x, y, z)$ – якобианы поля скорости второго и третьего порядков, соответственно.

Учет сжимаемости вещества автором этой работы в 2006 г. дал уравнение неразрывности в виде

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} + (t - t_0) \rho \left[\frac{\partial(u, v)}{\partial(x, y)} + \frac{\partial(v, w)}{\partial(y, z)} + \frac{\partial(w, u)}{\partial(z, x)} \right] + (t - t_0)^2 \rho \partial(u, v, w) / \partial(x, y, z) = 0$$

Здесь ρ – плотность. Для менее ответственных задач можно пренебречь членами высокого порядка малости. Для расчета детонации надо учесть все волновые процессы, приводящие к повышению давления. Методом акустической аналогии Лайтхилла 1952-54 гг. автором в 2007 г. было выведено неоднородное волновое уравнение

$$\frac{\partial^2 p}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 p}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 p}{\partial z^2} - \left(\frac{1}{c_0^2} \right) \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} = \rho_0 \left[\frac{\partial(u, v)}{\partial(x, y)} + \frac{\partial(v, w)}{\partial(y, z)} + \frac{\partial(w, u)}{\partial(z, x)} \right] + (t - t_0) \rho_0 \cdot 2 \frac{\partial(u, v, w)}{\partial(x, y, z)}$$

Здесь c_0 – скорость звука, ρ_0 – термодинамическая плотность. В методе Лайтхилла построение оператора Даламбера левой части равенства производится взятием производной по времени от уравнения неразрывности. Поэтому слагаемые с якобианами второго и третьего порядков попадают в правую неоднородную часть волнового уравнения и приводят к генерации волн плотности и давления. Перед якобианами второго порядка нет множителя переменной времени, а перед якобианом третьего порядка имеется время в первой степени. Чем выше степень зависимости от времени, тем круче будет подъем давления в генерируемой волне. В плоских двухмерных движениях отличными от нуля могут быть якобианы второго порядка. Якобиан третьего порядка может быть отличен от нуля только в пространственных, трехмерных движениях. Повышение давления гидравлического удара будет возрастать по степенному закону от времени с показателем степени 3. Если же трехмерность движения сама увеличивается линейно со временем, возрастание давления будет происходить по степенному закону от времени с показателем степени 4. Это опасная для возникновения детонации ситуация.

При расчете возможности детонации необходимо обратить внимание на область движения, где якобианы могут принимать большие значения. Такими могут являться узкие щели с организацией в них возвратного потока. Расчет якобиана второго порядка J для углов щелей в

90°; 60°; 45°; 36° дает быстро возрастающую последовательность $J = -4$, $J = -36r^2$, $J = -144r^4$, $J = -400r^6$. Здесь r – расстояние от центра угла.

Сильное увеличение значений J свидетельствует о росте интенсивности генерируемых периодических волн давления с уменьшением угла раскрытия щели. В ЦАГИ в 1960-х годах был произведен опыт по измерению повышенной температуры в полости, установленной в аэродинамической трубе с температурой торможения 20°C. Также было отмечено, что при разборке стенок аэродинамической трубы, сложенных из досок, в щелях было обнаружено обугливание древесины, что свидетельствует о повышении температуры до значений выше 300°C.

Таким образом, возникновение волн в областях с большим значением якобианов поля скорости является зафиксированным экспериментами и при расчете возможности детонации выведенные Эйлером члены высокого порядка малости уравнения неразрывности должны быть учтены.

Литература

1. Л.Эйлер. Принципы движения жидкостей. Перевод начальных разделов доклада 1752 г. в Берлинской АН / Пер. с латинского Е.В. Ивановой и В.М. Овсянникова. 4-е изд., доп. М.: Издательство «Спутник +», 2020.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПРОБИТИЯ МНОГОСЛОЙНЫХ ПРЕГРАД УДЛИНЕННЫМИ УДАРНИКАМИ

М. Ю. Орлов, В. П. Глазырин, Т. В. Фазылов

Национальный исследовательский Томский государственный университет

В настоящее время актуальной научно-технической проблемой является повышение ударной стойкости защитных конструкций. Одна из главных причин – это постоянное совершенствование средств кинетического воздействия, в том числе за счет использования высокопрочных материалов. Известно, что существующая номенклатура конструкционных материалов давно уже не отвечает растущим требованиям производства, а защитные свойства ряда металлов уже изучены. Функционально-градиентные, полимерные, композиционные, а также армированные различными волокнами материалы могут быть кандидатами на роль материалов для современных защит, в том числе слоистых, слоисто-скрепленных и преград с воздушным зазором между слоями. В данном аспекте численное моделирование является наиболее эффективным инструментом, позволяющим без больших материальных и временных затрат определить наиболее эффективную толщину слоя и способ его скрепления внутри конструкции в зависимости от типа ударника и начальной скорости. В настоящей работе проведено исследование многослойных пластин на предмет их ударной стойкости при действии удлиненных ударников в диапазоне начальных скоростей выше баллистического предела.

Для описания поведения материалов используется упруго-пластическая модель с разрушением. Материал моделируется пористой, сжимаемой средой с учетом свойств прочности и ударно-волновых явлений. Упруго-пластическое поведение материалов описывается уравнениями Прандтля – Рейса при условии текучести Мизеса. Уравнение состояния выбрано в форме Уолша. В процессе деформации допускается появление новых свободных поверхностей, в том числе разделяющих рассматриваемые тела на отдельные фрагменты. Процесс разрушения описывается в рамках детерминированного подхода при использовании одновременно нескольких критериев разрушения.

В качестве основного инструмента исследований используется метод Джонсона, модифицированный для решения задач пробития и проникания. Оригинальность метода заключается в том, что он содержит новый способ выделения поверхностей разрыва сплошности материалов, который не накладывает существенных ограничений на решение динамических много-контактных задач механики деформируемого твердого тела. Расчеты проведены в осе-

симметричной постановке при помощи программного комплекса разработанного на языке программирования C++.

Достоверность результатов численного моделирования установлена путем решения ряда тестовых задач. Результаты численного моделирования сравнивались с результатами, полученными по известным аналитическим формулам (соотношения Ренкина – Гюгонио), экспериментальными данными и результатами численного моделирования, полученными другими авторами при моделировании задач пробития и проникания.

Результаты расчетов получены в виде рассчитанных конфигураций ударника и мишени, графических зависимостей скорости ударника от времени, глубины его проникания и импульса (радиальной и осевой компоненты, соответственно). Качественно оценен уровень пластической деформации слоев и выявлено время начало разрушения носовой части ударника.

This study was supported by the Tomsk State University Development Programme (Priority-2030).

ИЗМЕНЕНИЕ СОСТАВА ПРИРОДНОГО ГАЗА В РЕЖИМЕ ДРОССЕЛИРОВАНИЯ ПРИ ВУФ-ОБЛУЧЕНИИ

В. М. Орловский, В. А. Панарин, А. И. Суслов

Институт сильноточной электроники Сибирского отделения Российской академии наук

Исследуется воздействие Хе₂-эксилампы ($\lambda=172$ нм) на динамику конверсии природного газа, содержащего пары воды в режиме дросселирования [1, 2]. Использовались два типа сопел – кольцевая диафрагма и сопло из набора круглых диафрагм. В опытах использовались следующие сопла: №1. Два отверстия площадью по 1 мм² на диаметре 40,5 мм с суммарной площадью 2 мм². №2 Кольцевая диафрагма диаметром 40,5 мм с суммарной площадью 4,49 мм².

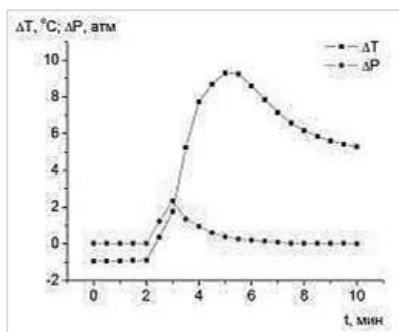


Рис. 1

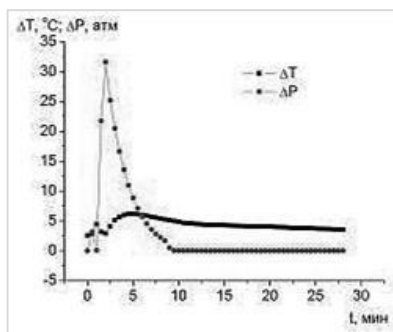


Рис. 2.

На рисунках 1 и 2 представлены данные по динамике изменения температуры давления и расходу газа для различных сопел. Перепад температур составлял 5-9°С, давления 3-50 атм. Расход газа изменялся и фиксировался в пределах 10-80 м³/час. Анализ хроматограм, снятых в различное время, показал, что в опытах с природным газом при облучении газа в режиме дросселирования наблюдалось уменьшение концентрации воды.

На рис. 3 приведены зависимости выхода конденсата от скорости расхода газа для **двухканального сопла** (два отверстия, общая площадь 2 мм²), расположенного после фильтра очистки.

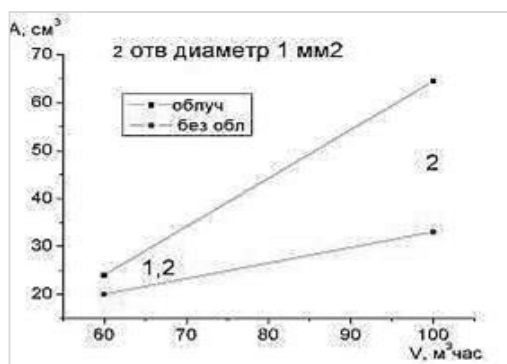


Рис. 3

Имеется тенденция увеличения выхода конденсата при облучении природного газа УФ-излучением. Изменение концентрации паров воды и компонентного состава имеет тенденции, сходные с однокональным соплом. Получено увеличение выхода газового конденсата в 2-3 раза при облучении проточного природного газа жестким УФ-излучением. Отмечено, что в основе выделения конденсата из природного газа лежит эффект стимулированной конденсации под действием внешнего источника (УФ-излучения), генерирующего активные центры: возбужденные частицы, ионы и радикалы. В этом случае происходит неравновесная конденсация, активными центрами которой служат положительные и отрицательные ионы и обеспечивается стимулированная конденсация пара при давлениях существенно ниже насыщенного. На основе предложенного механизма проведены расчеты, показавшие, что энергозатраты на стимулированную конденсацию в десятки и сотни раз меньше затрат на образование одной активной частицы – возбужденной молекулы, радикала или иона. Приводятся результаты опытов по определению содержания воды в струе газа, и показано, что в случае облучения струи газа УФ-излучением концентрация воды в газе при дросселировании уменьшается приблизительно в 1,5 раза. Таким образом, при облучении промышленного газа в режиме дросселирования имеем увеличение выхода конденсата и одновременно уменьшение концентрации H_2O .

Литература

1. Кувшинов В.А., Орловский В.М., Рождественский Е.А. и др. Изменение состава природного газа под действием излучения He_2 – эксилампы // Оптика атмосферы и океана. 2006. № 9. С. 815–818.
2. Алексеев С.Б., Медведев Ю.В., Орловский В.М. и др. Конверсия природного газа под действием УФ излучения // 8-й Петербургский международный форум ТЭК. Сборник материалов. Санкт-Петербург, 8–10 апреля 2008 г.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ СФЕРЫ ГИПЕРЗВУКОВЫМ ВОЗДУШНЫМ ПОТОКОМ

С. А. Павлов, А. Г. Карпенко

Санкт-Петербургский государственный университет

Разработка методов моделирования гиперзвуковых течений является перспективным направлением современной гидроаэромеханики. Дороговизна натурных экспериментов и ограничения наземных установок побуждают активно использовать методы вычислительной гидродинамики. Для вычислительных моделей чрезвычайно важно проведение валидации и верификации расчетов на известных теоретических и экспериментальных данных.

На гиперзвуковых скоростях в силу значительных температур необходимо учитывать происходящие химические реакции, а также становятся неприменимы многие допущения классической газовой динамики, что приводит к использованию более сложных моделей переноса и использованию неравновесных моделей химической кинетики.

Для решения поставленной задачи в данной работе проводится численное моделирование обтекания сферы гиперзвуковым потоком 11-компонентного воздуха с использованием соотношений Блоттнера, Эйкена и Уилки для коэффициентов переноса, модели химической кинетики Парка и уравнения Ландау-Теллера с аппроксимацией скорости V-T релаксации Милликана-Уайта с учетом поправки Парка. Далее производится сравнение с данными эксперимента для разных чисел Маха.

В данном исследовании используется открытая вычислительная платформа OpenFOAM и наработки проекта hyStrath, что представляет собой хорошую альтернативу иностранным коммерческим пакетам, благодаря возможности самостоятельного расширения функционала путем модификации исходного кода.

Литература

1. Casseau V. An open-source CFD solver for planetary entry: PhD thesis. 2017.
2. Lobb R. K. Experimental measurement of shock detachment distance on spheres fired in air at hypervelocities // High Temperature Aspects of Hypersonic Flow. 1964. Pp. 519–527.
3. Mooney K.G., Maric T., Hopken J. The OpenFOAM Technology Primer. 2021.
4. Park C. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions. I – Earth entries // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 1993. Vol. 7. No. 3. Pp. 385-398.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В ГАЗОКАПЕЛЬНОМ ОТРЫВНОМ ПОТОКЕ ЗА ДВУМЕРНЫМ ПРЕПЯТСТВИЕМ

М. А. Пахомов

*Институт теплофизики им. С. С. Кутателадзе
Сибирского отделения Российской академии наук*

Актуальность данной работы объясняется тем, что отрыв двухфазного турбулентного потока и его повторное присоединение часто встречается в различных энергетических устройствах и в природе [1]. Одним из эффективных способов повышения эффективности теплообменного оборудования является использование оребрения стенок канала. Двухфазное течение за двумерным препятствием является одним из часто встречающихся случаев сдвигового потока при обтекании острых кромок тел. Наличие оребрения одной из стенок канала оказывают на заметное влияние на основные характеристики течения, такие как турбулентность, теплообмен и длина зоны рециркуляции. Целью настоящей работы является численное исследование испарения капель на течение, турбулентность и теплоперенос в оребренном канале.

В работе рассмотрена задача о динамике двухфазного газокапельного отрывного турбулентного потока при наличии межфазного теплообмена. При решении используются двумерные RANS уравнения, записанные с учетом обратного влияния частиц на процессы переноса в газе [2]. Для описания динамики течения и тепломассопереноса в газовой и дисперсной фазах используется эйлеров континуальный подход [3]. Турбулентность несущей фазы описывалась с использованием модели переноса компонент рейнольдсовых напряжений [4], записанной с учетом двухфазности потока.

Все расчеты выполнены для смеси воздуха с каплями воды на входе в канал для случая нисходящего движения двухфазного потока. На одной из стенок плоского канала установлено оребрение. В вычислительную область входило два ребра квадратного сечения высотой $h=4$ мм (см. рис. 1). Высота канала $H=40$ мм ($H/h=10$), расстояние между ребрами $p=40$ мм ($p/h=10$).

Среднемассовая скорость газа перед сечением отрыва варьировалась в диапазоне $U_{m1}=5-20$ м/с, а число Рейнольдса для газовой фазы, построенное по среднемассовой скорости газа на входе и высоте канала, $Re_H=HU_{m1}/\nu\approx(0.6-5)\times 10^4$. Начальный средний диаметр капель $d_1=5-50$ мкм и их массовая концентрация $M_{L1}=0-10\%$. На оребренной стенке было задано граничное условие $T_w=\text{const}=373$ К, противоположная гладкая стенка была теплоизолированной.

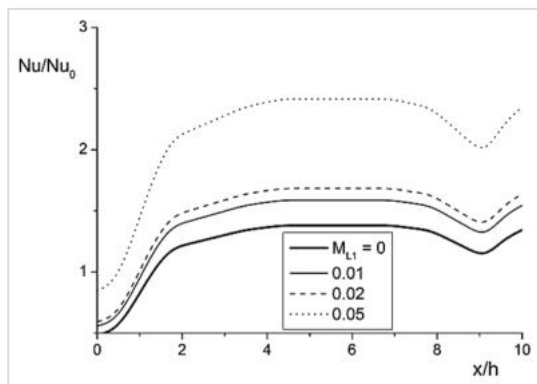


Рис. 1. Влияние на распределения параметра интенсификации теплообмена в оребренном канале начальной массовой концентрации капель. $Re=1,6\times 10^4$, $h/H=0,1$, $p/h=10$, $Nu_0=43,29$.

На первом этапе было проведено сопоставление с данными измерений и расчетов локальной структуры течения и теплообмена для однофазного и двухфазного газодисперсного потоков при наличии установленных двумерных препятствий. Получено удовлетворительное согласие с данными других авторов для одно- и двухфазного режима течения при обтекании двумерного препятствия. Были проведены расчеты локальной структуры, турбулентности и теплопереноса в оребренном плоском канале при испарении капель воды. Влияние начальной массовой концентрации капель на распределения параметра интенсификации теплообмена Nu/Nu_0 по продольной координате показано на рисунке, где Nu_0 – число Нуссельта для однофазного потока в гладком канале. Показано существенное увеличение теплообмена в сравнении с однофазным течением в оребренном канале при добавлении испаряющихся капель воды (до 2,5 раз).

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ (проект № 21-19-00162).

Литература

1. Терехов В.И., Богатко Т.В., Дьяченко А.Ю., Смутьский Я.И., Ярыгина Н.И. Теплообмен в дозвуковых отрывных потоках. Новосибирск: Изд-во Новосиб. гос. техн. ун-та, 2016. 247 с.
2. Pakhomov M.A., Terekhov V.I. Second moment closure modelling of flow, turbulence and heat transfer in droplet-laden mist flow in a vertical pipe with sudden expansion // Int. J. Heat Mass Transfer. 2013. Vol. 66. Pp. 210-222.
3. Зайчик Л.И., Козелев М.В., Першуков В.А. Расчет турбулентных газодисперсных течений в каналах с зонами рециркуляции // Изв. РАН. МЖГ. 1994. № 4. С. 65-75.
4. Fadai-Ghotbi A., Manceau R., Boree J. Revisiting URANS computations of the backward-facing step flow using second moment closures. Influence of the numerics // Flow, Turbulence Combust. 2008. Vol. 81. Pp. 395-410.

ПРИМЕНЕНИЕ СТРУЙНОЙ СИСТЕМЫ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ОБТЕКАНИЕМ КРЫЛА ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

А. В. Петров, Е. А. Пигусов

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)

Применение струйной системы активного управления обтеканием крыла путем тангенциального выдува струи сжатого воздуха на элементы взлетно-посадочной механизации может существенно повысить взлетно-посадочные характеристики перспективных коммерческих самолетов нового поколения. Основными препятствиями для применения струйной системы активного управления обтеканием крыла на транспортных самолетах является выполнение требований норм летной годности, обеспечение умеренных расходов сжатого воздуха для выдува струй и снижение соответствующих потерь тягово-экономических характеристик двигателя. Современные транспортные самолеты оснащаются, как правило, двухдвигательной маршевой силовой установкой, отказ одного из двигателей в которой приводит не только к потере тяги, росту сопротивления, уменьшению скорости и подъемной силы при парировании и балансировке возникающих при отказе двигателя аэродинамических сил и моментов, но и к снижению эффективности струйной системы активного управления обтеканием. Традиционно сжатый воздух для струйной системы активного управления обтеканием крыла отбирается из газодинамического тракта двигателя и через систему трубопроводов подается к соплам для выдува струи на элементы взлетно-посадочной механизации. Современные двухконтурные турбореактивные двигатели разрабатываются с учетом обеспечения выработки при помощи генераторов значительного количества электроэнергии, а не отбора сжатого воздуха от двигателя, что позволяет несколько снизить неблагоприятное влияние отказа двигателя на работоспособность струйной системы.

В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований эффективности применения струйной системы активного управления обтеканием крыла на аэродинамической модели двухдвигательного транспортного самолета в крупномасштабной дозвуковой аэродинамической трубе ЦАГИ. Крыло модели оборудовано щитком Крюгера по передней кромке и одноцелевым поворотным закрылком в сочетании с адаптивным элементом – отклоняемым спойлером, расположенным на верхней поверхности крыла перед закрылком. Секции механизации задней кромки разделяются пилоном двигателя на внутреннюю и внешнюю части. В работе рассмотрено применение струйной системы только на внутренней части взлетно-посадочной механизации крыла. Такое расположение вблизи плоскости симметрии самолета позволяет снизить негативное влияние полного или частичного отказа струйной системы. Таким образом, обслуживаемая струйной системой относительная площадь консоли крыла составляет 30%.

В результате выполненных экспериментальных исследований показано, что применение струйной системы активного управления обтеканием на внутренней части механизированного крыла позволяет обеспечить повышение максимального коэффициента подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки самолета на 8-12%. При этом критический угол атаки увеличивается на 2-3 градуса. Таким образом, применение струйной системы активного управления обтеканием на части механизированной консоли крыла является эффективным средством повышения взлетно-посадочных характеристик перспективного транспортного самолета.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ТЕЧЕНИЯ ПРИ ОБТЕКАНИИ ТЕПЛООВОГО МАНЕКЕНА, ПОМЕЩЕННОГО В ВЕНТИЛИРУЕМОЕ ПОМЕЩЕНИЕ

А. Д. Подмаркова, М. А. Засимова

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

В последнее время становится все более актуальной разработка персонализированных систем вентиляции для обеспечения комфортных условий пребывания человека в помещении. При проектировании вентиляционных систем необходимо учитывать сложную структуру течения внутри вентилируемого помещения, которая определяется взаимодействием вынужденного течения, вызванного подачей воздуха из систем вентиляции, и свободноконвективного течения, возникающего в окрестности тела человека под действием сил плавучести. Для достижения оптимальных параметров микроклимата в вентилируемых помещениях в инженерной практике все чаще используется численное моделирование трехмерных турбулентных течений в вентилируемых помещениях на основе решения стационарных или нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS/URANS подход). При этом оценка точности решений, получаемых на основе полумпирических RANS/URANS подходов, может быть осуществлена как на основе валидации с привлечением данных эталонных экспериментов, так и на основе сопоставления с результатами расчетов на основе вихререзающих подходов.

В докладе представляются результаты расчетов турбулентного течения при обтекании сидящего теплового манекена, помещенного в вентилируемое помещение. Геометрические параметры вентилируемого помещения и манекена соответствует экспериментам, проведенным Р. Nielsen [1, 2]. Согласно условиям эксперимента, поток воздуха при постоянной температуре $20,4^{\circ}\text{C}$ поступает в прямоугольное помещение (высота $H=2,46$ м, длина $L=2,44$ м, ширина $W=1,2$ м) через одну из торцевых границ. Предполагается, что обеспечивается равномерная подача воздуха в помещение по всей поверхности границы. На расстоянии $0,7$ м от входа расположен сидящий тепловой манекен (его высота $h=1,4$ м, ширина $w=0,55$ м). На противоположной входу стенке расположены два одинаковых круглых выходных отверстия (диаметр $d=0,25$ м). Поверхность манекена поддерживается при постоянной температуре $T_w=34^{\circ}\text{C}$, стенки помещения адиабатические.

Рассматриваются различные режимы течения, определяемые значениями скорости подаваемого в помещение потока воздуха: режимы перемешивающей вентиляции, для которых $V_{in}=0,27$ м/с (что соответствует экспериментально определенному расходу) или $V_{in}=0,1$ м/с, а также свободноконвективный режим, в котором $V_{in}=0,01$ и вынужденное течение практически отсутствует. Эффекты плавучести учитывались в приближении Буссинеска. Число Рейнольдса, построенное по ширине манекена и входной скорости, для рассматриваемых режимов варьируется в диапазоне от $0,3 \times 10^3$ до $7,7 \times 10^3$. Число Грасгофа составляет 2×10^4 .

Расчеты проводились в пакете ANSYS Fluent 19.3, обеспечивающем дискретизацию второго порядка точности по времени и пространству. Использовались сетки с полиэдральными элементами общей размерностью от $0,5$ до 7 млн ячеек. Моделирование турбулентного течения осуществлялось как на основе подхода URANS с привлечением стандартной $k-\epsilon$ модели турбулентности, так и на основе вихререзающего метода моделирования крупных вихрей (LES) с привлечением алгебраической подсеточной модели WMLLES S- ω . Использовались ресурсы суперкомпьютерного центра «Политехнический» (196 ядер).

В результате расчетов для различных режимов течения получены данные о локальных характеристиках турбулентного потока, в том числе о локализации и нестационарном поведении отрывных зон. Для режима перемешивающей вентиляции проведено сопоставление расчетных и экспериментальных данных, показавшее достаточно хорошую степень согласия. Для свободноконвективного режима выявлены условия формирования температурной стратификации по высоте помещения. Изучена роль различных механизмов теплопередачи для задач вентиляции с

преобладающим вкладом вынужденной или свободной конвекции. Получены количественные оценки параметров теплового комфорта: интенсивности сквозняка, прогнозируемой средней оценки качества воздушной среды, прогнозируемого процента недовольных температурой среды, прогнозируемого процента недовольных локальной неоднородностью температуры.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации МК-1762.2022.1.1.

Литература

1. Nielsen P.V., Allard F., Awbi H.B., Davidson L., Schälén A. Computational Fluid dynamics in ventilation design. REHVA Guide Book 10: REHVA, 2007.
2. Nilsson H.O., Brohus H., Nielsen P.V. Benchmark tests for a computer simulated person – manikin heat loss for thermal comfort evaluation. Aalborg University, 2007.

БЫСТРОДЕЙСТВУЮЩЕЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ С ВЫСОКИМ РАЗРЕШЕНИЕМ МЕТОДОВ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА НЕФТЯНОЙ ПЛАСТ С ПОМОЩЬЮ 2,5-МЕРНОЙ МОДЕЛИ ФИЛЬТРАЦИИ В ТРУБКАХ ТОКА

К. А. Поташев¹, А. Б. Мазо¹, В. В. Баушин², Р. Р. Ахунов¹

¹ *Институт математики и механики им. Н.И. Лобачевского*

Казанского федерального университета

² *ООО «ИМПЕЛ», г. Казань*

Наиболее надежным способом прогноза результативности методов воздействия на нефтяной пласт является численное решение дифференциальных уравнений теории многофазной фильтрации. В то же время ряд сложных геолого-технических мероприятий, как, например, полимерное заводнение, основан на эффектах мелкомасштабного взаимодействия фильтрующихся фаз и тонкой геологической структуры пласта. Подобные процессы требуют для достоверного численного воспроизведения использования расчетных сеток с пространственным шагом порядка 0,1-1 м по протяжению пласта и 0,1 м по вертикали. При типичных расстояниях между скважинами порядка 100-500 м и высоте пласта 10 м даже локальная трехмерная модель взаимодействия одной пары скважин при таких условиях может содержать порядка 100 млн. расчетных узлов. Таким образом, решение многовариантных нестационарных задач с целью планирования и оптимизации методов воздействия на нефтяной пласт в рамках трехмерных моделей достаточной степени детализации, как правило, оказывается невозможным из-за несоизмеримых затрат машинного времени и ограниченных сроков проектирования.

Для преодоления указанных ограничений предложен и апробирован способ сокращения вычислительных затрат на порядки величин путем разложения трехмерной задачи на малое число двумерных задач фильтрации в вертикальных сечениях трубок тока переменной относительной ширины между взаимодействующими добывающими и нагнетательными скважинами и границей участка [1, 2]. Модель позволяет детально воспроизводить сложные многофазные многокомпонентные фильтрационные течения с учетом вертикальной мелкомасштабной неоднородности пласта, учитывая характерный дивергентный и конвергентный характер течения соответственно при удалении и приближении к скважинам за счет изменения относительной ширины трубок тока [2, 3].

На этапах апробации и функционального оснащения модели показано, что форма трубок тока является преимущественно цилиндрической с вертикальными образующими [4], разработан алгоритм вычисления долей расхода скважин в отдельных трубках тока [5, 6], оценена точность двухфазной модели для типичных схем заводнения [7, 8].

Предложенный подход предназначен для локального относительно краткосрочного моделирования взаимодействия малого числа скважин на участке пласта, не являясь заменой полномасштабной модели глобального заводнения всей нефтяной залежи.

В настоящей работе продемонстрировано приложение модели для оценки сценариев изоляции тонкого высокопроницаемого обводненного пропластка для элемента пятиточечной расстановки скважин и сравнение с результатами, полученными в плоскопараллельной постановке в пренебрежении реальной геометрией трубок тока.

Литература

1. Поташев К.А., Мазо А.Б., Рамазанов Р.Г., Бульгин Д.В. Анализ и проектирование разработки участка нефтяного пласта с использованием модели фиксированной трубки тока // Нефть. Газ. Новации. 2016. № 4 (187). С. 32–40.
2. Мазо А.Б., Поташев К.А. Суперэлементы. Моделирование разработки нефтяных месторождений. М.: ИНФРА-М, 2020. 220 с.
3. Мазо А.Б., Поташев К.А., Баушин В.В., Бульгин Д.В. Расчет полимерного заводнения нефтяного пласта по модели фильтрации с фиксированной трубкой тока // Георесурсы. 2017. Т. 19. № 1. С. 15–20.
4. Spirina E.A., Potashev K.A., Mazo A.B. Evaluation of the reliability of the averaging over the reservoir thickness for the model with a fixed streamtube // J. of Physics: Conf. Series. 2019. Vol. 1158. Paper No. 042024. Pp. 1–6.
5. Поташев К.А., Ахунов Р.Р. Оценка неоднородности притока пластового флюида к контуру поперечного сечения вертикальной скважины // Учен. зап. Казан. ун-та. Сер. Физ.-матем. науки. 2020. Т. 162. Кн. 2. С. 180–192.
6. Поташев К.А., Ахунов Р.Р., Мазо А.Б. Вычисление перетоков флюида между скважинами в фильтрационной модели разработки нефтяного пласта с помощью линий тока // Георесурсы. 2022. Т. 24. № 1. С. 27–35.
7. Поташев К.А., Мазо А.Б. Численное моделирование локального воздействия на нефтяной пласт с применением фиксированных трубок тока для типичных схем заводнения // Георесурсы. 2020. Т. 22. № 4. С. 70–78.
8. Potashev K.A., Mazo A.B. Mathematical Modeling of Oil Reservoir Waterflooding Using Fixed Streamtube at Various Values of Viscosity Ratio // Lobachevskii Journal of Mathematics. 2021. Vol. 42. No. 8. Pp. 2023–2029.
9. Поташев К.А., Куличкова К.А., Баушин В.В. Эффективность изоляции высокопроницаемого обводненного пропластка при различном расположении блокирующего материала // Нефть. Газ. Новации. 2020. № 7. С. 54–58.

ОЦЕНКА ПРИМЕНИМОСТИ МОДЕЛИ ФИКСИРОВАННЫХ ТРУБОК ТОКА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ФИЛЬТРАЦИИ ВБЛИЗИ ТРЕЩИН КОНЕЧНОЙ ПРОНИЦАЕМОСТИ ГИДРОРАЗРЫВА ПЛАСТА

К. А. Поташев, А. А. Ураимов, М. В. Мухина, М. Р. Хамидуллин

*Институт математики и механики им. Н. И. Лобачевского
Казанского федерального университета*

Рассматривается задача притока пластового флюида к вертикальным трещинам гидроразрыва пласта (ГРП). Процесс характеризуется различием параметров задачи на порядки, что предполагает значительные затраты вычислительных ресурсов при прямом численном моделировании нестационарного течения при измельчении пространственного и временного шагов расчетной сетки [1, 2]. Последнее становится критичным, например, для многовариантного моделирования при решении обратных задач идентификации параметров трещин по ре-

зультатам гидродинамических исследований, особенно если речь идет о большом числе трещин многозонного ГРП вдоль горизонтальной скважины.

Для сокращения вычислительных затрат предлагается замена пространственной задачи фильтрации в пласте на набор одномерных задач вдоль трубок тока [3, 4]. Задача о давлении в трещине решается с учетом распределенного притока пластового флюида, определяемого длиной и геометрией примыкающих к берегам трещины трубок тока. Данные характеристики трубок тока могут определяться из решения вспомогательной стационарной задачи фильтрации вблизи трещины гидроразрыва либо с помощью заранее построенных аппроксимирующих функций, учитывающих геометрию и расположение трещин. Такие функции были построены для двух типичных элементов дренирования вблизи многозонного ГРП в виде явных функций на основе аналитического решения модельных задач в предположении о бесконечной проницаемости трещин.

В данной работе выполнена оценка применения построенных функций для случая трещин конечной проницаемости. В качестве «точного» использовалось численное решение методом конечных объемов трехмерной задачи фильтрации вблизи вертикальных трещин на горизонтальной скважине [5]. Для приближенных оценок применялось аналитическое решение в горизонтальной плоскости для конфокальных эллиптических трещин конечной проницаемости в пласте с эллиптическим контуром питания для вертикальной скважины [6]. Приближенное решение упрощенной задачи пониженной размерности отыскивалось с помощью специально разработанного программного модуля. Проведенные расчеты показали, что построенные в таком приближении функции геометрии трубок тока позволяют с высокой степенью точности воспроизвести как профиль притока, так и суммарный дебит трещины в довольно широком диапазоне величин проницаемости трещин. Определена величина безразмерной проводимости трещин $M > 1..10$, когда использование приближенных функций характеристик трубок тока, полученных для трещин бесконечной проницаемости, не приводит к значимой погрешности упрощенной модели.

Преимущество модели фильтрации в фиксированных трубках тока перед полноразмерным моделированием продемонстрировано на примере нестационарной задачи двухфазной фильтрации: показано, что такое понижение размерности модели позволяет на порядки сократить машинное время численного решения задачи при незначительной потере точности.

Работа выполнена за счет средств Программы стратегического академического лидерства Казанского (Приволжского) федерального университета («ПРИОРИТЕТ-2030»).

Литература

1. Каневская Р.Д. Математическое моделирование разработки месторождений нефти и газа с применением гидравлического разрыва пласта. М.: ООО «Недра-Бизнесцентр», 1999. 212 с.
2. Мазо А.Б., Хамидуллин М.Р. Явно-неявные алгоритмы ускорения расчета двухфазного притока к горизонтальной скважине с многостадийным гидроразрывом пласта // Выч. мет. программирование. 2017. Т. 18. Вып. 3. С. 204-213.
3. Mazo A.B., Sattarov R.I., Khamidullin M.R., Potashev K.A., Trifonov T.V. Interpretation of Indicator Studies of Multistage Fracturing // SPE-187762-MS. SPE Russian Petroleum Technology Conference, 16-18 October, 2017. Moscow, Russia. Pp. 1-23.
4. Мазо А.Б., Поташев К.А. Суперэлементы. Моделирование разработки нефтяных месторождений. М.: ИНФРА-М, 2020. 220 с.
5. Мазо А.Б., Поташев К.А., Хамидуллин М.Р. Фильтрационная модель притока жидкости к горизонтальной скважине с многостадийным гидравлическим разрывом пласта // Учен. зап. Казан. ун-та. Сер. Физ.-матем. науки. 2015. Т. 157. Кн. 4. С. 133-148.

6. Каневская Р.Д., Кац Р.М Аналитические решения задач о притоке жидкости к скважине с вертикальной трещиной гидроразрыва и их использование в численных моделях фильтрации // Изв РАН. Механика жидкости и газа. 1996. № 6. С. 69-80.

НЕСИММЕТРИЧНЫЙ ТЕНЗОР НАПРЯЖЕНИЙ В МЕХАНИКЕ

Э. В. Прозорова

Санкт-Петербургский государственный университет

Рассматриваются наиболее общие открытые нестационарные системы, являющиеся объектами исследования в механике сплошной среды и в кинетике. Математическое моделирование таких объектов вызывает сложности, так как их описание представляется системой нелинейных нестационарных уравнений. Важным компонентом исследований является выбор модели. В предыдущих работах показано, что классические модели не включают один из важнейших законов – закон сохранения момента количества движения, если момент не выступает как заданное силовое воздействие. Выполненный математический анализ уравнений механики сплошной среды с исходным несимметричным тензором напряжений показал, что в плоском случае для четырех неизвестных в классической формулировке мы имеем три уравнения: два уравнения из условия равновесия напряжений и одно уравнение – условие равновесия момента.

Таким образом, мы нуждаемся в замыкании задачи с помощью дополнительного условия. В классическом варианте таким условием является условие симметрии тензора напряжений. Из определения давления как из классического уравнения Больцмана, так и модифицированного, не следует, что гидростатическое давление есть одна треть от суммы давлений на координатных площадках. Используя закон Паскаля для равновесия, выбирают давление равным одной трети давлений на координатных площадках. Однако теория остается прежней при определении разного давления на каждой из площадок, то есть p_x, p_y, p_z . Использование одного давления возможно при равновесных условиях (закон Паскаля), но для неравновесных условий – факт не очевидный. Пренебрежение вне интегральным слагаемым при взятии интегралов по частям (теоремы Остроградского-Гаусса) возможно только для медленных ламинарных течений. О разнице давлений говорит анализ определения давлений при сравнении результатов по его определению через потенциальные скорости подстановкой в уравнения Эйлера. Выписывая отдельно закон равновесия для сил и отдельно для моментов сил без учета взаимного влияния, хотя момент создает дополнительную силу, мы приходим к выводу о симметрии тензора напряжений. В случае, если мы рассматриваем равные давления по разным направлениям, мы теряем момент силы, а градиент давления есть сила. Анализируя результаты решения уравнений Эйлера и расчетов потенциальных течений, мы получаем вихревую пелену, что указывает на существование момента. Обработка численных результатов была выполнена без осреднения величин по сторонам элементарного объема. Анализ соответствия решений для потенциального течения и для уравнений Эйлера говорит об их несовпадении. В стохастических процессах открытых систем движение быстрых молекул сопровождается изменением положения центра инерции, что сопровождается появлением момента. Появление момента приводит к изменению направления скоростей и формированию локальных структур. Можно предположить, что момент будет вносить существенный вклад в уравнение состояния жидкостей и газа при больших давлениях (вириальное уравнение), поскольку даже для равновесных функций распределения есть быстрые и медленные молекулы. Кроме того, молекулы двигаются по всем направлениям, создавая не только нормальную, но и тангенциальную силу. В результате формируется циркуляция скорости, создавая, например, для самолетов дополнительную силу. В численных расчетах широко используется метод конечных объемов. Метод конечных объемов является интегральным методом. Если он исходит из исходной экспериментальной установки, то схватывает все составляющие, участвующие в

изменении физических величин в объеме. Обратный переход неоднозначен. Для иллюстрации действия момента рассмотрены модельные задачи механики жидкости. теории упругости и кинетики. Показано, что несимметричный тензор соответствует двум типам решений. Выясняется соответствие между отдельными силовым слагаемыми общего вида и слагаемыми в уравнениях Лиувилля, Больцмана и уравнениями аэромеханики. Показано, что уравнениям Эйлера отвечают потенциальные силы уравнения Лиувилля.

Литература

1. Prozorova E. The influence of the no symmetric stress tensor on the flow separation // WSEAS Transaction on Applied and Theoretical Mechanics, DOI: 10.37394/232011.2020.15.9
2. Prozorova E. Consequences of the Ostrogradsky-Gauss theorem for numerical simulation in aeromechanics // Elsevier Granthaalayah. 2020. Vol. 8. Issue 6.
3. Prozorova E. Influence of angular momentum and dimension on dynamics in mechanics // WSEAS Transaction on Applied and Theoretical Mechanics, DOI: 10.37394/232011.2021.16.1
4. Prozorova E. Mechanism of Formation for Fluctuation Phenomena. Proceeding of the conference СНАОС-20. Pp.729-736, <http://www.cmsim.org/chaos2021.html>.
5. Прозорова Э.В. Роль определения давления на вычислительный процесс // Казанский (Приволжский) федеральный университет. Материалы докладов. Всероссийская научная конференция с международным участием «Актуальные проблемы механики сплошной среды». С. 361–366.

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ КУМУЛЯТИВНОЙ СТРУИ ИЗ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ КУМУЛЯТИВНОГО ЗАРЯДА

С. С. Рассоха

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

На основе численного метода гидродинамики сглаженных частиц (SPH), реализованного в программном комплексе ANSYS LS-DYNA [1], проанализировано функционирование вращающихся кумулятивных зарядов (КЗ).

Результаты численного моделирования, вращающегося КЗ совпадают с известными экспериментальными данными [2-5]. Длина струи вместе с воздушными промежутками не зависит от угловой скорости заряда. Это свидетельствует об отсутствии значительного влияния вращения на градиент осевой скорости вдоль КС.

Из результатов моделирования также следует, что суммарная длина сплошных элементов струи в осевом направлении зависит от угловой скорости. С образованием центрального канала в струе толщина ее стенки в радиальном направлении снижается. Это приводит к сокращению времени развития шеечной неустойчивости [6]. Иными словами, сплошной кумулятивной струе (КС) требуется больше времени от начала развития шейки до того момента, как утонение в месте ее образования приведет к разрушению струи. Вызвано это тем, что путь, который должна преодолеть шеечная впадина с поверхности КС в случае сплошной струи, больше, чем для струи с центральным каналом. Под действием этого механизма КС, вращающаяся с угловой скоростью меньше «пороговой», раньше разрушается на отдельные элементы, чем не вращающаяся. Это приводит к снижению глубины пробития, несмотря на центробежное разрушение струи [7].

Сформулированный механизм формализуется путем переопределения известных зависимостей для коэффициента предельного удлинения n_b [2]:

$$n_b = A + B \cdot \dot{\epsilon}_{z0} \cdot R_{J0}; n_b = C \left(\frac{\rho_f \dot{\epsilon}_{z0}^2 R_{J0}^2}{Y} \right)^D, \quad (1)$$

где A, B, C, D – постоянные коэффициенты; $\dot{\epsilon}_{z0}$ – начальный градиент осевой скорости; R_{J0} – радиус КС; Y – предел текучести материала струи. Переопределение зависимостей (1) заключа-

ется в том, что вместо радиуса $KC R_{J0}$ предлагается использовать толщину струи в радиальном направлении. Ее значение уменьшается из-за образования центрального канала, что приводит к сокращению предельного коэффициента удлинения и глубины пробития струи.

Кроме этого, на основе результатов численного моделирования оценены распределения угловых скоростей $K3$ в осевом и радиальном направлениях для различного начального вращения $K3$. Показано, что в радиальном направлении распределение угловой скорости на начальном этапе ее растяжения носит постоянный характер с последующим торможением слоев вблизи внешней поверхности струи и раскруткой их в центральной части в момент предшествующей ее разрушению.

Также произведена оценка распределения напряжений по длине струи и по ее толщине в срединном сечении. Показано, что для срединного сечения струи в радиальном направлении характер напряженного состояния является смешанным. В осевом направлении ярко выражена область всестороннего сжатия возле точки схлопывания облицовки на оси симметрии. При удалении от нее к головной части струи растягивающий характер напряженного состояния становится все более выраженным.

Литература

1. LS-DYNA Theory Manual. Livermore Software Technology Corporation, 2019.
2. Свирский О.В. и др. Проверка влияния «допороговых» скоростей углового вращения заряда на пробивную способность и параметры кумулятивной струи // Сб. докладов V научной конференции ВРЦ РАРАН. Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2008. Т. 1. С. 381-384.
3. Смеликов В.Г. Устойчивость ограниченной кумуляции: сборник научно-технических статей. М.: Студия «Этника», 2016.
4. Eichelberger R.J. Spin compensation // Critical Review of Shaped Charge Information. Ballistic Research Laboratories Report № 905/ Edited by L. Zernow. Maryland: Aberdeen Proving Ground, 1959.
5. Weickert C.A. Spinning Self-Forging Fragments and Shaped Charges. PhD Thesis, Drexel University, 1986.
6. Бабкин А.В., Ладов С.В., Рассоха С.С. О центробежном разрушении градиентных стержней // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. Специальный выпуск, 2010.
7. Haugstad B. On the Break-Up of Shaped Charge Jets // Propellants, Explosive, Pyrotechnics. 1983. Vol. 8. Pp. 119-120

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СКОРОСТНЫХ ОТВАЛОВ МЕТОДОМ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Е. Ю. Ремшев¹, Э. М. Ермаков², А. И. Олехвер¹, А. С. Павлов¹, Д. А. Храмова¹

¹ Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

² ООО «Смолмаш», Смоленск, Россия

В настоящее время актуальным является вопрос повышения эффективности снегоочистки (повышения производительности и снижения энергоемкости разрушения уплотненного снега) за счет разработки новых конструкций рабочих органов при соблюдении требований по отбрасыванию снега при заданной скорости движения машины и прочности отвала. Перспективным методом для проектирования снежных отвалов является метод компьютерного моделирования, который позволит с минимальными затратами проводить расчеты эксплуатационных характеристик изделий: их производительности, прочности, надежности, долговечности и других свойств.

Для решения задачи проектирования и оценки эксплуатационных характеристик (отбрасывание снега и прочность конструкции) снежного отвала принята следующая последовательность вычислительного эксперимента:

1. Расчет аэродинамических характеристик рассматриваемых вариантов конструкций скоростных отвалов в стационарной постановке в зависимости от угла атаки отвала. Пример результатов расчета приведены на рис. 1.
2. Расчет распределения давлений по профилю отвала скоростного при выбранном угле атаки. Пример результатов расчета приведены на рис. 2.
3. Проведение квазистатического прочностного анализа с последующим определением запаса прочности конструкции отвала (рис. 3).

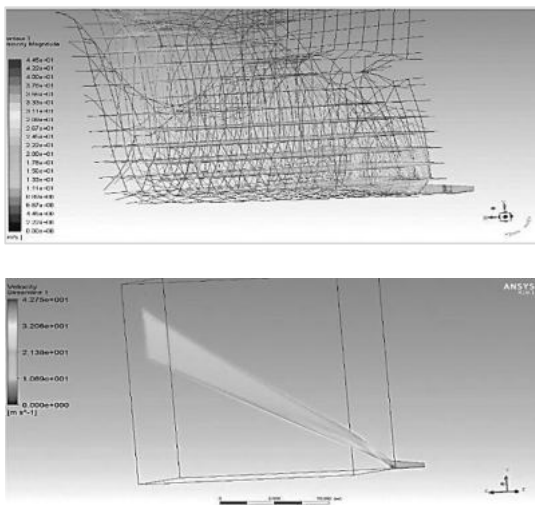


Рис. 1. Результаты динамического анализа для плотности снега (отнесенной к 100 кг/м³)

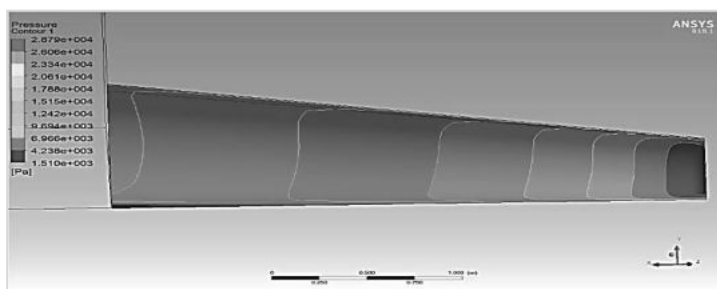


Рис. 2. Результат расчета нагрузки на отвале при угле атаки в 30 градусов для плотности 100 кг/м³



a)

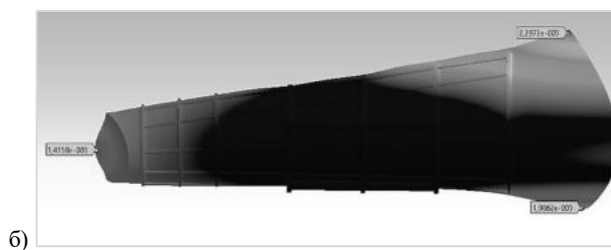


Рис. 3: а) эквивалентные напряжения (максимальные значения – 44 МПа),
б) перемещения (максимальные значения – 2,5 мм)

Расчеты проводились, исходя из выбора стали с пределом текучести 355 МПа и с обеспечением десятикратного запаса прочности.

Программный пакет ANSYS и предлагаемая методика позволяют провести полный цикл проектирования теоретического профиля отвала (и силового каркаса) от оценки аэродинамической характеристики отбрасывания снежной массы до оценки нагрузок и прочности элементов его конструкции.

Отдельно стоит отметить, что существенное влияние на прочность изделия оказывает технология его изготовления и параметры материала. После выбора технологии (сварка, штамповка и т.д.) изготовления и материала (сталь, композитные материалы), могут быть введены уточнения путем экспериментального определения точных свойств конкретного выбранного материала по всем видам деформирования с проведением дальнейшего более точного расчета.

Литература

1. Лысянников А.В. Средства и методы контроля нагрузочных параметров рабочих органов дорожных машин: монография. Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2016. 230 с.
2. Борисюк Н.В. Зимнее содержание городских дорог: учебное пособие. М.: Инфра-Инженерия, 2019. 148 с.

ФОРМА И РАЗМЕРЫ КАВЕРНЫ В СЛЕДЕ ЗА ЛОПАСТЬЮ, ВРАЩАЮЩЕЙСЯ МЕЖДУ ПАРАЛЛЕЛЬНЫМИ СТЕНКАМИ

М. Г. Руденко

Иркутский национальный исследовательский университет

Проведено экспериментальное исследование по определению формы и размеров каверны в следе за лопастью, вращающейся в зазоре между параллельными стенками. Для наблюдения использовалось стробоскопическое освещение, что позволило выделить несколько характерных режимов течения:

1. Докавитационные режимы. При точном совпадении частоты импульсных вспышек с частотой вращения лопасти никакое движение не фиксируется, выявить особенности обтекания лопасти невозможно.

2. Начальная стадия развития кавитации. Каверна не наблюдается, отмечается «дрожание» задней торцевой стенки в следе за лопастью примерно на 0,5 её радиуса. Представляется, что «дрожание» обусловлено изменением коэффициента преломления среды при появлении микропузырьков, не фиксируемых визуально. С увеличением частоты вращения постепенно появляется пузырьковое облачко в виде веретена. Характерно, что это облачко отстоит от края лопасти примерно на 1 мм, что указывает на вихревой метод возбуждения кавитации.

3. Пузырьковая кавитация. Каверна принимает вид треугольника, вытянутого вдоль тыльного края лопасти. Длина пузырькового облачка практически прямо пропорциональна

радиусу лопасти. При увеличении частоты вращения, форма каверны не изменяется, но увеличивается её длина.

4. Суперкавитационные режимы. Процесс образования и формирования суперкаверны происходит в диапазоне значений от 0,75 до одного относительного радиуса лопасти. С увеличением частоты вращения на этих значениях радиуса образуется «площадка» из единой каверны с прозрачными стенками. Одновременно с суперкаверной, на малых значениях радиуса, наблюдается пузырьковая стадия развития кавитации. Увеличение частоты вращения не изменяет форму каверны, но увеличивается её длина. В случае больших значений относительного загромождения рабочей камеры лопастями, отмечается появление значительного количества мелких пузырьков, равномерно распределяющихся по всему объему жидкости.

ДЕТАЛИ РАСПАДА СТРУИ НА КАПЛИ

Е. А. Рыбенко, Р. М. Хакимова, М. В. Егорова

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова



Задача распада струи остается в центре внимания инженеров, занимающихся распылением жидкостей, например – в форсунках двигателей и в химической промышленности. Обзор литературы показывает, что решений, удовлетворяющих требованиям адекватности в описаниях распада пока нет. Теории не отражают многие экспериментальные факты, и, очевидно, содержат значительные ошибки в допущениях и логике причинно-следственных связей.

В настоящем докладе рассмотрен распад ламинарной струи воды в нормальной атмосфере под действием силы тяжести на основе данных, полученных при регистрации процесса высокоскоростной камерой “Phantom”. Выделяются качественные особенности разрыва струи в части формы и размеров объектов. Обсуждаются механизмы образования и структура волн, сопровождающих процесс.

Обзор результатов показывает, что для корректного описания и моделирования необходим углубленный сравнительный анализ подходов и расстановка приоритетов действия сил разной физической природы. Среди них популярны поверхностные эффекты, но возможно влияние аэродинамики и электрических явлений. Однако, наиболее перспективным представляется комплексный учет всех факторов с вариантом описания разрыва струи в терминах сопротивления материалов.

Литература

1. Асланов С. К. К теории распада жидкой струи на капли // ЖТФ. 1999. Т. 69. Вып. 11.
2. Прандтль Л. Гидроаэромеханика. М.: ИЛ, 1949. 520 с.
3. Иголкин С.И. Резонансные связи и дискретная модель конденсированного вещества. СПб, Балт. гос. техн. ун-т, 2021. 165 с.
4. Петров Ю.И. Парадоксы фундаментальных представлений физики. М.: Либликом, 2009. 303 с.

ВРАЩАТЕЛЬНЫЕ И ПОСТУПАТЕЛЬНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ЦИЛИНДРОВ В ПОТОКЕ ГАЗА

А. Н. Рябинин, А. А. Велигжанин

Санкт-Петербургский государственный университет

Колебания различных грузов, переносимых под вертолетом на внешней подвеске, могут быть опасны, когда амплитуда их колебаний под влиянием воздушного потока превысит допустимые значения [1]. Вращательные колебания и математическая модель вращательных колебаний цилиндра, имеющего отношение длины к диаметру, равное двум, изучались в статье [2]. В настоящей работе изучается поступательное и вращательное галомирование цилиндров различного удлинения.

Изучались колебания в ветровом потоке трех круговых цилиндров, отличающихся удлинением $\lambda=L/D$, где L и D – длина и диаметр цилиндра.

Эксперименты проводились в трубе АТ-12 Санкт-Петербургского государственного университета. Труба имеет открытую рабочую часть. Цилиндры устанавливались в рабочей части на упругой подвеске, допускающей колебания с двумя степенями свободы. Использовались подвески двух типов, состоящие из проволочных тяг и стальных пружин.

Когда воздушный поток в рабочей части отсутствовал, ось цилиндров была направлена горизонтально. Под влиянием воздушного потока цилиндры могли совершать вращательные колебания относительно горизонтальной оси, проходящей через центр цилиндра и перпендикулярной оси цилиндра, или поступательные колебания вдоль вертикальной оси. К двум нижним пружинам подвески присоединены полупроводниковые тензопреобразователи С-50, измеряющие во время колебаний периодически изменяющееся натяжение пружин. Аналоговый сигнал с полупроводниковых тензопреобразователей поступал на РС-осциллограф Velleman-PCSS00A, который в цифровой форме передавал его на компьютер, где он записывался в файл. После градуировки прибора и обработки сигнала определялись периоды T и амплитуды поступательных и вращательных колебаний. Оказалось, что в исследуемом диапазоне удлинений цилиндра по мере уменьшения удлинения происходит переход от вращательных колебаний к поступательным. Цилиндр с самым большим удлинением, равным двум, совершает под действием воздушного потока установившиеся вращательные колебания, амплитуда которых растет с увеличением скорости воздушного потока. Ранее предложенная математическая модель [2] правильно описывает вращательные колебания. Квадрат амплитуды вращательных колебаний линейно зависит от числа Струхала $Sh=L(vT)$, если скорость воздушного потока v достаточно велика. Поступательные колебания цилиндра с удлинением, равным двум, являются затухающими, причем увеличение скорости потока приводит к увеличению логарифмического декремента затухания поступательных колебаний. Амплитуды вращательных колебаний цилиндра с удлинением 1,5 значительно меньше амплитуд колебаний цилиндра с удлинением 1,9. При малых скоростях воздушного потока существуют поступательные колебания с малой амплитудой. У цилиндра с удлинением, равным единице, полностью отсутствуют вращательные колебания. В то же время амплитуда поступательных колебаний больше амплитуды колебаний цилиндра с удлинением 1,5. Поступательные колебания реализуются в ограниченном диапазоне скоростей воздушного потока.

Литература

1. Рябинин А.Н., Тюрин Б.Ф. Поведение груза, подвешенного под вертолетом // Вестн. С.-Петербург. ун-та. Сер. 1. Математика. Механика. Астрономия. 1993. Вып. 1. С. 87–91.
2. Рябинин А.Н., Киселев Н.А. Влияние положения оси вращения цилиндра на его вращательные колебания в воздушном потоке // Вестн. С.-Петербург. ун-та. Сер. 1. Математика. Механика. Астрономия. 2016. Т. 3 (61). Вып. 2. С. 315–323.

АНАЛИЗ ТЕЧЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ОБТЕКАНИИ КРУГОВЫХ ЦИЛИНДРОВ

В. В. Сероштанов, В. А. Маслов, М. Д. Селезнева, А. В. Митяков

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Обтекание одиночных нагретых цилиндров различного сечения является канонической задачей гидродинамики и теплообмена, решение которой отображено в сотнях научных работ [1]. Увеличение количества цилиндров – конфигурации, используемой в энергетике, системах охлаждения и т.д., усложняет описываемую задачу. Работ, посвященных исследованию системы нагретых цилиндров, в литературе немного. Обзор работ показал наличие как экспериментальных работ, так и исследований, выполненных с помощью численного моделирования [2]. Авторы последних указывают на скудность базы экспериментальных данных.

В работе представлено экспериментальное исследование течения и теплообмена в ряде круговых цилиндров, установленных один за другим, с использованием градиентной теплотометрии и метода трассерной визуализации (PIV). Опыты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе НОЦ «Теплофизика в энергетике» СПбПУ. Исследованы системы одиночного, двух и трёх цилиндров диаметром $d=66$ мм. В опытах варьировалось расстояние между цилиндрами S и скорость набегающего потока.

Полюсы цилиндры обогревались насыщенным водяным паром, подаваемым внутрь модели: температура поверхности постоянна и близка к 100 °С. На поверхности исследуемого цилиндра монтировался градиентный датчик теплового потока (ГДТП) размерами $2 \times 2 \times 0,2$ на основе монокристаллического висмута [3]. Исследуемый цилиндр мог проворачиваться вокруг оси на угол φ , что позволило получить распределение коэффициента теплоотдачи по полуповерхности цилиндра. Течение вблизи цилиндров исследовано с помощью PIV компании ПОЛИС [2]. В работе удалось получить мгновенные и усредненные поля скорости, а также распределение скорости W и её проекции на оси OX и OY (u и v , соответственно); число Re рассчитывают по диаметру цилиндра.

В качестве примера на рис. 1 показаны кривые местного числа Нуссельта Nu_φ на втором цилиндре для различных режимов при постоянном значении S (S – расстояние между ближайшими точками цилиндров) и для различных режимов.

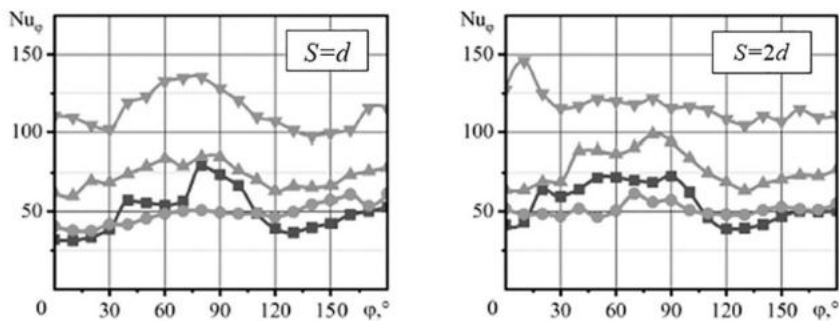


Рис. 1. Распределение местного числа Нуссельта по второму цилиндру.
Фиолетовая линия – $Re = 2,4 \cdot 10^3$; красная линия – $Re = 4,8 \cdot 10^3$;
синяя линия – $Re = 9,6 \cdot 10^3$; зеленая линия – $Re = 29,8 \cdot 10^3$

Показано, что положение максимума зависит как от режима (числа Рейнольдса), так и от параметра S . Отсутствует и явный минимум, свойственный распределению Nu для одиночного цилиндра. На рис. 2 показаны изменения продольной скорости u в следе на различном расстоянии от второго цилиндра.

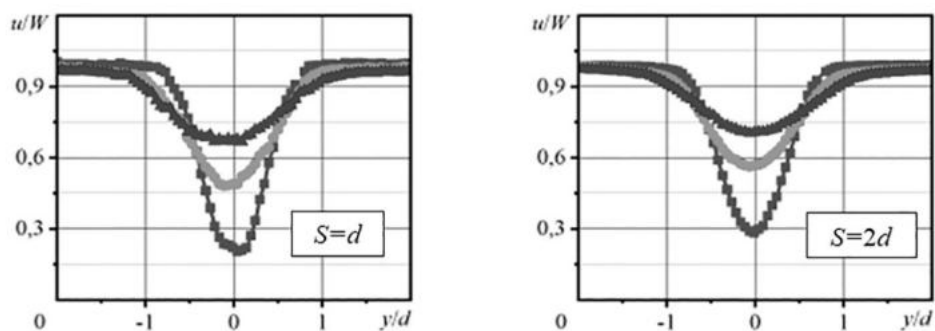


Рис. 2. Распределение продольной скорости u в следе за вторым цилиндром.
Синяя линия – $x/d = 0,5$; красная линия – $x/d = 1$; фиолетовая линия – $x/d = 2$

Исследованы течение и теплообмен в системе цилиндров, установленных один за другим с различным шагом. Показано влияние длины зоны рециркуляции и вихреобразования на картину течения и пульсационные характеристики цилиндров, стоящих ниже по потоку.

Работа поддержана грантом РФФ 22-29-00156.

Литература

1. Nadel P. Flow Around Circular Cylinders. 2016. Vol 2. Applications.
2. Сероштанов В. В. Экспериментальное исследование течения и теплообмена в системе расположенных в ряд цилиндров: дис. ктн: 01..04.14. СПб., 2021. 138 с.
3. Sapozhnikov S.Z., Mityakov V.Y., Mityakov A.V. Heatmetry. Springer International Publishing, 2020. DOI: 10.1007/978-3-030-40854-1.

ОТОБРАЖЕНИЕ УДАРНЫХ ПРОЦЕССОВ НА УДАРНО-ВОЛНОВОМ ПОЛЯРОИДЕ

В. Сизаско

Сибирский федеральный университет, г. Красноярск

В середине XX века многие направления газовой динамики получили толчок в развитии в связи с модернизацией двигателей (увеличением мощности маршевого двигателя) ракетно-космической техники и летательных аппаратов; следовательно, возросла скорость полета. Когда тела, в частности, снаряды и летательные аппараты движутся в газовой среде со сверхзвуковой скоростью ($M > 1$), перед ними возникает ударная волна (скачок уплотнения), вызывающая значительное сопротивление [1].

Основная особенность ударных волн (УВ) заключается в том, что фронт УВ имеет толщину, сопоставимую со средней длиной свободного пробега молекул при нормальном атмосферном давлении. В связи с этим параметры состояния газа, такие как: давление, температура, плотность и скорость, изменяются скачкообразно. Это позволяет рассматривать линию разрыва газодинамических параметров как математический разрыв первого рода, связав конечные параметры такого газодинамического разрыва по его обе стороны локальным условием динамической совместности) [1-4].

Буземаном впервые была заложена основа графических методов решения задач об интерференции газодинамических разрывов с помощью ударных поляр (УП) [3]. Такие поляры носят еще имя самого Буземана, также их называют сердцевидными кривыми или изомахами, так как каждая поляр соответствует конкретному числу Маха.

В случае СУ динамика ударно-волнового процесса представляется на ударно-волновой плоскости как зависимость угла поворота потока на СУ от отношения давления за СУ к давлению до него. Математический аппарат работает в большинстве случаев достоверно даже при моделировании течений вязкого теплопроводного газа при больших числах Рейнольдса, так как строится на соотношениях Ренкина-Гюгонио, однако имеются исключения при действии нескольких факторов одновременно, приведенные в работах [5, 6]. В случае непрерывного профиля числа Маха количество первичных и/или вторичных УП должно стремиться к бесконечности или, в крайнем случае, равняться удвоенному числу узлов расчетной сетки. Это может внести техническую сложность в процесс графического представления полученных решений. В связи с этим в данной работе осуществлен переход к отображению гладкой трехмерной поверхности (аналогу поляра) – ударно-волнового поляроида (термин В. Н. Ускова).

Примерами применения метода УП являются: задача торможения потока до скорости, меньшей скорости звука, а также определение предельного угла, на который косой скачок способен отклонить поток без образования отошедших ударных волн. В работе [4, 7] приводятся параметрические уравнения, позволяющие определить интенсивность этих «особых» точек для каждой УП. В настоящей работе такие точки еще представляются как непрерывные монотонные функции, строго присоединенные к поверхности поляроида, которые несут в себе определенный физический смысл.

Литература

1. Гриффитс У. Ударные волны // Современная гидродинамика. Успехи и проблемы / под ред. Дж. Бэтчелора и Г. Моффата. М. : Мир, 1984. 501 с.
2. Хейз У.Д. Основы теории газодинамических разрывов // Основы газовой динамики / под ред. Г. Эммонса. М.: Изд-во иностр. лит., 1963. 702 с.
3. Бузман А. Годографический метод газовой динамики // ZAMM. 1937. № 17 (2). С. 73–79.
4. Адрианов А.Л., Старых А.Л., Усков В.Н. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. Новосибирск: Наука, 1995. 180 с.
5. Адрианов А. Л. Математическое моделирование ударных течений идеального и вязкого теплопроводного газа на основе дискретно-аналитического подхода. Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2016. 216 с.
6. Адрианов А. Л., Сизаско В. О некорректном представлении ударного процесса на ударных полярах в вязком теплопроводном газе // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22. № 4. С. 558–567. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-4-558-567.
7. Булат П.В. Стационарные газодинамические разрывы и ударно-волновые структуры: диссертация. СПб: СПбГУ, 2017. 361 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ СОПРЯЖЕННОГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ТОРМОЖЕНИИ СВЕРХЗВУКОВОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУХА В ПРОТОЧНОМ КАНАЛЕ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО МОДЕЛЬНОГО ТЕЛА

Н. П. Скибина

Национальный исследовательский Томский государственный университет

Сверхзвуковые течения газа в каналах имеют место в воздухозаборных устройствах, диффузорах, камерах сгорания и являются сложным объектом для изучения ввиду большого количества сопряженных процессов. Взаимодействие ударных волн с пограничным слоем на стенках, сопровождающее торможение потока, приводит к возникновению зон отрыва и рециркуляции, где происходит интенсивный локальный теплообмен [1]. Ввиду того, что отрывные течения являются сложным объектом для изучения, большое число работ посвящено их

исследованиям, как с использованием расчетно-теоретических подходов [2-4], так и экспериментально [5, 6].

В данной работе представлено исследование нестационарного сопряженного теплообмена, которым сопровождается торможение сверхзвукового турбулентного течения воздуха в проточном осесимметричном канале с обратным уступом. Диаметр канала составляет 20 мм, высота уступа – 2.5 мм.

Основная часть работы выполнена с использованием методов математического моделирования – движение воздуха в канале описано системой нестационарных осредненных уравнений Навье-Стокса, сопряженный теплообмен между газом и стенкой канала учитывается через граничное условие IV рода. Численное решение производится методом конечных объемов, реализованным в вычислительном комплексе ANSYS Fluent. Результаты вычислительного исследования согласуются с данными из аэродинамических экспериментов, которые были проведены для их валидации.

По результатам исследования установлено, что геометрия канала является одним из главных факторов, определяющих структуру течения газа и распределения газодинамических параметров при его торможении. Возникновение зон рециркуляции при взаимодействии ударных волн с пограничным слоем приводит к локальному повышению температуры и интенсификации теплообмена вблизи стенки. Учет сопряженного теплообмена при анализе нестационарного течения газа в канале необходим, так как под воздействием теплового потока от газа в твердом теле происходит формирование неоднородного температурного поля.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-38-90108.

Литература

1. Носатов В.В., Семенов П.А. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвукового турбулентного отрывного течения и локальной теплоотдачи в плоском канале с внезапным расширением // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия «Естественные науки». 2014. Вып. 1 (52).
2. Терехов В.И., Богатко Т.В. Влияние тепловой предыстории на турбулентное отрывное течение при внезапном расширении трубы // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18. № 2. С. 225–232.
3. Терехов В.И., Богатко Т.В. Влияние толщины пограничного слоя перед отрывом потока на аэродинамические характеристики и теплообмен за внезапным расширением в круглой трубе // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т. 15. № 1. С. 99–106.
4. Батенко С.Р., Терехов В.И. Влияние динамической предыстории потока на аэродинамику ламинарного отрывного течения в канале за обратным прямоугольным уступом // Прикладная механика и техническая физика. 2002. Т. 43. № 6. С. 84–92.
5. Душина О.А., Молочников В.М., Паерелий А.А., Михеев Н.И., Леманов В.В. Структура потока за выступом в канале в условиях ламинарно-турбулентного перехода // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17. № 3. С. 349–361.
6. Молочников В.М., Мазо А.Б., Малюков А.В., Калинин Е.И., Михеев Н.И., Душина О.А., Паерелий А.А. Особенности формирования вихревых структур в отрывном течении за выступом в канале при переходе к турбулентности // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21. № 3. С. 325–334.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАТОПЛЕННОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ С ДОГОРАНИЕМ

П. Г. Смирнов, П. С. Чернышов, А. В. Ефремов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

В ракетных двигателях для защиты стенок сопла может использоваться завеса из топлива, поэтому процесс горения протекает с некоторым избытком топлива. Такая смесь догорает уже в следе за счет окисления кислородом спутного потока. Это оказывает влияние на свечение следа, которое можно использовать для оптической идентификации летящего объекта.

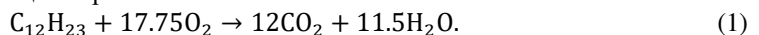
В настоящей работе рассматривается методика расчета затопленной сверхзвуковой струи, истекающей из сопла ракетного двигателя в атмосферу на разных высотах. Диаметр критического сечения сопла составляет 250 мм, диаметр выходной части сопла – 1250 мм. Задача решается в двумерной осесимметричной постановке от критического сечения сопла, дозвуковая часть сопла не рассматривается.

Расчет поля течения производится решением уравнений Рейнольдса, замкнутых с помощью модели турбулентности $k-\omega$ SST. Для расчета используется решатель гоудуновского типа (density-based) с неявным методом дискретизации по времени и с вычислением потока на гранях контрольного объема AUSM. Схемы дискретизации по пространству имеют первый порядок. Применение схем дискретизации более высоких порядков приводит к неустойчивому счету.

Решение производится в стационарной постановке методом установления. После инициализации расчет запускался с числом Куранта, равным единице. После того, как на выходе из сопла сформировалась первая бочка, производилось постепенное увеличение числа Куранта для ускорения сходимости задачи.

Расчет производится на гибридной сетке: в основной области, в которой развивается струя, используется структурированная сетка с квадратной ячейкой (ребро ячейки равно 50 мм), в области сопла используется неструктурированная сетка со сгущением к стенке.

Рабочая среда – реагирующая многокомпонентная смесь, модель рабочей среды – идеальный газ. В задаче рассматривается только догорание керосина в воздухе по одноступенчатой брутто-реакции горения:



Скорость реакции определяется только турбулентным перемешиванием.

На входной границе (критическое сечение сопла) задано полное давление (100 атм абс.), статическое давление (56,175 атм абс.) и температура торможения (3278 К).

Состав смеси на входе (продукты сгорания керосина, массовые доли): керосин – 0,025; O_2 – 0; CO_2 – 0,241508; H_2O – 0,220524, OH – 0,06785, H_2 – 0,007328, CO – 0,43779.

На выходной границе заданы статическое давление и температура торможения, соответствующие высоте полета 20 км: давление 5529 Па, температура 216,7 К. Эти же параметры давления и температуры используются для инициализации решения.

Для компонент смеси задана массовая доля кислорода (0,21) и азота (0,79).

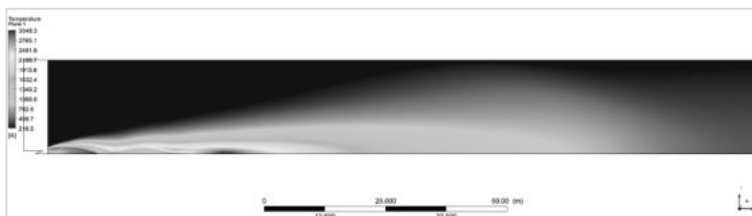


Рис. 1. Поле температуры

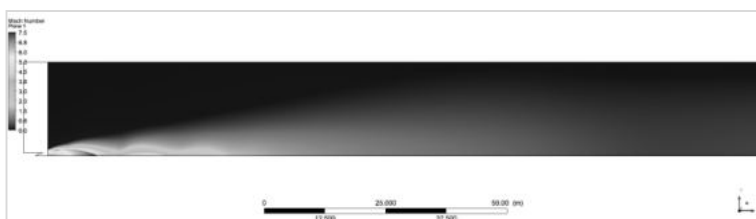


Рис. 2. Поле числа Маха

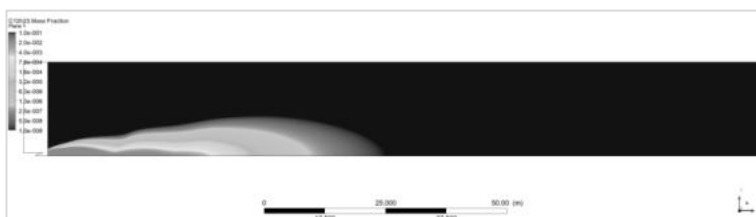


Рис. 3. Поле массовой доли керосина (логарифмический масштаб)

Численное моделирование производилось в пакете ANSYS Fluent. В результате расчета получены поля газодинамических переменных и долей веществ в расчетной области. На рис. 1–3 показаны распределения числа Маха, температуры и доли керосина для высоты полета 20 км.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 21-19-00657, <https://rscf.ru/project/21-19-00657/>

ПРИМЕНЕНИЕ БЕССЕТОЧНОГО АЛГОРИТМА ДЛЯ РАСЧЁТА ДВИЖЕНИЯ КРУПНЫХ ЧАСТИЦ В СВЕРХЗВУКОВОМ УДАРНОМ СЛОЕ

А. В. Способин

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Течения газа с примесью твёрдых частиц характерны для многих естественных явлений и технологических процессов. Одной из актуальных задач современной прикладной аэродинамики, обусловленной в том числе необходимостью преодоления спускаемым или сверхзвуковым летательным аппаратом запылённых участков атмосферы Земли или других планет, является исследование обтекания затупленного тела высокоскоростным потоком газа с частицами [1]. Наряду с детальным изучением движения мелкодисперсной примеси [2], интерес вызывает и перемещение вблизи обтекаемой поверхности небольшого числа относительно крупных частиц, способных, как показали натурные [3] и последующие вычислительные [4, 5] эксперименты, вызвать существенное изменение течения газа и кратное локальное усиление конвективного теплового потока.

В настоящей работе представлена математическая модель расчёта движения крупных частиц в сверхзвуковом ударном слое, в основе которой лежит бессеточный метод решения системы уравнений газовой динамики [6] в сочетании с алгоритмами динамического перестроения единого облака вычислительных узлов.

Система нестационарных уравнений Навье-Стокса в консервативных переменных в совокупности с уравнением состояния идеального газа описывают течение вязкого теплопроводного газа. Заданные числа Маха, Рейнольдса и температура газа определяют условия на

входной границе расчётной области. Поверхности обтекаемых тел считаются твёрдыми изотермическими стенками с известной температурой, условиями прилипания и непротекания газа.

Конечный набор (облако) вычислительных узлов служит для представления поля газодинамических параметров. Многократным различием в размерах обтекаемого тела и частиц, а также необходимостью разрешения течения газа внутри пограничного слоя вблизи каждой обтекаемой поверхности определяется адаптивное распределение узлов в пространстве (см. рис. 1). Основой бессеточного метода решения уравнений газовой динамики является аппроксимация частных производных газодинамических величин и их функций по координатам в каждом из расчётных узлов методом наименьших квадратов с использованием значений в соседних узлах [6].

Расчёт векторов конвективных потоков между соседними узлами осуществляется согласно схеме AUSMPW+ в сочетании с покомпонентной MUSCL-реконструкцией третьего порядка векторов консервативных переменных. Вязкие потоки рассчитываются методом второго порядка на основе МНК-аппроксимации частных производных температуры и компонент вектора скорости. Численное интегрирование системы уравнений Навье-Стокса по времени выполняется явным методом Рунге-Кутты. МНК-представление частных производных по направлению служит основой реализации условий Неймана на границе поверхностей и выходной границе области расчёта.

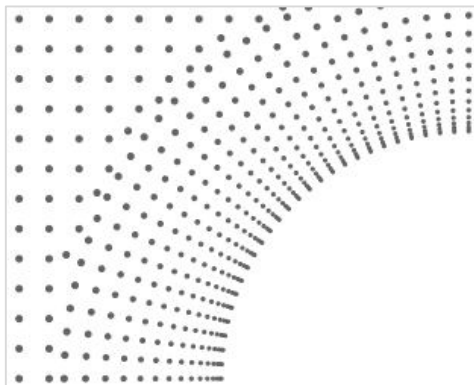


Рис. 1. Расположение расчётных узлов

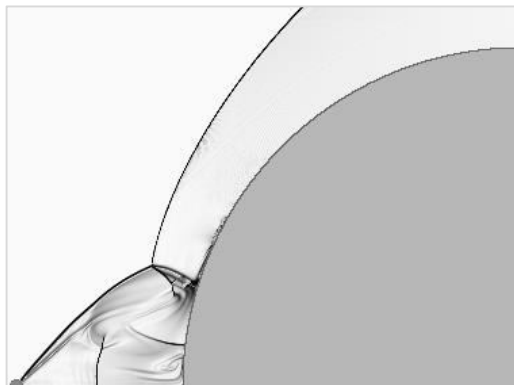


Рис. 2. Изменение течения в ударном слое

Обтекаемая преграда считается покоящимся в основной системе координат телом. На поверхности движущихся частиц действуют сила трения и давление со стороны газа. Каждая частица окружена адаптивным облаком расчётных узлов, решение уравнений газовой динамики на котором осуществляется в локальной системе координат. Вместе с движущейся частицей принадлежащие её домену узлы перемещаются в пространстве, а граничные узлы её домена формируют связи с ближайшими соседними узлами из основного домена или доменов других частиц. Попавшие в зону перекрытия узлы исключаются из расчёта. Таким образом формируется единое облако вычислительных узлов со связями соседей из различных доменов. При решении системы уравнений газовой динамики в каждом из узлов необходима трансформация векторов состояния и градиентов газодинамических величин соседних узлов, принадлежащих другим доменам, в локальную систему координат расчётного узла.

Основой программной реализации служит технология гетерогенных параллельных вычислений OpenCL, позволяющая использовать для выполнения расчётов как центральные, так и графические процессоры различных производителей при единой кодовой базе.

Вычислительные эксперименты по моделированию движения крупной частицы навстречу набегающему потоку демонстрируют существенное перестроение течения в ударном слое, сопровождаемое образованием импактных струй (см. рис. 2). Результаты расчётов хорошо

согласуются с полученными в предыдущих работах [4, 5], где использовалось сочетание алгоритма скользящих адаптивных декартовых сеток с методом погруженной границы с фиктивными ячейками.

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России, номер темы FSFF-2020-0013.

Литература

1. Вараксин А.Ю. Обтекание тел дисперсными газовыми потоками // Теплофизика высоких температур. 2018. Т. 56. № 2. С. 282-305.
2. Oesterle B., Volkov A.N., Tsirkunov Yu.M. Numerical investigation of two-phase flow structure and heat transfer in a supersonic dusty gas flow over a blunt body // Progress in Flight Physics. 2013. Vol. 5. Pp. 441–456.
3. Holden M.S., Gustafson G.Q., Duryea G.R, Hudack L.T. An Experimental Study of Particle-Induced Convective Heating Augmentation // AIAA Paper. 1976. No. 76-320.
4. Способин А.В., Ревизников Д.Л., Иванов И.Э., Крюков И.А. Колебания давления и теплового потока, индуцированные газодинамическим взаимодействием высокоинерционной частицы с ударным слоем // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 108-115.
5. Sposobin A., Reviznikov D. Impact of High Inertia Particles on the Shock Layer and Heat Transfer in a Heterogeneous Supersonic Flow around a Blunt Body // Fluids. 2021. Vol. 6. Paper No. 406.
6. Способин А.В. Бессеточный алгоритм расчёта сверхзвуковых течений вязкого теплопроводного газа // Труды МАИ. 2021. № 121. 25 с.

ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ ПЛОСКОЙ ВОЗДУШНОЙ СТРУИ, РАСПРОСТРАНЯЮЩЕЙСЯ В ОГРАНИЧЕННОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Е. Д. Степашева, М. А. Засимова, А. Д. Подмаркова, Н. Г. Иванов
Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

В современном технологическом обществе люди проводят более 90% времени в искусственной среде. Для создания комфортных условий в жилых домах, в производственных помещениях, на транспорте используются системы вентиляции, задача которых состоит в обеспечении комфортного микроклимата. Структура течения, формируемая в помещении, оказывает существенное влияние на качество внутренней среды. Известно, что при определенных условиях возникают крупномасштабные низкочастотные пульсации струй, подаваемых в вентилируемое помещение, что может привести к заметной перестройке течения в целом и повлиять на локальные и интегральные значения параметров теплового комфорта. Отработку методики численного исследования возникновения и долгосрочного существования таких автоколебаний следует проводить с привлечением эталонных экспериментальных данных.

В докладе представляются результаты численного моделирования автоколебаний изотермической воздушной струи, формирующихся при ее истечении в ограниченное пространство (полость). Геометрическая модель полости и режимные параметры приближены к экспериментальным данным [1]. Воздушная струя подается в направлении торцевой стенки прямоугольной полости (20 см×20 см×50 см) через плоское сопло (1 см×20 см×10 см), расположенное в среднем вертикальном сечении. Противоположная торцевая граница открыта – через нее воздух покидает полость. На срезе сопла задавалось однородное распределение скорости 6 м/с, что соответствует значению числа Рейнольдса, построенного по высоте сопла, равному 4000. Методика постановки условий на выходе (в том числе с привлечением пристроенного к полости дополнительного пространства) обрабатывалась в ходе серии параметрических расчетов.

Расчеты проводились в двумерной и трехмерной постановках, а также в квазидвумерной постановке, в которой ширина расчетной области равна 6,7 см и на границах в трансверсальном направлении ставилось условие периодичности.

Моделирование турбулентного течения осуществляется на основе двух подходов: URANS-подхода, в котором решаются нестационарные уравнения Рейнольдса с привлечением различных полуэмпирических моделей турбулентности (стандартной $k-\varepsilon$ и $k-\omega$ SST-модели), и вихререзающего подхода – метода моделирования крупных вихрей (LES-подход) с использованием различных моделей подсеточной вязкости. Проведены многопараметрические методические расчеты, направленные на оценку адекватности численного моделирования. Исследована чувствительность получаемого решения к расчетной сетке: при использовании URANS-подхода размерность расчетных сеток варьировалась в диапазоне 40-60 тыс. ячеек (в двумерной постановке) и 2-5 млн ячеек (в трехмерной); при использовании LES-подхода число ячеек сетки составило 3-20 млн.

Расчеты проводились в пакете ANSYS Fluent 19.3, обеспечивающем дискретизацию второго порядка точности по времени и пространству. Использовались ресурсы суперкомпьютерного центра «Политехнический» (максимально 336 ядер).

Показано, что для рассматриваемого положения сопла в полости формируются выраженные низкочастотные автоколебания воздушной струи, что согласуется с данными эксперимента. Подтверждено, что несмотря на то, что полость имеет квадратное поперечное сечение, структура течения в полости сохраняет практически двумерный характер даже при наличии автоколебаний: практически во всем объеме полости поля скорости однородны в трансверсальном направлении, отклонения наблюдаются лишь в окрестности боковых стенок. Для каждой из рассмотренных моделей турбулентности двумерная и трехмерная URANS-постановки дают практически идентичные значения частоты колебаний струи. В то же время выявлено существенное влияние модели турбулентности на предсказываемую частоту автоколебаний.

Сопоставление результатов расчетов и эксперимента проводилось по данным эволюции модуля скорости в точках мониторинга, расположенных на удалении двенадцати калибров от выходного отверстия сопла на различных расстояниях от нижней стенки полости. Результаты, полученные на основе URANS (при использовании $k-\omega$ SST-модели) и LES-подходов, демонстрируют достаточно хорошее согласие данных по периоду и амплитуде колебаний как между собой, так и с данными эксперимента. Получены количественные оценки локальных и интегральных значений параметров теплового комфорта.

Исследование выполнено при поддержке гранта РФФ № 22-29-00224.

Литература

1. Mataoui A., Schiestel R., Salem A. Flow regimes of interaction of a turbulent plane jet into a rectangular cavity: experimental approach and numerical modelling // Flow, Turbulence and Combustion. 2001. Vol. 67. Pp. 267-304.

АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ СТРАТИФИЦИРОВАННОГО ТЕЧЕНИЯ ЖИДКОСТИ ВОКРУГ ПРЕПЯТСТВИЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

И. В. Стецюк

ФГУП «Крыловский государственный научный центр»

Стратификация водных масс является неотъемлемым свойством морей и океанов. Взаимодействие твёрдого тела с потоком стратифицированной жидкости сводится к силовому взаимодействию, обусловленному перераспределением давления по поверхности объекта, и к изменению структуры потока в окружающем его объеме жидкости. Процессы вертикального и горизонтального обмена, связанные с возмущениями гидрофизических полей (ГФП), в зна-

чительной степени определяют состояние морских экосистем, что особенно актуально в условиях усиленного антропогенного воздействия. Кроме того, распределения ГФП влияют на каналы распространения звука [1], а техногенный подводный шум может оказывать негативное воздействие на морских животных: приводить к снижению их численности и вынужденной смене мест обитания [2].

В работе рассматривается структура стратифицированного течения жидкости, образующаяся при обтекании погруженного препятствия, имеющего форму куба. Численное моделирование проводится на основе модели крупных вихрей, принятой в [3], которая содержит осредненные по пространству уравнения Навье-Стокса, уравнение неразрывности и уравнение переноса безразмерной плотности. Замыкание уравнений производится на основе полуэмпирической модели добавочной вязкости Смагоринского.

Проведён расчёт обтекания куба при различных числах внутреннего Фруда $Fr=UNH_c$ и Рейнольдса $Re=UH_c$ (рис. 1).

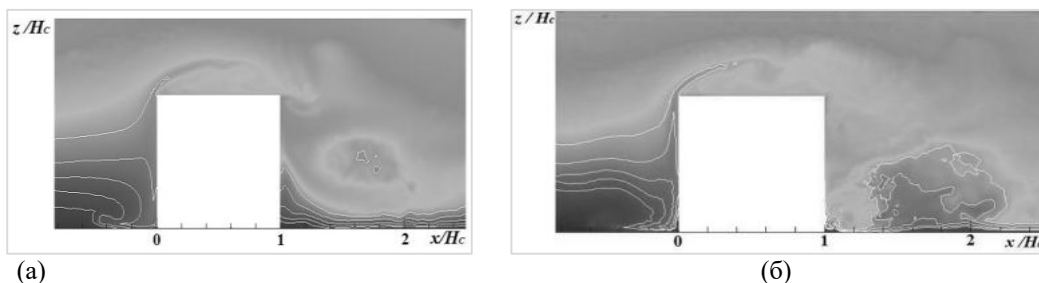


Рис. 1. Распределение безразмерной плотности f в плоскости $Y/H_c = 0$ и контуры $f = 0,73; 0,8; 0,85; 0,88; 0,9$ (сверху вниз):
(а) $Fr = 1,25; Re = 4 \cdot 10^4$; (б) $Fr = 29; Re = 9 \cdot 10^5$. $St = t \cdot UH_c = 4,5$.

Размер области, в которой производился расчёт, составлял $L_d \times B_d \times H_d = 10 \times 7 \times 2$ м. Высота куба составляла $H_c = 1$ м. Плотность менялась по вертикали линейно, перепад плотности составлял $\Delta\rho = 0,32$ кг/м³, частота Вайсяля-Брента имела при этом постоянное значение $N = 0,04$ с⁻¹. Длина грани минимального элемента у твердой стенки соответствовала принятому в работе [4] и была равна $L_{min} = 0,0125$ м.

На рис. 1 можно видеть механизм изменения структуры поля плотности (представлена в безразмерном виде: $f = \rho - \rho_{min} / \rho_{max} - \rho_{min}$, где ρ – текущее, ρ_{min} – минимальное, ρ_{max} – максимальное значение плотности) в области подпорного вихря при различных скоростях набегающего потока. В первом случае (рис. 1,а) при столкновении с кубом часть жидкости поднимается вверх ($f=0,73$), часть опускается вниз ($f=0,8$) с затеканием под более тяжелые слои ($f=0,85$ и $f=0,88$), образуя неустойчивый профиль стратификации у дна. Увеличение скорости набегающего потока (рис. 1,б) приводит к тому, что через верхнюю грань куба стремится перетечь слой жидкости большей толщины. Это видно по контуру $f=0,8$ – почти достигая верхнего ребра куба, он опускается вниз, за кубом происходит отрыв объема более тяжелой жидкости. Увеличение скорости потока приводит к нарушению упорядоченной структуры плотностного поля в области перед препятствием и образованию перемешанной области большого объема в зоне рециркуляции.

Литература

1. Манульчев Д. С. Исследование влияния гидрологии на распространение импульсных сигналов на шельфе // XVII Школа-семинар им. акад. Л. М. Бреховских «Акустика океана», XXXIII сессия РАО. С. 145-149.
2. Михайлюк А.Л. Техногенное шумовое загрязнение Баренцева моря и его влияние на биологию кольчатой нерпы. Автореферат дис. ... канд. биол. наук. – Мурманск, 2012.

3. Стецюк И.В., Ткаченко И.В. Численное моделирование внутренних волн в вязкой жидкости, ограниченной свободной поверхностью // Труды Крыловского государственного научного центра. 2015. № 90 (374). С. 195-202.

4. Nigro N., Filippini G., Franck G., Storti M., D'Elia J. Flow around a sharp-edged surface-mounted cube by large eddy simulation // *Mecanica Computational*. 2005. Vol. 24. Pp. 1299-1318.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ПЕРЕКРЫВАЮЩИХСЯ СЕТОК ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ РОТОРА В НЕСЖИМАЕМОЙ ЖИДКОСТИ

Д. Б. Суханов¹, Л. И. Серебряков¹, С. В. Стрижак^{1,2}

¹ *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

² *Институт системного программирования им. В. П. Иванникова Российской академии наук*

Обледенение самолета является причиной изменения его аэродинамических характеристик в полете. Процесс нарастания льда на поверхности летального аппарата является сложным физическим процессом, поэтому проблема изучения обледенения является актуальной. На данный момент большинство исследований и экспериментов проводятся либо в режиме натурных испытаний, когда самолет с опытными пилотами отправляют в зоны с холодным климатом, чтобы вызвать обледенение и пронаблюдать, как поведет себя летательный аппарат; либо в специализированных климатических установках, требующих большого количества энергии, в которых создаются все необходимые условия для нарастания льда. Также для изучения явления обледенения используются методы математического моделирования и расчетные коды FENSAP-ICE, Логос, OpenFOAM.

Инструментарий вычислительной гидродинамики OpenFOAM для операций с полями является крайне сильным инструментом, в основном за счёт использования открытого исходного кода. Это позволяет любым независимым исследователям использовать в нем готовые решатели, а также вести собственную разработку. Одним из таких нововведений является решатель iceFoam, разработанная в ИСП РАН. Данный решатель специализируется на вычислении процесса обледенения. В актуальной версии решателя поддерживаются только статические вычислительные сетки, вычисление динамических подвижных объектов является следующей задачей по развитию решателя.

Для решения задачи моделирования потока от вращающегося винта был выбран пакет OpenFOAM v2012. В этой версии кода существует метод расчёта обтекания для вращающихся тел с помощью метода перекрывающихся сеток. Данный метод реализован в виде фреймворка “overset”. Фреймворк “overset” в OpenFOAM – это программная платформа для использования несвязанных сеток, в которой поддерживаются как статические, так и динамические сетки. Существуют два вида сеток: “background” (фоновая сетка) и “overset” (наложенная сетка). При этом фоновая сетка и наложенная сетка не связаны между собой. Фреймворк “overset” особенно полезен для случаев с движением сеток и их взаимодействиями. Основной принцип метода перекрывающихся сеток заключается в решении уравнений в частных производных как на фоновой, так и на наложенной сетках. В фоновой области элементы, соответствующие внутренней части исследуемого объекта из области наложенной сетки, помечаются и удаляются из вычислительной области. Значения на границе области смещения затем интерполируются на фоновую сетку. Аналогичная процедура реализована для области наложенной сетки. В результате вся расчётная область разделена на три части, на каждом временном шаге каждая ячейка наложенной сетки и фона помечается как один из следующих типов (рис. 1):

- вычислительные – в ячейках этого типа будут произведены вычисления;
- интерполяционные – значения в этих ячейках вычисляются путем интерполяции из ближайших элементов наложенной сетки;

- ячейки-отверстия – в этих ячейках не будут проводится какие-либо вычисления.

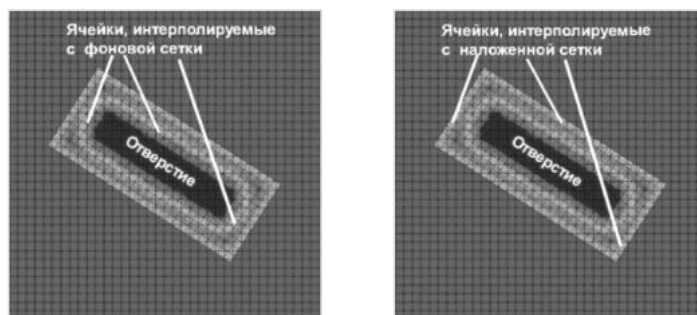


Рис. 1. Отображение интерполяционных ячеек для простого ротора

На рис. 1 каждая сетка содержит интерполяционные ячейки. Ячейки вокруг ротора принадлежат фоновой сетке, а их ячейки-доноры берутся из наложенной сетки. В качестве демонстрации был произведен запуск демонстрационного примера, в котором вращающийся ротор взаимодействует с несжимаемой ньютоновской жидкостью. Взаимодействия этих потоков изображены через поля распределения давлений (рис.2).

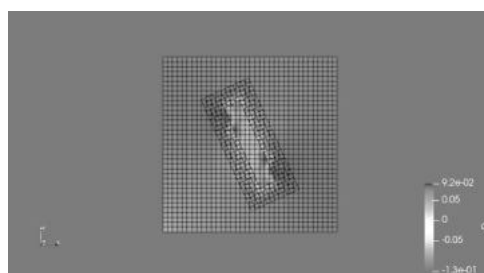


Рис. 2. Результат расчета вращения ротора. Поле давления

В дальнейшем планируется внедрить фреймворк “overset” в решатель iceFoam, для вычисления процесса обледенения поверхности вращающегося винта, Данное нововведение позволит моделировать течения с обледенением для лопасти вертолёта и ветроэлектрических установок, а также для винтов турбовинтовых самолетов и БПЛА.

МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ РАСПРОСТРАНЕНИЯ УДАРНЫХ ВОЛН НА ПРИБОРНОМ ПОЛЕ

В. А. Тенев¹, С. А. Королев¹, М. Н. Белобородов², Д. А. Клюкин¹

¹ *Ижевский государственный технический университет имени М.Т. Калашникова*

² *Национальное испытательное объединение*

«Государственные боеприпасные испытательные полигоны России»

Для оценки параметров воздушной ударной волны при проведении испытаний на приборном поле была разработана методика моделирования распространения ударной волны, основанная на численном решении пространственных уравнений газовой динамики.

Приборное поле будем считать идеально ровной горизонтальной площадкой. При симметричном распространении ударной волны в радиальном направлении будем рассматривать

задачу в двумерной осесимметричной постановке. Начало координат располагается в центре приборного поля, в месте расположения объекта испытаний (сфера или цилиндр) на высоте h_0 от поверхности земли. По результатам моделирования определяются значения давления в точках расположения датчиков, на определенных радиусах от центра взрыва.

Для моделирования распространения воздушной ударной волны рассмотрим уравнения газовой динамики для случая невязкой среды в форме Эйлера. Система уравнений движения замыкается единым уравнением состояния продуктов детонации и воздуха [1]:

$$p = B\rho^n + (\gamma - 1)\rho c_v T, \quad (1)$$

где p, ρ, T – газодинамические параметры: давление, плотность и температура, соответственно; B, n – параметры уравнения состояния газообразных продуктов детонации, c_v, γ – теплоемкость при постоянном объеме и показатель адиабаты воздуха.

Для решения газодинамической задачи применялся метод С.К. Годунова. Расчетная схема, используемая в методе Годунова, имеет первый порядок аппроксимации. С целью повышения порядка аппроксимации применялась монотонная схема MUSCL второго порядка. Алгоритм решения задачи о распаде произвольного разрыва для двучленного уравнения состояния подробно описан в работе [2]. По времени применяется двухшаговая схема Рунге-Кутты второго порядка точности.

Верификация математической модели расчета параметров распространения воздушной ударной волны проводилась на основе сравнения результатов моделирования с распределением давления, полученным по формуле Садовского для приземного взрыва [1]. На основе решения задачи оптимизации проводилась идентификация параметров B, n, γ уравнения состояния (1) для различных условий испытаний.

На рис. 1 показано изменение во времени давления для массы тротилового заряда 1 кг при различных расстояниях от центра взрыва. Для сравнения представлены давления, полученные по формуле Садовского.

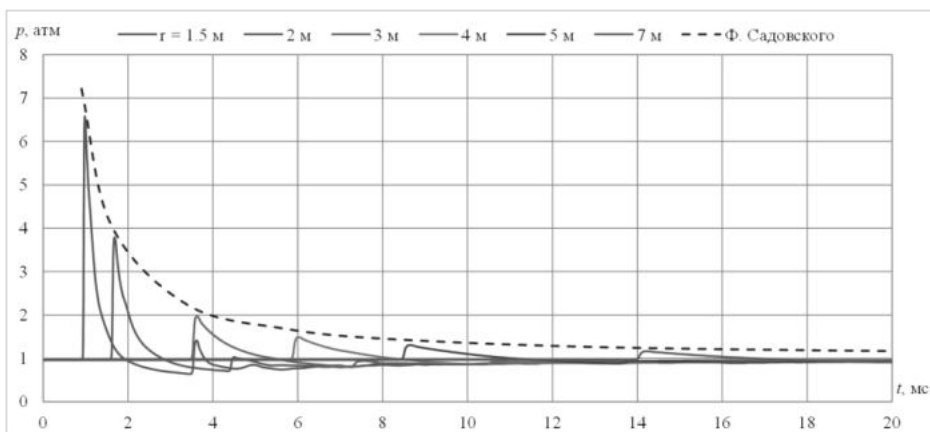


Рис. 1. Сравнение результатов расчета давления с максимальными давлениями по формуле Садовского при различных расстояниях от центра взрыва

По результатам верификации математической модели в широком диапазоне изменения массы взрывчатого вещества (1-80 кг) отклонение максимальных давлений на ударной волне, полученных по разработанной математической модели, от давлений, полученных по эмпирической формуле Садовского, не превышает 10%.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-01-00072.

Литература

1. Физика взрыва / Под ред. Л.П. Орленко. Изд. 3-е, испр. В 2 т. Т. 1. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. 832 с.

2. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. 400 с.

СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ РАЗРЕЖЕННОГО ГАЗА В ЗАДАЧАХ ИМПУЛЬСНОГО ИСПАРЕНИЯ

В. А. Титарев¹, А. А. Морозов^{1,2}

¹ *Федеральный исследовательский центр «Информатика и управление»
Российской академии наук*

² *Институт теплофизики им. С. С. Кутателадзе
Сибирского отделения Российской академии наук*

Моделирование разлета газового облака в окружающее пространство вследствие испарения с твердой поверхности, вызванного наносекундным лазерным облучением умеренной интенсивности, является трудной задачей вычислительной механики жидкости и газа. Процесс импульсного испарения находит свое применение во многих современных технологиях [1, 2]. При этом испарение идет в газ низкого давления, включая случай испарения в вакуум, что требует учета эффектов разреженного газа. В приложениях требуется построить картину течения на временах, равных сотням или тысячам времен испарения.

В настоящей работе представлен краткий обзор возможностей параллельного кода «Несветай» [3, 4] для задач моделирования импульсного испарения с использованием современных суперЭВМ. Расчеты кодом «Несветай» проводятся для кинетической модели БГК [5]. Основное внимание уделяется обобщению метода дискретных скоростей на подвижные сетки и необходимости расчета времяпролетных распределений. Последнее включает в использование неструктурированных скоростных сеток с выделением тонких конусов с углами раствора порядка одного градуса.

В докладе будет представлено сравнение результатов решения кинетического уравнения с результатами метода прямого статистического моделирования [6]. Расчеты методом ПСМ проводились вторым автором с помощью собственного кода LasInEx, который много лет используется для решения задач наносекундной абляции и многократно верифицирован [7-10].

Работа выполнена при поддержке проекта РНФ 22-11-00078. Вычисления проводились на суперкомпьютерах РСК Торнадо, установленных в МСЦ РАН, а также на собственном кластере ЦКП «Информатика» ФИЦ ИУ РАН.

Литература

1. Eason R. (Ed.). Pulsed laser deposition of thin films: applications-led growth of functional materials. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2007.

2. Bauerle D. Laser Processing and Chemistry. Springer, Berlin, 2011.

3. Титарев В.А. Применение кода Несветай к решению трехмерных задач высотной аэродинамики // Журнал вычислительной математики и математической физики, спец. выпуск по случаю 90-летия академика С.К. Годунова. 2020. Vol. 60. № 4. С. 752-764.

4. Титарев В.А. Программный комплекс моделирования трехмерных течений одноатомного разреженного газа Несветай-3Д. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 20176616295 от 06.06.2017.

5. Bhatnagar P.L., Gross E.P., Krook M. A model for collision processes in gases. I. Small amplitude processes in charged and neutral one-component systems // Physical Review. 1954. Vol. 94. No. 3. Pp. 511-525.
6. Берд Г. Молекулярная газовая динамика. М., Мир, 1981.
7. Morozov A.A. Interpretation of time-of-flight distributions for neutral particles under pulsed laser evaporation using direct Monte Carlo simulation // J. Chem. Phys. 2013. Vol. 139. Paper No. 234706.
8. Morozov A. A. Dynamics of gas cloud expansion under pulsed laser evaporation into vacuum // J. Phys.: Conf. Ser. 2018. Vol. 1105. Paper No. 012116.
9. Morozov A.A., Starinskiy S.V., Bulgakov A.V. Pulsed laser ablation of binary compounds: effect of time delay in component evaporation on ablation plume expansion // J. Phys. D: Appl. Phys. 2021. Vol. 54. Paper No. 175203.
10. Morozov A.A., Frolova A.A., Titarev V.A. On different kinetic approaches for computing planar gas expansion under pulsed evaporation into vacuum // Physics of Fluids. 2020. Vol. 32. Paper No. 112005.

СТАБИЛИЗАЦИЯ ПСЕВДОСКАЧКОВОГО РЕЖИМА ГОРЕНИЯ В КАНАЛЕ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ

П. К. Третьяков¹, А. В. Тупикин²

¹*Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича*

Сибирского отделения Российской академии наук

²*Институт теплофизики им. С. С. Кутателадзе*

Сибирского отделения Российской академии наук

Пседоскачковый режим горения рассматривается как элемент рабочего процесса в камере сгорания (КС) ПВРД. Рабочий процесс, основанный на преддетонационном режиме горения, представлен в [1]. О возможности реализации такого подхода свидетельствуют работы [2, 3].

Опыты проводились в режиме присоединенного трубопровода. Модельная КС состояла из двух секций постоянного сечения (диаметрами 50 и 90 мм), в конце первой подавались газодинамические импульсы. Температура торможения варьировалась в пределах $T^*=1400-1650\text{K}$ при числах Маха на входе $M=1,7$ и $2,0$. При этом изменялись условия подачи управляющих импульсов, а также топлива в расширяющуюся часть КС (второй пояс подачи), для обеспечения устойчивого горения в пседоскачке. Была проведена серия испытаний, в которых определены условия устойчивого воспламенения и перехода к стабилизации пседоскачкового горения в модельной КС.

Анализ полученных результатов свидетельствует, что на поддержание стабильного инициирования и развития процесса горения, кроме параметров пакета импульсов, значительное влияние оказывают величины расходов топлива (основного и во второй пояс) в сочетании с моментами подачи пакета импульсов и топлива.

Изучены особенности нового способа организации рабочего процесса в высокоскоростных КС на углеводородном топливе, связанные с организацией устойчивого преддетонационного режима горения. Выполнена экспериментальная проверка предложенного способа организации горения в малоразмерных модельных КС. Показано повышение эффективности горения и снижение гидравлических потерь за счёт осуществления преддетонационного режима горения, когда торможение потока происходит до транзвуковой скорости течения без перехода к дозвуковой. Кроме того, не требуются механические элементы для стабилизации пламени в потоке.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 20-08-00245).

Литература

1. Третьяков П.К., Прохоров А.Н. Сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель с пульсирующим режимом запуска (СПВРД С ПРЗ) и способ его работы // Патент на изобретение РФ (Заявка № 2016113653. Приоритет 08.04.2016). No.2651016. М., 2018. С. 8. (Бюллетень «Изобретения. Полезные модели», № 11).
2. Третьяков П.К. Организация эффективного горения керосина в канале при больших скоростях потока // Физика горения и взрыва. 2020. № 1. С. 42–47.
3. Третьяков П.К., Тупикин А.В., Куранов А.Л., Колосенок С.В., Саваровский А.А., Абашев В.М. Применение синтез-газа для интенсификации горения керосина в сверхзвуковом потоке // Физика горения и взрыва. 2020. № 5. С. 45–48.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНОГО ТЕЧЕНИЯ В КОЛЬЦЕВОМ КАНАЛЕ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ПРОДОЛЬНЫХ ГРАДИЕНТАХ ДАВЛЕНИЯ

В. В. Трифонов, А. И. Решмин, С. Х. Тепловодский

Научно-исследовательский институт механики

Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова

Обнаруженное влияние изменения геометрических параметров канала на характеристики турбулентности вызвало интерес к использованию этого эффекта. Численно и экспериментально [1, 2] исследованы турбулентные характеристики в плоских и круглых расширяющихся и сужающихся каналах с целью увеличения и подавления турбулентности, соответственно.

По сравнению с потоками в плоских и круглых каналах поток в кольцевых каналах более разнообразен. При постоянном расходе и температуре число Рейнольдса оказывается постоянным для плоского канала, обратно пропорциональным диаметру для круглого канала и обратно пропорциональным сумме внутреннего и наружного диаметров для кольцевого канала. В плоском канале изменение угла раскрытия однозначно изменяет среднюю скорость, а в круглом канале – среднюю скорость и число Рейнольдса. В кольцевом канале угол раскрытия не определяет изменение числа Рейнольдса. Число Рейнольдса может оставаться постоянным, если углы наклона стенок равны и противоположны по знаку. С другой стороны, при изменении числа Рейнольдса средняя скорость потока может оставаться постоянной. При расширении канала за счет внутренней стенки число Рейнольдса увеличивается, а за счет внешней стенки уменьшается.

Задача рассматривалась в следующей постановке (рис. 1). На входном участке длиной L_1 с постоянными диаметрами стенок D_1 и D_2 , и высотой канала h_1 устанавливается развитое турбулентное течение. Далее следует основной участок с изменением диаметров канала длиной L_d и выпускная секция постоянного поперечного сечения с диаметрами, равными диаметрам выхода из основной секции.

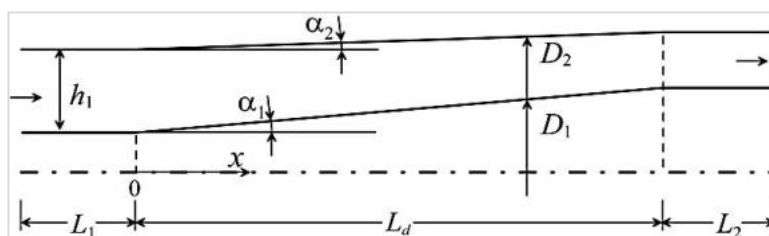


Рис. 1. Расчетная схема

Турбулентные характеристики потока в кольцевом канале переменного сечения численно исследуются с использованием трехпараметрической дифференциальной модели турбулентности [3].

Расчеты показали, что при линейном по длине канала изменении радиусов стенок максимальный по абсолютной величине отрицательный продольный градиент давления получается при наибольшем сужении канала и оказывается на порядок больше градиента, устанавливающегося в выходной секции канала. При этом в начале конической части канала давление меняется слабо. Для получения такого течения разработана методика расчета формы канала по заданному изменению числа Рейнольдса и градиента давления по длине канала. Расчет течения при таком изменении по длине диаметров стенок канала, что число Рейнольдса не изменяется, а градиент давления в основной секции постоянен и равен заданному, показал более эффективное подавление турбулентности, чем при линейном по длине изменении диаметров. При этом, однако, диаметры канала очень сильно изменяются в начале основной секции.

Наилучшее подавление турбулентности отмечено при течении в канале с такой основной секцией, где градиент давления не постоянен, а изменяется от значения на выходе входного участка до задаваемого на выходе основной секции. При этом вид зависимости градиента давления и числа Рейнольдса от длины может варьироваться.

Работа выполнена за счёт гранта РНФ (проект № 20-19-00404).

Литература

1. Решмин А.И., Трифонов В.В., Тепловодский С.Х. Турбулентное течение в круглом безотрывном диффузоре при числах Рейнольдса, меньших 2000 // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2011. № 2. С. 121–130.
2. Tanaka H., Kawamura H., Tateno A., Hatamiya S. Effect of Laminarization and Retransition on Heat Transfer for Low Reynolds Number Flow Through a Converging to Constant Area Duct // Journal of Heat Transfer. 1982. Vol. 104. Issue 2. Pp. 363–371.
3. Лущик В.Г., Павельев А.А., Якубенко А.Е. Трехпараметрическая модель сдвиговой турбулентности // Известия АН СССР. Механика жидкости и газа. 1978. № 3. С. 13–25.

ВЛИЯНИЕ ВЯЗКОСТИ НА УНОС ЛЕГКОПЛАВКОГО ТОПЛИВА ПОТОКОМ ГОРЯЧЕГО ГАЗА

В. А. Усанов, С. Е. Якуш, С. А. Рашковский

Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлинского Российской академии наук.

Характеристики работы прямоточных воздушно-реактивных двигателей на твердом легкоплавком топливе зависят от скорости уноса расплавленного топлива потоком горячего газа. В этом процессе существенную роль играет динамическая вязкость жидкой фазы [1].

В данной работе выполнено численное моделирование методом VOF (Volume of Fluid) взаимодействия горячего газового потока со слоем расплава на поверхности топлива, в качестве которого рассматривался парафин, имеющий низкую температуру плавления. Зависимость динамической вязкости жидкой фазы парафина от температуры имела вид (1) с коэффициентами, представленными для разных вариантов в табл. 1.

$$\mu = A \exp\left(\frac{B}{T}\right)$$

Таблица 1
Значения коэффициентов из формулы (1)

Номер варианта	V1	V2	V3
A	0.000013	0.000012	0.00002
B	19426.5	25561.4	25421.7

На рис. 1 графически показана зависимость динамической вязкости жидкой фазы парафина от температуры.

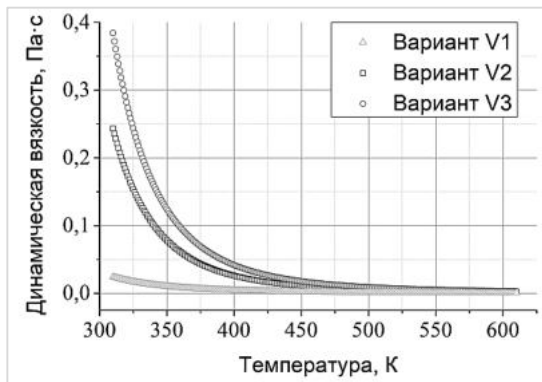


Рис. 1. Зависимость динамической вязкости от температуры расплавленного парафина для трех случаев

На рис. 2 показана возмущенная поверхность слоя расплава, полученная в расчетах (вариант V1). Видно образование волн на границе слоя расплава, сопровождающееся периодическим срывом жидких капель потоком газа.

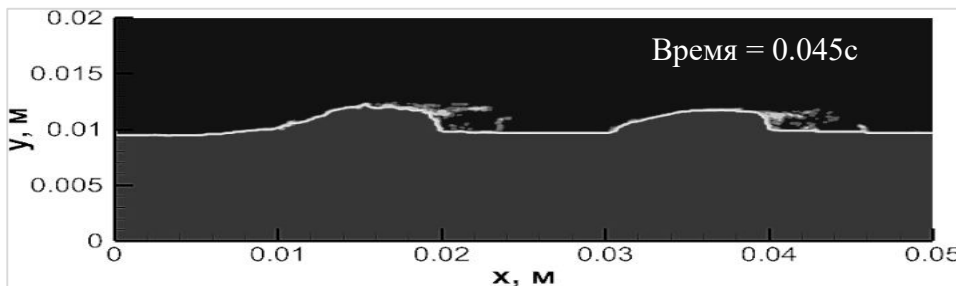


Рис. 2. Мгновенная форма поверхности расплава

На рис. 3 построены зависимости от времени толщины расплавленного слоя парафина и толщины твердого слоя парафина при разных значениях вязкости. Из рис. 3 следует, что увеличение вязкости расплава вызывает увеличение толщины жидкого слоя парафина, а также ведет к уменьшению скорости регрессии твердого слоя вследствие замедления прогрева твердого парафина.

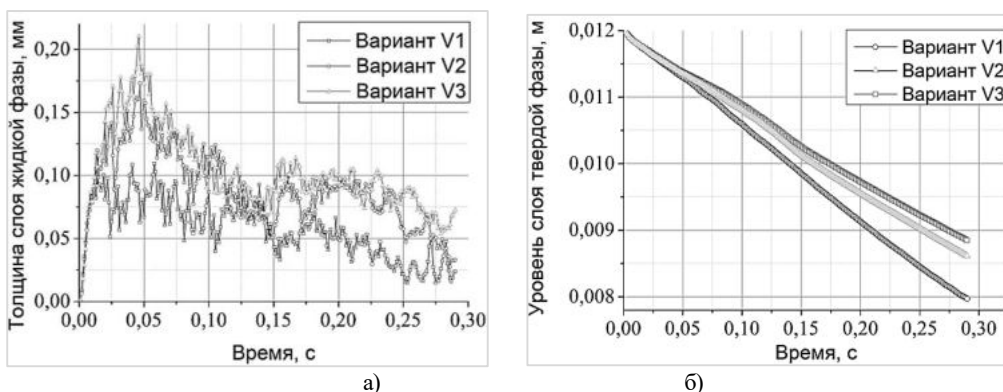


Рис. 3. Изменение толщины расплавленного слоя парафина во времени (а) и изменение толщины твердого слоя парафина во времени (б)

Литература

1. Rashkovskii S.A., Yakush S.E. Numerical simulation of low-melting temperature solid fuel regression in hybrid rocket engines // Acta Astronautica. 2020. Vol. 176. Pp. 710-716.

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ СТРУКТУРЫ И ГИСТЕРЕЗИСА СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙНЫХ ВЗАИМОДЕЙСТВИЙ ПО КРИТЕРИЮ НЕЙМАНА

В. С. Фаворский

Сибирский государственный университет науки и технологии им. акад. М. Ф. Решетнева

Анализ устойчивости и выявление режимов течения с неоднозначными конфигурациями затруднен невозможностью экспериментального получения в эксперименте равновесных неустойчивых состояний. Выявление причин возникновения таких режимов позволит учитывать возможность их проявления при проектировании технических устройств для достижения более высоких эксплуатационно-технологических характеристик.

Проблема потери устойчивости в течениях газа связана как со сменой режима течения, так и с возникновением, в ряде случаев, автоколебательных режимов. В настоящее время достигнут значительный успех в вычислительном моделировании течений. Однако это не снимает проблему в интерпретации полученных результатов, в построении феноменологических моделей, необходимых для выявления анализа устойчивости равновесных неустойчивых состояний.

Структура сверхзвуковых струй содержит целый ряд самостоятельных физических элементов течения, характеризующихся оригинальными особенностями и закономерностями изменяемых параметров. К их числу нужно отнести область у кромки сопла, где начинается взаимодействие высокоскоростного потока и пограничного слоя, стекающего со стенки сопла, с внешней средой. В этой области формируется висячий скачок уплотнения, внешний слой смешения и пограничный слой самой струй, зарождаются вихревые жгуты в слое смешения, происходит воздействие на область свободного расширения возмущений из внешней среды. Сам висячий скачок уплотнения, охватывающий зону свободного расширения, имеет «бочкообразную» форму, и является результатом столкновения расширяющегося газа с плотной внешней средой. В зависимости от параметров истечения, возможно как смыкание висячего скачка на оси струи (регулярного отражения висячего скачка от оси струи), так и образование в приосевой области прямого скачка уплотнения (диска Маха). Висячий и прямой скачки уплотнения взаимодействуют в тройной точке, образующей кольцевую линию. За прямым

скачком уплотнения образуется область дозвукового течения, переходящая в сверхзвуковое течение в горловом сечении, образованным тангенциальным разрывом.

Встречное взаимодействие двух одинаковых сверхзвуковых струй, когда оси сопел лежат в одной плоскости и пересекаются под углом 120° , стало предметом исследований в [1]. Взаимодействие струй приводит к существенной деформации ударно-волновой структуры. Результат взаимодействия в силу плоской симметрии условий и геометрии струй также обладает осевой симметрией. Однако в результате исследований выявлен диапазон расстояний, характеризующийся наличием равновероятных асимметричных конфигураций ударно-волновой структуры течения, переход между которыми происходит со значительным гистерезисом по давлению в одной из струй и по изменению расстояния между срезами сопел. При этом симметричная картина течения для определенного диапазона расстояний между срезами сопел не реализуется.

Физический эксперимент проводился со струями воздуха, истекающих в атмосферу с нормальным давлением, а также в барокамеру при давлении внешней среды 100 Па. Для разреженных струй характерны устойчивая картина течения без автоколебательных режимов газодинамической структуры. Для взаимодействия плотных струй, напротив, картина течения характеризуется спонтанными переходами между двумя устойчивыми конфигурациями, причем спектр релаксационных автоколебаний не имеет определенной дискретной составляющей, что свойственно процессам со случайным значением интервала времени между перестройками течения.

Исследование причин потери устойчивости в более широком диапазоне углов между осями сопел показали схожесть их с причиной возникновения гистерезиса при натекании сверхзвуковой струи на плоскую преграду [2] и критерия перехода от регулярного к нерегулярному отражению скачка уплотнения от оси симметрии, предложенным в 40-х годах прошлого века Дж. фон Нейманом [3] и подробно рассмотренным в работе [4]. Определение причины возникновения асимметричных устойчивых конфигураций при взаимодействии двух одинаковых струй в симметричных условиях было продолжено при проведении численного трехмерного моделирования течения с использованием программного обеспечения [5]. Результаты численных исследований показали, что существенное влияние на возникновение асимметричных картин течения вносит способность внешних границ струй изменять конфигурацию висячих скачков уплотнения в направлении, перпендикулярном плоскости, проходящей через оси сверхзвуковых сопел. При невозможности установления симметричной картины течения одна из струй вынуждена не только сместить ближе к соплу часть центрального скачка уплотнения, но и сместить боковую границу слоя смешения от плоскости взаимодействия.

Анализ границ гистерезиса перестройки структуры течения проводится по функции перепада полного давления на элементе контактной поверхности по критерию пространственной устойчивости.

Литература

1. Favorskiy V.S., Sokolov E.I., Shatalov I.V. Influence of the angle between nozzle axes on interaction of two identical supersonic jets // *Thermophysics and Aeromechanics*. 2000. Vol. 7. No. 1. Pp. 47-53.
2. Favorskiy V.S., Gorshkov G.F., Uskov V.N. Non stationary flow an underexpanded jet around an unbounded obstacle // *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 1993, Vol. 34. No. 1, Pp. 41-48.
3. von Neumann J. Oblique reflection of shock waves. Explosive Research report 12, Navy Dept. Bureau of Ordnance, Washington DC. US Dept. Comm off. Tech Serv. PB37079, 1943.
4. Ivanov M.S., Vandromme D., Fomin V.M., Kudryavtsev A.N., Hadjadj A., Khotyanovsky D.V. Transition between regular and Mach reflection of shock waves: new numerical and experimental results // *Shock Waves*. 2001. Vol. 11. Issue 3. Pp. 199-207.
5. Материалы сайта <http://www.gtn.ru/~ignatiev/>

КАЧЕСТВЕННЫЙ РАСЧЕТ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ НА ОСНОВЕ ПОЛУЭМПИРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ

Н. Б. Федосенко, А. А. Яценко, О. К. Овчинникова

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

При управлении беспилотными летательными аппаратами возникает проблема устойчивого обмена информацией. Перспективным способом передачи информации для управления такой группой является электромагнитное излучение оптического диапазона. Данный способ имеет ряд преимуществ: закрытость канала, высокую пропускную способность, невосприимчивость к радиопомехам, но также имеется и ряд особенностей, которые необходимо учитывать – атмосферные явления, химические реакции, ударно-волновые структуры, пограничный слой вокруг летательного аппарата; все эти явления вносят искажения в проходящий электромагнитный луч [1]. В результате возникает комплексная задача, прямое моделирование которой потребует большое количество вычислительных ресурсов. В данной работе предлагается полуэмпирический метод, который может качественно, с допустимой погрешностью, описать поле течения вдоль траектории проходящего электромагнитного излучения в зависимости от формы тела и скорости набегающего потока.

В работе [2] рассматриваются методы управления группы беспилотных летательных аппаратов, позволяющие осуществлять движение группы как по замкнутой, так и по разомкнутой пространственной кривой. Таким образом, известна схема движения и граф связи группы беспилотных летательных аппаратов, по которому можно оценить через какие газодинамические структуры проходит электромагнитное излучение, обеспечивающее энергоинформационный обмен. При таком маневрировании необходимо обеспечивать высокоскоростную связь между «ведущим» и ведомыми элементами группы.

При движении тела с высокой сверхзвуковой скоростью возникающие ударно-волновые системы, сдвиговые и пограничные течения и другие структуры течения можно рассматривать как границу раздела сред, поскольку параметры среды, оказывающие влияние на электромагнитное излучение (плотность, давление, температура), могут меняться скачкообразно. Отражение и преломление света происходят с соблюдением закономерностей геометрической оптики.

Используя данные имеющегося физического или численного эксперимента обтекания тела или группы тел высокоинтенсивным сверхзвуковым потоком, определяется направление и локализация падающего излучения наиболее удаленной от рассматриваемого тела неоднородности (ударная волна, волны Римана и т.п.), условной «границы раздела сред». В случае, если такой границей служит отошедшая сильная ударная волна или присоединенный скачок уплотнения, расстояние и угол до оси тела можно обозначить коэффициентом формы.

Далее получаем выражения для параметров среды (плотность и температура) вдоль по траектории проходящего электромагнитного излучения. Имея полученные зависимости, можно вывести зависимости для интенсивности электромагнитного излучения.

Работа выполнена в организации ФГБОУ ВО БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (доп. соглашение от 09.06.2020 № 075-03-2020-045/2 на выполнение государственного задания).

Литература

1. Чернышов М.В., Яценко А.А. Влияние неоднородностей поля течения на энергоинформационный обмен при полетах с высокой сверхзвуковой скоростью // вопросы оборонной техники. Сер. 16. Технические средства противодействия терроризму. 2020. Вып. 11-12. С. 32-37.
2. Костин И.Д., Попов А.М., Кострыгин Д.Г., Фадеева Ю.В. Децентрализованное управление полетом строя БПЛА на основе теории плоских систем // Тезисы 19-ой Международной конференции. М., 2020.

3. Sutton G.W. Aero-optical foundations and applications // AIAA Journal. 1985. Vol. 23. Issue 10. Pp 1525-1537.

4. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Аэрооптические эффекты в турбулентном потоке и их моделирование // Журнал технической физики. 2008. Том 78. Вып. 2. С.77-83.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДРОБЛЕНИЯ СТРУИ И ОБРАЗОВАНИЕ КАПЕЛЬ-САТЕЛЛИТОВ

И. Д. Федосов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Задачи, связанные с дроблением струи и образованием капель-сателлитов, являются актуальными в наше время. Для проведения технологических процессов, в которые входят двухфазные среды, требуется, чтобы эти частицы были калиброванного размера (дозированы). В этом случае наиболее эффективным подходом получения калиброванных частиц является подход, в котором мы можем очень точно воспроизвести следующие параметры струи: её диаметр, скорость истечения жидкости, физические характеристики этого тела. Дальше такая струя склонна при распространении фрагментироваться на капли вполне определённого размера – так называемая неустойчивость Рэлея-Плато.

В основе неустойчивости Рэлея-Плато лежит явление, связанное с капиллярными эффектами на поверхности струйки, и потерей устойчивости цилиндрической струи жидкости при возмущении формы её поверхности синусоидальной волной. Эти возмущения крошечные, они существуют всегда, независимо от того, насколько гладким является поток. Их вполне можно описать как гармонические колебания. Если мы разделим эти колебания на синусоидальные или косинусоидальные компоненты, мы обнаружим, что некоторые компоненты со временем растут, а другие со временем затухают. Среди тех, которые растут со временем, одни растут быстрее, чем другие. По прошествии времени именно компонента с максимальной скоростью роста будет преобладать и в конечном итоге станет тем, что разбивает поток на капли.

Для демонстрации данного явления была разработана программа в среде MATLAB, показывающая динамику изменения формы струи, с последующим образованием капли-сателлита с диаметром, отличным от базового. В программе рассматривается участок струи, границы которого специально подобранный для лучшего отображения процесс.

Основными уравнениями для модели осесимметричного движения несжимаемой жидкости были выбраны уравнение количества движения и уравнение неразрывности.

Далее будут представлены результаты численного моделирования процесса.

Данная серия кривых представляет форму расчетного участка в различные моменты времени развития капиллярной неустойчивости струи идеальной жидкости. Видно, что от начального состояния (цилиндрического) в центре области начинается образование перетягивающей струю шейки, а на краях нашей расчётной области происходит рост радиального размера струи и накопление массы.

В определённый момент времени происходит формирование некоторого плато. При дальнейшем развитии процесса на краях плато появляются новые шейки, рост которых формируют новую структуру – каплю-сателлит малого размера.

Разработанными средствами было проведено численное моделирование процесса образования капли-сателлита. Показана работоспособность данной модели. Используемая разработка может быть использована для определения характеристик процесса дробления при использовании этого в различных технологиях.

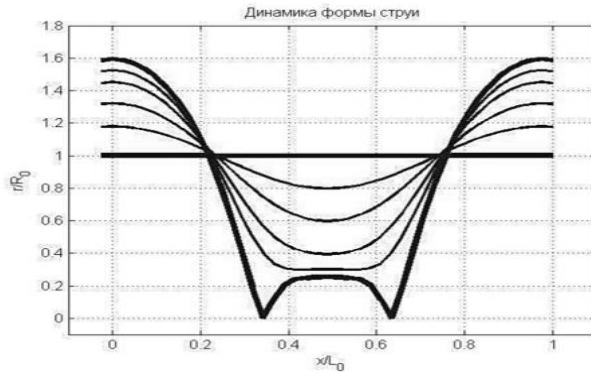


Рис. 1. Динамика изменения формы струи

Направление исследования отвечает плану работ по гранту Российского научного фонда № 21-19-00657, <https://rscf.ru/project/21-19-00657/>.

Литература

1. Емельянов В.Н. Численные методы: введение в теорию разностных схем. М.: Юрайт, 2018. 188 с.
2. Ван-Дайк М. Альбом течений жидкости и газа. М.: Мир, 1985. 180с.
3. Неустойчивость Плато-Рэля [Электронный ресурс] // URL: https://www.hmong.press/wiki/Plateau-Rayleigh_instability. (дата обращения: 02.04.2022).

ИССЛЕДОВАНИЕ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР МЕТОДАМИ ГАМИЛЬТОНОВОЙ ГЕОМЕТРИИ

Н. Н. Фимин

Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук

Геометрическое описание эволюции вихревых гидродинамических систем может быть проведено с использованием потенциалов Монжа, что приводит к гамильтоновой форме исходных уравнений Эйлера. Для этого мы строим кинетический потенциал Лагранжа с помощью поля скорости потока, которое предварительно определяется с помощью набора скалярных потенциалов Монжа и термодинамических соотношений. Следующим шагом является преобразование полученного лагранжиана с помощью преобразования Лежандра в функцию Гамильтона и правильное введение обобщенных импульсов, канонически сопряженных с переменными конфигурации, в новом фазовом пространстве динамической системы. Далее, используя полученную гамильтонову функцию, определим гамильтоново пространство на кокасательном расслоении над потенциальным многообразием Монжа. Вычислив гессиан гамильтониана, получим коэффициенты фундаментального тензора гамильтонова пространства, определяющие его метрику. Далее мы определим аналоги коэффициентов Кристоффеля для N -линейной связи. Рассматривая уравнения Эйлера–Лагранжа с полученными коэффициентами связности, мы приходим к геодезическим уравнениям в виде горизонтальных и вертикальных траекторий в гамильтоновом пространстве. В рассматриваемом случае нетривиальные решения могут иметь только дифференциальные уравнения для вертикальных путей. Анализируя полученную систему уравнений геодезического движения с точки зрения устойчивости решений, можно получить важные физические выводы относительно исходной гидродинамической системы. Для этого мы исследуем возможное увеличение или уменьшение бесконечно малого расстояния между геодезическими вертикальными траекториями (реше-

ния соответствующей системы уравнений Якоби-Картана). В результате мы можем сформулировать весьма общие критерии распада и разрушения вихревой континуальной системы.

Литература

1. Fimin N.N., Chechetkin V.M. The Physical Foundations of Hydrodynamic Processes. Macroscopic and Kinetic Approaches. World Scientific, Singapore-London-Tokyo. 2020. 296 p.

ПОИСК ПРОТОНИРОВАННЫХ МОЛЕКУЛ ИНЕРТНЫХ ГАЗОВ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ. ФОРМИРОВАНИЕ ArH^+ И HeH^+ ПРИ КОНДЕНСАЦИИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СМЕСЕЙ

В. Э. Художитков, В. В. Каляда, А. Е. Зарвин

Новосибирский государственный университет

Известно, что аргон, гелий и другие инертные газы обладают крайне низкой химической активностью. Тем не менее, некоторые соединения с их участием были обнаружены. Например, молекулярный ион ArH^+ , называемый также аргонием, был впервые обнаружен в спектральных измерениях в 1982 году [1]. Также сравнительно недавно вращательный спектр аргония зарегистрирован в межзвёздном пространстве [2]. Присутствие иона ArH^+ установлено при исследованиях методом масс-спектрометрии состава молекулярных пучков смесей аргона с парами воды [3].

Нас заинтересовал вопрос о возможности формирования ионов протонированного аргона и гелия в сверхзвуковых кластированных потоках. Исследование выполнено на газодинамическом комплексе ЛЭМПУС-2 Новосибирского государственного университета [4]. Измерения производились как традиционным методом молекулярно-пучковой масс-спектрометрии, так и при ионизации газового потока непосредственно в струе хорошо сфокусированным электронным пучком с энергией электроном 10 кэВ (метод SIMS). В методе SIMS после ионизации газового потока образующиеся ионы транспортируются через молекулярно-пучковую систему на квадрупольный масс-спектрометр с выключенным собственным ионизатором [5].

В результате исследований смеси $90\%Ar + 10\%H_2$ ион ArH^+ ($m/e=41$) был обнаружен только при измерениях, проводимых в режиме SIMS. Пример сравнения полученных масс-спектров методами SEM и SIMS при давлении торможения $P_0=100$ кПа приведен на рис. 1. В обоих вариантах измерений, кроме пика иона Ar^+ большой интенсивности ($m/e=40$), наблюдается пик двукратно ионизованного аргона Ar^{2+} ($m/e=20$), а также пик малой интенсивности димера аргона, Ar_2^+ ($m/e=80$).

При аналогичных условиях в ионизированном сверхзвуковом кластированном потоке $90\%He + 5\%H_2$ при давлении торможения $P_0=200$ кПа обнаружен ион HeH^+ (см. рис. 2).

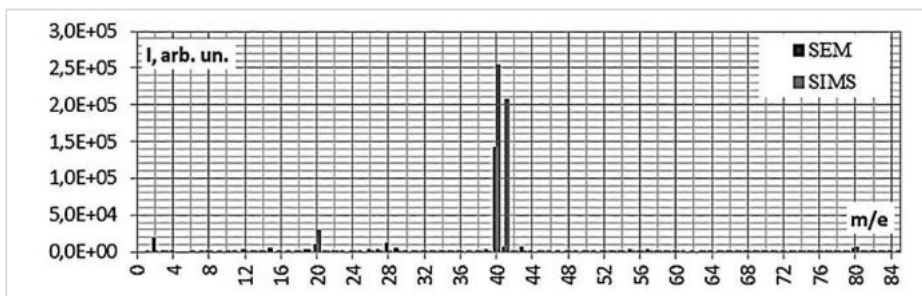


Рис. 1. Сравнение масс-спектров, полученных методами SEM и SIMS. Давление торможения $P_0 = 100$ кПа.

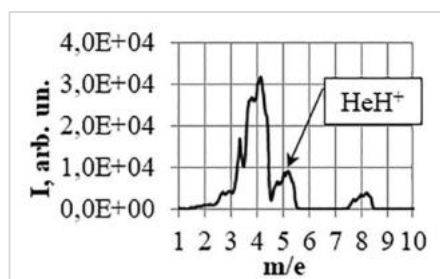


Рис. 2. Масс-профиль состава ионного потока смеси 95%He + 5%Н₂ при регистрации методом SIMS. Давление торможения P₀= 200 кПа

Более подробное описание результатов экспериментальной работы, выводов и предположений, сделанных на их основе, будет представлено в докладе.

Работа выполнена с использованием оборудования Центра коллективного пользования «Прикладная физика» НГУ при финансовой поддержке РФФИ, грант № 22-11-00080.

Литература

1. Brault J.W., Davis S.P // Physica Scripta. 1982. Vol. 25. P. 268.
2. Barlow M.J. et al. // Science. 2013. Vol. 342. Issue 6164. Pp. 1343-1345.
3. Ходорковский М.А., Аргамонова Т.О. и др. // ЖТФ. 2009. Т. 79. № 1. С. 3-9.
4. Zarvin A.E., Kalyada V.V. et al // IEEE Transactions on Plasma Science. 2017. Vol. 45. No. 5. Pp. 819-827.
5. Chinenov S.T., Zarvin A.E. et al. // IOP Conf. Series: J. Phys. 2018. Vol. 1105. Paper No. 012113.

ИМПАКТ СВОБОДНО ПАДАЮЩЕЙ КАПЛИ: ТЕЧЕНИЯ, ВОЛНЫ, ЗВУКИ

Ю. Д. Чашечкин

Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлинского Российской академии наук

Число теоретических, экспериментальных, численных исследований импакта капли – последовательности атомно-молекулярных, гидродинамических, акустических, химических процессов, сопровождающих слияние свободно падающей капли с покоящейся принимающей жидкостью, в последние десятилетия устойчиво растет. Развитие обусловлено научной содержательностью темы и растущим числом областей практического приложения результатов. Диапазон линейных масштабов областей приложений – от субъядерных в капельной модели ядра до астрономических.

В данной работе приводятся результаты экспериментальных исследований процессов переноса вещества, импульса и энергии при слиянии свободно падающей капли с покоящейся [1], закрученной в вихре [2] или взволнованной жидкостью [3]. Опыты выполнены на стендах Уникальной исследовательской установки «ГФК ИПМех РАН» [4]. Методика опытов разрабатывалась с учетом свойств полных решений системы фундаментальных уравнений механики неоднородных жидкостей, описывающих и крупные макроскопические компоненты – волны, вихри, струи и лигаменты, которым в опытах соответствуют тонкие прослойки и волокна [5]. Замыкающие уравнения состояния включают распределения потенциала Гиббса и плотности среды и учитывают действие основных механизмов передачи и трансформации энергии. В капельных течениях энергия переносится со скоростью потока, групповой скоростью волн различного типа, а также непосредственно атомно-молекулярными процессами – мед-

ленными диссипативно-диффузионными и быстрыми, обусловленными перестройкой тонкой внутренней структуры среды: уничтожением или формированием свободной поверхности, химическими реакциями, физическими процессами ионизации и нейтрализации зарядов, другими явлениями.

Быстрое преобразование энергии вызывает распад линии контакта на быстрые струйки [6], формирование систем капиллярных волн вокруг венца и внутри каверны или сопутствующих звуковых пакетов и в воде, и в воздухе [7]. Лигаменты формируют тонкие течения в толще жидкости, позволяющие визуализировать геометрию областей протекания химических реакций [8]. При большой разности температур жидкости капли (воды) и расплава металла они формируют выброс капельных струй – водопаровых, водо-металлических и капель чистого металла.

Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ (проект 19-19-00598, <https://rscf.ru/project/19-19-00598/>). Опыты проведены на стендах УИУ «ГФК ИПМех РАН».

Литература

1. Chashechkin Yu. D. Fast superfine components and sound packets in flows induced by a drop impact on a target fluid at rest // Fluid Dynamics & Material Processing (FDMP). 2020. Vol. 16, No. 4. Pp. 773–800. DOI:10.32604/fdmp.2020.09001.
2. Степанова Е.В., Чаплина Т.О., Трофимова М.В., Чашечкин Ю.Д. Структурная устойчивость процесса переноса вещества из компактного пятна в составном вихре // Известия РАН. Физика атмосферы и океана. 2012. Т. 48. № 5. С. 578-590.
3. Чашечкин Ю.Д. Перенос вещества окрашенной капли в слое жидкости с бегущими плоскими гравитационно-капиллярными волнами // Известия РАН. Физика атмосферы и океана. 2022. Т. 58. № 2. С. 218-229. DOI: 10.31857/S0002351522020031.
4. УИУ «ГФК ИПМех РАН». Сайт: <http://www.ipmnet.ru/uniquequip/gfk/#equip>.
5. Chashechkin Y.D. Foundations of engineering mathematics applied for fluid flows // Axioms. 2021. Vol. 10. P. 286. <https://doi.org/10.3390/axioms10040286>.
6. Чашечкин Ю.Д., Ильиных А.Ю. Распад капли на отдельные волокна на границе области контакта с принимающей жидкостью // Доклады Российской академии наук. Физика, Технические науки. 2021. Т. 497. С. 3–35. DOI: 10.31857/S2686740021020139.
7. Чашечкин Ю.Д. Пакеты капиллярных и акустических волн импакта капли // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2021. № 1 (94). С. 73-92. DOI: <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2021-1-73-92>
8. Чашечкин Ю.Д., Ильиных А.Ю. Визуализация областей контакта сред в течениях импакта капли с химическими реакциями // Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки. 2021. Т. 500. С. 39-47. DOI: 10.31857/S2686740021050023.
9. Чашечкин Ю.Д., Якуш С.Е., Ильиных А.Ю. Группы брызг импакта капли воды, свободно падающей в расплавленный металл // Доклады РАН. Доклады российской академии наук. Физика, технические науки. 2021. Т. 498. С. 22-26. DOI: 10.31857/S268674002103007X.

ИНЖЕНЕРНАЯ МАТЕМАТИКА ТЕЧЕНИЙ ЖИДКОСТЕЙ С ХИМИЧЕСКИМИ РЕАКЦИЯМИ

Ю. Д. Чашечкин

Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлинского Российской академии наук

Согласованные теоретические и экспериментальные исследования течений химически инертных и реагирующих жидкостей проводятся в рамках **Инженерной математики** – аксиоматической науки о принципах выбора символов, правил операций и критериев контроля точности, и сопряженной дисциплины – **Технической физики** – эмпирио-аксиоматической

науки о принципах выбора физических величин, методов их измерений и оценки погрешности [1, 2]. Ключевым здесь является соответствие математического и физического содержания вводимых величин и возможность их измерения, то есть определения значения с одновременной оценкой погрешности (в частности, с использованием принципа избыточности).

Основой описания течения жидкостей и газов в модели сплошной среды служат аксиоматика векторного пространства, включающая определение понятия «движения», и дифференциальные версии законов сохранения импульса, вещества и энергии – традиционные уравнения неразрывности, Навье-Стокса, Фурье и Фика. В качестве замыкающих уравнений состояния выбираются распределения внутренней энергии или потенциала Гиббса и плотности среды как функций других термодинамических величин (давления, температуры, концентрации примесей). Жидкость характеризуется набором физических величин механической, физической и химической природы. Система уравнений анализируется с учетом совместности методами теории сингулярных возмущений [1, 2].

Набор полных решений линейной системы включает волны и тонкие лигаменты [3], которым в картине течений соответствуют высокоградиентные прослойки и волокна. В полной постановке все компоненты взаимодействуют между собой и средним потоком [4].

При разработке методики расчетов учитывается неоднородность распределения внутренней энергии, возможность ее макроскопического переноса течением, волнами различных видов и микроскопического – медленного (диффузионными процессами) и быстрого (при перестройке атомно-молекулярной или кластерной структуры и химических взаимодействиях [5]). Опыты выполнялись на стендах Уникальных исследовательских установок «ГФК ИПМех РАН» [6].

В единой постановке рассмотрена задача обтекания произвольно ориентированной полосы потоком стратифицированной (сильно или слабо) и однородной (потенциально или актуально) жидкости в диапазоне чисел Рейнольдса от единицы в течениях, индуцированных диффузией на неподвижном теле, до ста тысяч в нестационарном вихревом режиме. Рассчитанные картины течения хорошо согласуются с экспериментом [7]. Обсуждаются возможности переноса результатов на природные системы.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ (проект 19-19-00598, <https://rscf.ru/project/19-19-00598/>). Опыты проведены на стендах УИУ «ГФК ИПМех РАН».

Литература

1. Чашечкин Ю.Д. Дифференциальная механика жидкостей: согласованные аналитические, численные и лабораторные модели стратифицированных течений // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Естественные науки». 2014. № 6. С. 67-95. <http://vestniken.ru/eng/catalog/mech/hidden/547.html>.
2. Chashechkin Y.D. Foundations of engineering mathematics applied for fluid flows // Axioms. 2021. Vol. 10. P. 286. <https://doi.org/10.3390/axioms10040286>.
3. Chashechkin Yu.D. Singularly perturbed components of flows – linear precursors of shock waves // Math. Model. Nat. Phenom. 2018. Vol. 13. Issue 2. Pp. 1–29. <https://doi.org/10.1051/mmnp/2018020>.
4. Chashechkin Yu.D. Conventional partial and new complete solutions of the fundamental equations of fluid mechanics in the problem of periodic internal waves with accompanying ligaments generation // Mathematics. 2021. Vol. 9. No. 586. <https://doi.org/10.3390/math9060586>
5. Чашечкин Ю.Д., Ильиных А.Ю. Визуализация областей контакта сред в течениях импакта капли с химическими реакциями // Доклады Российской академии наук. физика, технические науки. 2021. Т. 500. С. 39-47. DOI: 10.31857/S2686740021050023.
6. УИУ «ГФК ИПМех РАН». Сайт: <http://www.ipmnet.ru/uniquequip/gfk/#equip>
7. Chashechkin Yu. D., Zagumennyi I. V. 2D hydrodynamics of a plate: from creeping flow to transient vortex regimes // Fluids. 2021. Vol.6. Paper No. 310. <https://doi.org/10.3390/fluids6090310>.

О РАСПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ МНОГОФАЗНОЙ ПОЛИДИСПЕРСНОЙ ГАЗОЖИДКОСТНОЙ СРЕДЫ В ПУЗЫРЬКОВОМ РЕАКТОРЕ КОЛОННОГО ТИПА

А. С. Чернышев¹, В. В. Чернышева²

¹ Физико-технический институт им. А. Ф. Иоффе Российской академии наук

² Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Гидродинамика потоков, обусловленных всплытием пузырей, значительным образом зависит от распределения пузырей в толще несущей среды [1]. Существенное влияние оказывают не только суммарная объемная доля пузырей в каждой точке потока, но и их распределение по размерам во всей области [2, 3]. При этом распределение пузырей влияет не только на динамические характеристики потока [2], но и на связанные с ними, такие как теплопередача в многофазной среде [4], массоперенос между фазами [5] и многие другие. Распространенность пузырьковых потоков в технических приложениях обеспечивает практическую значимость исследований таких течений.

Численное моделирование как эффективный метод исследования многофазных полидисперсных пузырьковых потоков используется в представленной работе. Математическая модель основана на эйлери-эйлеровом подходе к описанию многофазных сред [6]. В рамках модели решаются уравнения Навье-Стокса, дополненные источниковыми слагаемыми, учитывающими межфазное силовое взаимодействие (силы Стокса, Сэффмана, присоединенных масс и силы пристеночного смачивания), а также силу плавучести. Турбулентность несущей фазы учитывается при помощи модифицированной $k-\omega$ SST-модели Ментера [7] с дополнительными слагаемыми, отвечающими за генерацию и диссипацию турбулентности за счет относительного движения фаз. Обратное влияние турбулентности на дисперсную фазу учитывается при помощи слагаемого, описывающего траекторную дисперсию пузырей. Для учета неоднородности пузырей по размерам была использована гетерогенная многоклассовая модель MUltiple SIze Group (MUSIG) [8]. Модель позволяет, вводя произвольное количество классов пузырей M , с достаточной точностью описывать поведение полидисперсной среды во всем рассматриваемом объеме жидкости [2]. Начальное распределение пузырей по размерам выбирается на основе экспериментальных данных и может быть выражено логнормальным распределением [9]. Вследствие того, что рассматриваемые объемные содержания дисперсной фазы малы (менее 1%) и рассматриваются малые размеры пузырей, то такими процессами, как дробление и коалесценция, можно пренебречь.

Исследуется течение полидисперсной пузырьковой среды, возникающее под действием силы плавучести, в осесимметричной пузырьковой колонне высотой $H=0,65$ м и диаметром $D=0,07$ м. В начальный момент времени колонна полностью заполнена водой. Пузыри поступают со дна колонны через аэратор диаметром $d=0,05$ м и покидают ее через верхнюю границу. Используется $M=7$ классов пузырей, исследуются 3 характерных распределения пузырей с разными значениями математического ожидания R_M : 0,125 мм, 0,187 мм и 0,25 мм. Объемная доля пузырей на входе составляет 0,37% при средней скорости вдува 0,14 м/с. Параметры газа внутри пузырей соответствуют воздуху при нормальных условиях.

В результате моделирования было получена характерная картина течения с восходящей струей с большим содержанием дисперсной фазы в центре реактора и нисходящим потоком у стенки. При выбранных параметрах эксперимента пузыри с радиусом $R_b < 0,15$ мм захватываются нисходящим потоком в придонную область. Для распределения с $R_M=0,125$ мм доля таких пузырей составляет 34 %, что приводит к значительному росту плотности межфазной поверхности S в придонной области (64% от максимального значения вблизи аэратора на оси колонны). При этом при увеличении R_M значение S падает до 8% от максимального при $R_M=0,187$ мм и до 0,01% при $R_M=0,25$ мм. Малые ($R_b < 0,15$ мм) пузырьки

из-за захвата и уноса в придонную область имеют значительно большее характерное время пребывания в колонне по сравнению с большими пузырями, что может оказать заметное влияние на структуру потока при наличии интенсивного межфазного массо- и теплообмена. Стоит отметить, что смена режима течения может быть достигнута небольшой перестройкой начального распределения пузырей на входе в колонну.

Литература

1. Chernyshev A.S., Schmidt A.A. // *Tech. Phys. Lett.* 2020. Vol. 46. Pp. 27-30.
2. Чернышев А.С., Шмидт А.А. // *Труды НИИСИ РАН.* 2018. Т. 8. № 6. С. 52-58.
3. Zeng Y., Xu W. // *Energies.* 2021. Vol. 14. Issue 18. P. 5776. DOI: 10.3390/en14185776
4. Пахомов М.А., Терехов В.И. // *ЖТФ.* 2015. Т. 85. № 9. С. 8-16.
5. Shi W., Yang X., Sommerfeld M., Yang J., Cai X., Li G., Zong Y. // *Chem. Eng. J.* 2019. Vol. 371. Pp. 470-485.
6. Chernyshev A.S., Schmidt A.A. // *J. Phys.: Conf. Ser.* 2017. Vol. 899. Paper No. 032009.
7. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. // *Turbulence, Heat and Mass Transfer.* 2003. Vol. 4. Pp. 625-632.
8. Krepper E., Lucas D., Frank T., Prasser H.-M., Zwart P.J. // *Nuclear Engineering and Design.* 2008. Vol. 238. Pp. 1690-1702.
9. Lain S., Broder D., Sommerfeld M. // *Chem. Eng. Sci.* 1999. Vol. 54. P. 4913.

НЕОДНОЗНАЧНОСТЬ РЕШЕНИЙ ДЛЯ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ СТРУКТУР

М. В. Чернышов, К. Э. Савелова

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Теория взаимодействия стационарных газодинамических разрывов указывает на существование маховского отражения скачка уплотнения с отрицательным углом наклона отраженного скачка. Он образуется в стационарных течениях газа с большими числами Маха и малым показателем адиабаты. Возможность реализации таких («отрицательных») схем тройных конфигураций, их устойчивость и однозначность соответствующих решений представляются традиционно сомнительными.

Важно определить возможности наличия других ударно-волновых структур, которые могут возникнуть при одних и тех же параметрах сверхзвукового стационарного течения и набегающего скачка уплотнения.

Тройные конфигурации стационарных скачков уплотнения представляют собой ударно-волновые системы, состоящие из трех ударных волн (не движущихся в выбранных системах координат). Эти три скачка связаны через общую (тройную) точку, из которой исходит контактный разрыв. Такие конфигурации появляются во многих сверхзвуковых течениях; например, в соплах ракет, струйных течениях и воздухозаборниках авиационно-космических двигателей, при сверхзвуковых обтеканиях тел, при взаимодействии сверхзвуковых струй с преградами, в технологических применениях сверхзвуковых струйных течений, в других многочисленных приложениях сверхзвуковой газодинамики и аэродинамики.

С точки зрения теории взаимодействия газодинамических разрывов [2, 3], тройные конфигурации возникают в результате неравномерного отражения скачков (маховское отражение), а также в некоторых частных случаях взаимодействия догоняющих и встречных скачков. Нерегулярное взаимодействие, как показывает анализ формирования сложных ударно-волновых структур, также приводит к образованию одной или нескольких тройных точек.

Решения, соответствующие формированию «отрицательных» конфигураций, обычно всегда весьма неоднозначны, и необходимо подтверждать их реализуемость (как и устойчивость возникающих ударно-волновых структур) в каждом отдельном практически важном случае.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», FZWF-2020-0015).

НОВЫЕ АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ СВЕРХЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ С МАХОВСКИМ ОТРАЖЕНИЕМ И ЭНЕРГОПОДВОДОМ НА ГЛАВНОМ СКАЧКЕ

М. В. Чернышов, К. Э. Савелова

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Рассматривается модельное сверхзвуковое течение с маховским отражением скачков уплотнения (в частности, плоское течение сильноперерасширенной струи или течение в сужающемся канале между клиньями, имитирующем работу сверхзвукового воздухозаборника). Предлагается приближенно-аналитическая модель для быстрой оценки формы, свойств и размеров газодинамических разрывов, составляющих ударно-волновую структуру течения. При этом учитывается возможность импульсного энерговыделения на главном скачке, возникающего в результате химических реакций, инициированных сильным повышением температуры. Исследуется влияние импульсного энерговыделения на размеры и форму главного скачка уплотнения, параметры других газодинамических разрывов.

В работах [1, 2] высказана и обоснована комбинация прямого реактивного двигателя, в котором различные части потока топливно-воздушной смеси за возникающей тройной конфигурацией маховского отражения используются в различных термодинамических циклах. В частности, поток за отраженным скачком, обладающее умеренной температурой и претерпевшее относительно небольшие потери полного давления, может использоваться по схеме «классического» прямого воздушно-реактивного двигателя. Течение за главным (маховским) скачком, обладающее, особенно при больших сверхзвуковых скоростях полёта, многократно [3] меньшим давлением торможения и большой температурой, способствующей инициированию химических реакций, целесообразнее использовать по схеме прямого детонационного двигателя. При этом многократно повышенная температура потока газа (топливно-воздушной смеси) за маховским скачком уплотнения, порою в несколько раз превышающее температуру за системой из падающего и отраженного косых скачков, может инициировать импульсный энергоподвод, существенно влияющий на ударно-волновую структуру течения [4].

Для разработки технологии разделения потоков, возникающих за ударно-волновой структурой маховского отражения, необходим алгоритм расчета (быстрой оценки) размеров и формы возникающих газодинамических разрывов, в том числе главного скачка уплотнения и тангенциального разрыва, исходящего из тройной точки. Разработанные ранее приближенно-аналитические модели течений (см., например, [5]) с разной степенью точности решали проблему определения ключевого параметра задачи – высоты тройной точки маховского отражения. Интерес к уточнению предшествующих и созданию новых приближенно-аналитических моделей, проявившийся в последние несколько лет [6, 7], по-видимому, связан с практической разработкой аппаратов для полетов с высокой сверхзвуковой скоростью, а также прямооточных детонационных двигателей и комбинированных двигательных устройств.

В представленной работе решается задача быстрого приближенного определения формы и размеров газодинамических разрывов, возникающих при маховском отражении в модельных течениях в сверхзвуковых струях и входных каналах сверхзвуковых воздухозаборников с

учетом возможного импульсного энергоподвода на главном скачке уплотнения. Исследуется влияние импульсного энерговыделения на параметры ударно-волновой структуры, связанные с техническими характеристиками перспективного реактивного двигателя.

Заключение. Полный параметрический анализ ударно-волновой структуры течений с маховским отражением скачков уплотнения при наличии возможности импульсного энерговыделения, который планируется провести в дальнейшем, может представлять интерес при анализе и проектировании газодинамических импульсных устройств, двигательных установок аэрокосмической техники.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», FZWF-2020-0015).

Литература

1. Иванов М.С., Кудрявцев А.Н., Троцюк А.В., Фомин В.М. Способ организации детонационного режима горения в камере сгорания сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя // Заявка на выдачу патента на изобретение № 2004136236/06 от 10.12.2004, номер патента RU 2285143 С2 от 10.10.2006.

2. Chernyshov M.V., Murzina K.E., Matveev S.A., Yakovlev V.V. Shock-wave structures of prospective combined ramjet engine // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 618. Paper No. 012068. 10 p. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/618/1/012068>

3. Усков В.Н., Чернышов М.В. Особые и экстремальные тройные конфигурации скачков уплотнения // Прикладная механика и техническая физика. 2006. Т. 47. № 4. С. 39-53.

4. Chernyshov M.V., Kapralova A.S., Matveev S.A., Savelova K.E. Stationary Mach Configurations with Pulsed Energy Release on the Normal Shock // Fluids. 2021. Vol. 6. Issue 12. Paper No. 439. 16 p. <https://doi.org/10.3390/fluids6120439>

5. Омельченко А.В., Усков В.Н., Чернышов М.В. Об одной приближенной аналитической модели течения в первой бочке перерасширенной струи // Письма в Журнал технической физики. 2003. Т. 29. Вып. 6. С. 56-62.

6. Lin J., Bai C.-Y., Wu Z.-N. Study of asymmetrical shock wave reflection in steady supersonic flow // Journal of Fluid Mechanics. 2019. Vol. 864. Pp. 848-875.

7. Choe S.-G. A method for predicting Mach stem height in steady flows // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2021. <https://doi.org/10.1177/09544100211001518>.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗРЫВОЗАЩИТНОЙ УРНЫ

М. В. Чернышов, К. Э. Савелова, А. С. Капралова, А. А. Яценко

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

В современном мире растет опасность террористических взрывов в местах массового скопления людей, на критически важных объектах инфраструктуры, на промышленных предприятиях и транспортных объектах. Во многих случаях, отраженных в открытой печати, попытка террористического акта включает в себя скрытое размещение взрывного устройства в урне, багажном контейнере или другой емкости общего пользования.

В связи с этим актуальной задачей представляется разработка взрывозащитных устройств в виде урн, контейнеров и других емкостей, геометрически направляющих взрывную ударную волну в наиболее безопасную сторону (например, вертикально вверх), в случае срабаты-

вания заряда взрывчатого вещества [1-3]. Проведённый анализ экспериментальных данных в данной области, показывает [1, 3], что одного геометрического фактора недостаточно для существенного ослабления действия взрывной волны по наиболее уязвимым направлениям. Локализация направления фугасного действия взрыва должна сопровождаться использованием особых вставок из релаксационного взрывопоглощающего материала [4] или другого метода поглощения энергии взрыва.

В данной работе проводится численное исследование взаимодействия ударно-волновой структуры, возникающей вследствие взрыва, с многофазной релаксационной средой, а также анализ эффективности воздействия таких сред и адекватности математических моделей для ее описания.

На данном этапе исследования проведено тестовое численное моделирование параметров детонационной волны открытого или частично локализованного взрыва с использованием программы ANSYS AUTODYN (рис. 1). Продукты детонации взрывчатого вещества описываются уравнением состояния Джонса-Уилкинса-Ли.

В первой серии численных экспериментов, проводимых с целью подбора наиболее достоверной физико-математической модели взрывопоглощающей среды, структура релаксационного материала стенки взрывозащитной урны моделируется методом динамики частиц с помощью программы с открытым исходным кодом LAMMPS (рис. 2). Движение каждой частицы, из которого состоит релаксационная структура, происходит согласно второму закону Ньютона и определяется координатами ее центра тяжести и углом поворота вокруг центра тяжести.

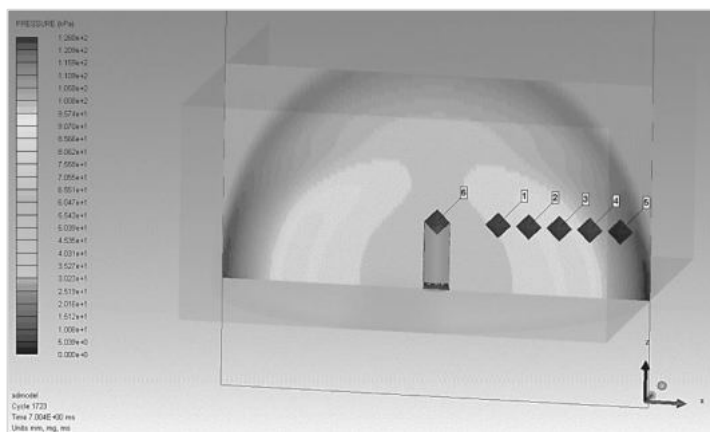


Рис. 1. Моделирование взрыва в урне без разрушения.
Красными точками показано расположение датчиков

Взаимодействие элементов (частиц) между собой описывается соотношениями, основанными на модели Герца и Миндлина поведения упругих тел, находящихся в контакте, с кулоновским трением и учетом нелинейных сил:

$$F_{hz} = \sqrt{\delta} \sqrt{\frac{R_i R_j}{R_i + R_j}} [(k_n \delta \mathbf{n}_{ij} - m_{eff} \gamma_n \mathbf{V}_n) - (k_t \Delta \mathbf{s}_t + m_{eff} \gamma_t \mathbf{V}_t)].$$

Здесь δ – расстояние перекрытия двух частиц; k_n , k_t – нелинейные коэффициенты жесткости; ν – коэффициент Пуассона; γ_n , γ_t – коэффициенты демпфирования; m_{eff} – эффективная масса двух частиц с массой M_i и M_j ; $\Delta \mathbf{s}_t$ – тангенциальный вектор смещения между двумя частицами; \mathbf{n}_{ij} – единичный вектор вдоль линии, соединяющей центры двух частиц; \mathbf{V}_n , \mathbf{V}_t – относительная скорость двух частиц.

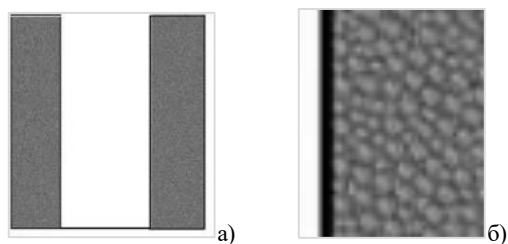


Рис. 2. Вариант структуры стенки взрывозащитной урны: а) общий вид урны; б) увеличенное изображение структуры

По результатам окончания научно-исследовательской работы планируется получение инженерной модели релаксационной многофазной среды для улучшения защитных характеристик и оптимизации конструктивных параметров средств взрывозащиты. Для этого на следующем этапе планируется провести сопряженное моделирование взаимодействия взрывной волны со структурой стенки урны и сравнение с экспериментальными данными.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда в ходе реализации проекта «Теоретическое обоснование и разработка инновационной комбинированной технологии взрывозащиты в условиях городской среды», код проекта 22-29-20269.

Литература

1. Сильников М.В., Компан Ф.М., Михайлин А.И., Спивак А.И., Чернышов М.В., Шишкин В.Н. Разработка и испытания комбинированных средств локализации поражающих факторов взрыва с эффектом направленного действия // Вопросы оборонной техники. Сер. 16. Технические средства противодействия терроризму. 2011. Вып. 7-8. С. 9-16.
2. Powers J.M., Krier H. Attenuation of blast waves when detonating explosives inside barriers // Journal of Hazardous Materials. 1983. Vol. 13. Pp. 121-133.
3. Gelfand B.E., Silnikov M.V., Chernyshov M.V. On the efficiency of semi-closed blast inhibitors // Shock Waves. 2010. Vol. 20. No. 4. Pp. 317-321.
4. Gelfand B.E., Silnikov M.V., Mikhailin A.I., Orlov A.V. The attenuation of blast overpressures from liquid in an elastic confinement // Lu F.K. (ed.). Proceedings of the Twenty-Third International Symposium on Shock Waves. Arlington: The University of Texas in Arlington, 2001. Pp. 124-131.

ВОЗДЕЙСТВИЕ ВИХРЕГЕНЕРАТОРОВ НА ТУРБУЛЕНТНОЕ СМЕШЕНИЕ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ СТРУИ С ОГРАНИЧЕННЫМ СПУТНЫМ ПОТОКОМ

А. Д. Чорный¹, В. Л. Жданов¹, Н. В. Корнев²

¹ Институт тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова
Национальной академии наук Беларуси

² Университет г. Росток, Германия

Вихрегенераторы являются эффективными средствами для интенсификации смешения в струях [1, 2]. Указывалось, что за соплами с вихрегенераторами струя вырождается быстрее и смешение усиливается. Это обеспечивается вихревой структурой в образующихся слоях смешения и во вторичных течениях, генерируемых за каждым вихрегенератором. В настоящей работе проведено моделирование развития поля скорости в ограниченных струйных течениях. Рассмотрена задача смешения турбулентной струи со спутным потоком в коаксиальном смесителе при наличии вихрегенераторов в месте истечения струи (число Шмидта $Sc=1000$). Для характеристики турбулентного переноса использовалась стандартная $k-\varepsilon$ модель с корректи-

ровкой эмпирических констант ($C_{\mu}=0,06$ и $C_{\varepsilon 2}=1,87$) согласно темпу вырождения аксиальной скорости U_{ax} и радиусу раскрытия струи r_j по линейной зависимости r_j и обратной зависимости U_{ax} от продольной координаты [3, 4]. Расчет скоростных параметров осесимметричной турбулентной струи в коаксиальном смесителе с учетом такой модификации показал соответствие эксперименту как при отсутствии вихрегенераторов [5], так и при их наличии (рис. 1а). Полученные данные использовались для анализа смешения с помощью коэффициента смеси через его среднее значение f и дисперсию σ^2 как характеристик макросмешения и микросмешения, определяемого вырождением дисперсии σ^2 за счет скалярной диссипации с темпом ε_f . В уравнениях модели смешения турбулентные коэффициенты диффузии D_t выражались через турбулентную вязкость ν_t и турбулентные числа Шмидта Sc_t и Sc_σ , соответственно, которые обычно принимаются постоянными величинами [6]. Для ε_f использовалась алгебраическая модель, основанная на изменении отношения R масштабов времени турбулентности $\tau_t = k/\varepsilon$ и скаляра $\tau_S = \sigma^2/\varepsilon_f$ [6]. Предположение о постоянстве R (обычно $R = 2$) позволяет записать широко используемую модель, которая преимущественно применяется для потоков с числами Шмидта $Sc \sim 1$ [6]. В общем случае величина R – функция турбулентного числа Рейнольдса Re_t [6]. Здесь предложено определять её с помощью полиномиальной зависимости от Re_t , справедливой для $Sc=1000$ [6]. Как оказалось, для анализа изменения f достаточно предположения $Sc_f=0.7$ (рис. 1,б). Приняв зависимость R от Re_t и применив теорию размерностей, для Sc_σ мы получили следующее соотношение: $Sc_\sigma = R/C_S$ и $C_S \approx 1/Sc_t$. Видно из рис. 1,б, что модель с постоянной R (прерывистая линия) переоценивает σ^2 , тогда как модифицированная модель смешения (сплошная линия) показывает результат, идентичный эксперименту [7].

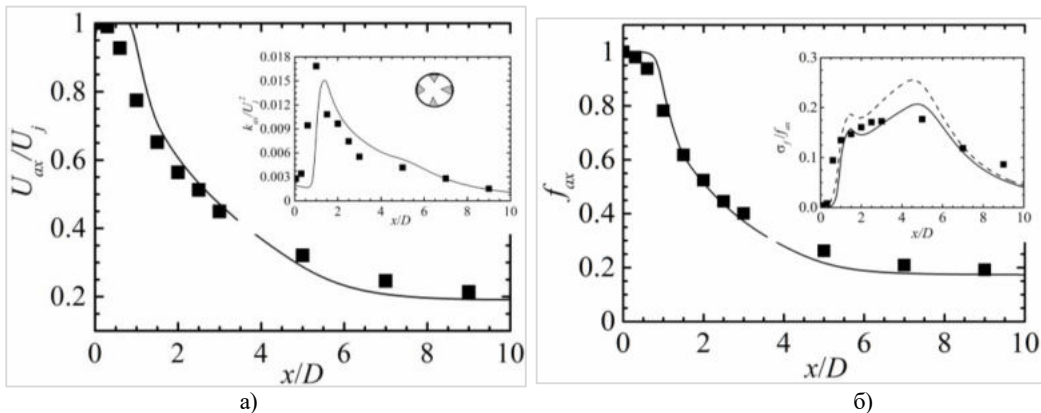


Рис. 1. Осредненная скорость U_{ax} , кинетическая энергия турбулентности k_{ax} (а), коэффициент смеси f_{ax} и его дисперсия σ_{ax} (б). Символы – эксперимент с вихрегенераторами [7], линии – моделирование

Работа выполнена при поддержке БРФФИ (проект Ф21МС-011).

Литература

1. Ito Y., Miura K., Sakai Y., Iwano K. Enhancement and suppression of mixing and diffusion in an axisymmetric jet by half delta-wing tabs // Int. J. Heat Mass Transfer. 2018. Vol. 118. P. 1218–1230.
2. Thangaraj T., Kaushik M., Deb D., Unguresan M., Muresan V. Survey on Vortex Shedding Tabs as Supersonic Jet Control // Front. Phys. 2022. Vol. 9:789742. 17 p.
3. Pope S. B. An explanation of the turbulent round-jet/plane-jet anomaly // AIAA J. 1978. Vol. 16. No. 3. P. 279-281.
4. Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. М.: Изд-во физ.-мат. лит., 1960. 716 с.

5. Chorny A. CFD modelling of turbulent confined jet mixing of incompressible viscous media // *Energetika (Power Engineering)*. 2008. Vol. 54. No. 4. P. 75-83.
6. Fox R. Computational models for turbulent reacting flows. Cambridge: Cambridge University Press, 2003. 419 p.
7. Zhdanov V., Kornev N., Hassel E. Influence of jet exit conditions on mixing and statistics of flow fine structures // *Int. J. Heat Fluid Flow*. 2020. Vol. 82:108537. 13 p.

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ГАЗОДИНАМИКИ СТРУИ ШТАТНОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА САМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

С. А. Шустов

Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королева

Постановка задачи. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) на самовоспламеняющихся компонентах топлива (азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин) в настоящее время и в обозримом будущем являются основным видом исполнительных органов системы управления пространственным положением космических аппаратов (КА) и разгонных блоков (РБ). При этом актуальной является проблема силового, теплового и загрязняющего воздействия струй этих ЖРДМТ на элементы конструкции КА, а также на приборы и оборудование, размещенное на внешней поверхности КА. Газодинамические аспекты этой весьма сложной проблемы рассмотрены в [1, 2]. Один из аспектов этой проблемы связан с получением надежных данных о ключевых физических процессах, влияющих на термогазодинамические параметры струй ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах. Вследствие сложности этих процессов наиболее эффективным способом получения надежных данных о них является расчетно-экспериментальный метод.

Методика расчетно-экспериментального исследования. Объект исследования – штатный ЖРДМТ тягой 130 Н на самовоспламеняющихся компонентах, используемый для управления пространственным положением ряда отечественных космических аппаратов, в том числе пилотируемых. Этот штатный ЖРДМТ имеет геометрическую степень расширения $\bar{F}_a = 52$, что приводит к необходимости в процессе экспериментального исследования обеспечивать имитацию высотных условий. Такая имитация высотных условий обеспечивается экспериментальным стендом Самарского университета, основой которого является вакуумная камера объемом 40 м³. Схема экспериментального модуля этого стенда для исследования газодинамики струи штатного ЖРДМТ тягой 130 Н показана на рис. 1.

Основой расчета газодинамических параметров струи ЖРДМТ являлось экспериментальное определение числа Маха на выходе и сопла и на оси струи на основе пневмометрического метода (трубки Пито). Для определения диапазона измеряемых в процессе эксперимента параметров и анализа полученных экспериментальных данных использовалась методика численного расчета в рамках сопряженной постановки задачи об определении термогазодинамических параметров внутри сопла и в струе [3].

Результаты исследования показали, что особенности газодинамики струи штатного ЖРДМТ обусловлены, в основном, влиянием на газодинамические параметры на срезе сопла таких факторов, как вязкость, двумерный характер течения, химическая неравновесность, а также отличием рабочих процессов в камере сгорания от идеальных.

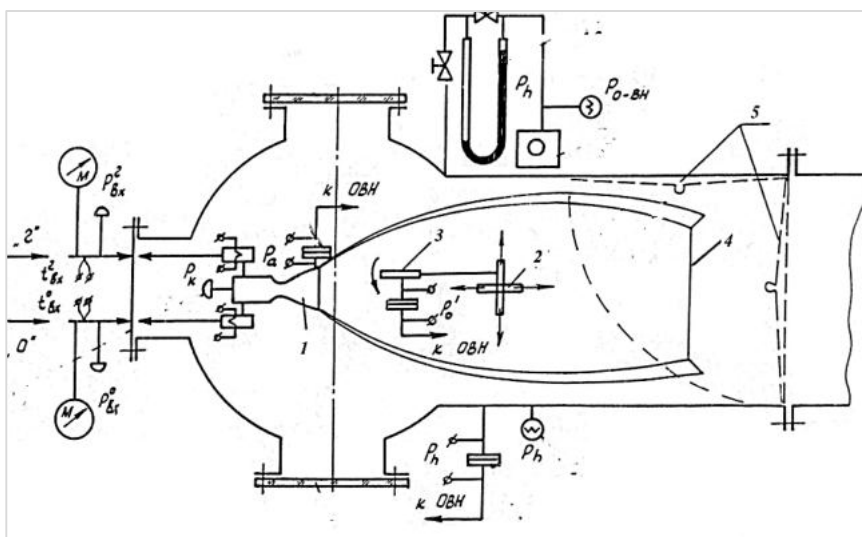


Рис. 1. Схема экспериментальной установки. 1 – штатный ЖРДМТ; 2, 3 – передвижной координатник с трубкой Пито; 4 – диск Маха; 5 – вакуумный затвор, соединяющий экспериментальный модуль с основным объемом вакуумной камеры 40 м³

Литература

1. Мирончук Н.С., Усков В.И. Численный метод определения параметров струй космических управляющих двигателей малой тяги реактивной системы управления // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 4 (57). С. 26–33.
2. Ярыгин В.Н., Герасимов Ю.И., Крылов А.Н., Мишина Л.В., Приходько В.Г., Ярыгин И.В. Газодинамика космических кораблей и орбитальных станций (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18. № 3. С. 345–372.
3. Пирумов У.Г., Шустов С.А., Гидаспов В.Ю., Иванов И.Э. Основы физической газовой динамики сопел и струй ракетных двигателей малой тяги // Вестник МАИ. 2009. Т. 16. № 7. С. 31–42.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОДВОДНОГО ИСТЕЧЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ ГАЗОВОЙ СТРУИ

М. С. Яковчук, П. С. Чернышов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

В работе проведено численное моделирование подводного истечения сверхзвуковой газовой струи. Моделирование проводится в пакете программ вычислительной гидрогазодинамики в трехмерной нестационарной постановке с использованием вихререзающего метода, основанного на комбинации RANS- и LES-подходов к моделированию турбулентности.

Расчет взаимодействия газовой среды с капельной жидкостью, а также определение границы раздела фаз, осуществляется с помощью модели многофазности VOF. Для газа задается уравнение состояния совершенного газа, учет сжимаемости воды производится в соответствии с уравнением Тэйта.

Постановка задачи повторяет эксперимент [1]. На входной границе в сопло задается полное давление (6,7 МПа) и температура (300 К). На выходных границах задаются неотражающие граничные условия на статическое давление (1 МПа). В расчетах, так же, как и в экспе-

рименте, воспроизводится динамика истечения газовой струи от момента запуска сопла. Моделируются формирование и динамика газового пузыря, результаты расчетов сопоставляются с данными высокоскоростной фоторегистрации [1].

В результате расчетов получена нестационарная картина формирования сверхзвуковой газовой струи в жидкости, визуализируется нестационарная ударно-волновая и вихревая структура течения. Оцениваются пульсации давления в газовой и жидкостной средах.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 21-19-00657, <https://rscf.ru/project/21-19-00657/>.

Литература

1. Xiaoyuan Zhang, Shipeng Li, Baoyu Yang, Ningfei Wang. Flow structures of over-expanded supersonic gaseous jets for deep-water propulsion // Ocean Engineering. 2020. Vol. 213. P. 107611.

ТЕЧЕНИЕ ДВУХФАЗНОГО ПОТОКА МОНОТОПЛИВА В СЛОЕ АКТИВНОГО ГРАНУЛИРОВАННОГО КАТАЛИЗАТОРА

Н. Т. Ярошенко, Е. В. Ситников

Российский научный центр «Прикладная химия» (ГИПХ)

Рассматривается процесс разложения однокомпонентных топлив типа гидразина и пероксида водорода в слое активного катализатора. В рассматриваемой модели катализатор должен обладать двумя главными качествами: способностью вызывать самопроизвольное разложение монотоплива в жидкой фазе при температуре ниже температуры кипения и быть капиллярно пористым телом.

Физико-химическая модель разложения монотоплива сформирована на основе анализа экспериментально измеренных продольных профилей температуры катализатора и потока и включает следующие основные стадии. Разложение монотоплива в жидкой фазе на поверхности катализатора в кинетической области при температуре кипения монотоплива. Скорость разложения монотоплива определяется активностью катализатора. Жидкая фаза удерживается на поверхности гранул катализатора капиллярными силами, а в межгранульных каналах движется в виде отдельных капель. Тепло- и массообмен между жидкостью и катализатором в кинетической области протекает в режиме аналогичном пузырьковому кипению.

При уменьшении количества капель в потоке по длине слоя катализатора их становится недостаточно для смачивания всех зерен катализатора в сечении слоя катализатора. Часть зерен катализатора переходит в режим разложения паров монотоплива и процесс переходит в диффузионную область. Скорость разложения монотоплива определяется скоростью подвода паров монотоплива к поверхности катализатора. Режим аналогичен режиму пленочного кипения. Переход от кинетической области разложения к диффузионной области приводит к скачку температуры катализатора, но не к скачку температуры потока.

Зажигание катализатора не приводит к изменению капельной структуры двухфазного потока, но скорость газовой фазы потока возрастает. При достижении критического значения скорости газовой фазы потока, определяемого, например, критерием Вебера, происходит диспергирование крупных капель жидкости в мелкие. Резко возрастает скорость испарения жидкой фазы за счет увеличения поверхности испарения начинается гомогенное разложение паров монотоплива в межгранульных каналах. Происходит скачок температуры потока.

В качестве критерия определяющего условия перехода процесса из кинетической области жидкофазного разложения в диффузионную область разложения паров рассматривается сравнение времени пребывания (разложения) одной капли на одной грануле катализатора и периода подлета отдельных капель к отдельной грануле катализатора.

Сформулирована математическая модель описания стационарного процесса разложения монотоплив, состоящая из двух систем уравнений отдельно для кинетической и диффузион-

ной областей. Особенностью математической модели является то, что поведение жидкой и газовой фаз потока рассматривается отдельно. Приведено сравнение расчетных и экспериментальных данных, показано удовлетворительное совпадение и возможность параметрического расчетного анализа процесса.

Исходными данными для расчета являются:

- массовый секундный расход монотоплива;
- диаметр камеры разложения;
- размер гранул катализатора;
- давление на входе в слой катализатора;
- скорость жидкофазного разложения монотоплива, определенная по специальной методике;

- глубина проникновения монотоплива в поры катализатора.

Время расчета одного варианта составляет несколько секунд.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕРАВНОВЕСНЫХ ПРОЦЕССОВ ЗА УДАРНОЙ ВОЛНОЙ В СМЕСИ CO_2 И Ar

С. А. Баталов, Е. В. Кустова

Санкт-Петербургский государственный университет

Численное моделирование сильнонеравновесных процессов в смесях реагирующих газов является актуальным направлением в современной гидрогазодинамике. В частности, большой научный интерес представляют процессы, происходящие за фронтом ударной волны. В настоящее время активно используются как теоретические, так и экспериментальные методы анализа подобных процессов.

В зависимости от степени отклонения от равновесия для описания течения могут применяться детальные поуровневые и сокращенные многотемпературные модели [1]. Наибольший практический интерес представляет многотемпературная модель неравновесных течений, так как она является наиболее эффективной с вычислительной точки зрения. В недавних работах [2-4] представлены результаты и методы моделирования неравновесного течения однокомпонентного вязкого углекислого газа. Так, в исследовании [2] строится и реализуется многотемпературная модель процессов релаксации в CO_2 за ударной волной в одномерной постановке с учетом сдвиговой и объемной вязкости, теплопроводности поступательных, вращательных и колебательных степеней свободы, а также релаксации колебательной энергии в различных модах молекулы углекислого газа.

Мы будем базироваться на результатах работы [2] и усложним модель добавлением еще одной компоненты – аргона. В данном случае выбран этот газ, так как для смеси CO_2 – Ar существуют результаты, полученные экспериментально [5], которые позволят провести валидацию модели. Таким образом, основной задачей текущей работы является моделирование сильнонеравновесного течения смеси CO_2 – Ar за ударной волной в одномерном случае.

Для решения поставленной задачи использована многотемпературная модель для смеси газов с учетом внутренних колебательных степеней свободы молекулы CO_2 . В модели уравнения сохранения массы, импульса и энергии дополняются уравнениями релаксации для колебательной энергии объединенной (симметричной-деформационной) и антисимметричной мод молекулы CO_2 и уравнениями диффузии для компонентов смеси. Важную часть модели составляют алгоритмы вычисления коэффициентов переноса: вязкости, теплопроводности, диффузии, построенные строгими методами кинетической теории газов [1, 6]. Численное решение системы гидродинамических уравнений производится с помощью метода конечных объемов, а именно метода Годунова. Применение данного подхода обосновано в работе [3].

Авторы надеются получить хорошее согласование с экспериментом, так как опыт предыдущих работ показал, что многотемпературная модель в достаточной степени точности описывает процессы в реальных неравновесных системах. Однако также ожидаются сложности при расчете коэффициентов переноса, это потребует дополнительной оптимизации моделирующих алгоритмов.

Исследование выполнено при поддержке СПбГУ (проект № 93022273).

Литература

1. Е.А. Нагнибеда, Е.В. Кустова, «Кинетическая теория процессов переноса и релаксации в потоках неравновесных реагирующих газов». – СПб.: Издательство С. Петербургского университета, 2003. – 272 с., ISBN 5-288-03357-9.
2. I. Alekseev, E. Kustova, Extended continuum models for shock waves in CO₂ // Phys. Fluids 33, 096101 (2021).
3. Алексеев И. В., Кустова Е. В. Численное моделирование ударной волны в вязком углекислом газе методом конечных объемов // Вестник Санкт-Петербургского университета. Математика. Механика. Астрономия. 2020. Т. 7 (65). Вып. 3. С. 500–510.
4. E.V. Kustova, E.A. Nagnibeda, On a correct description of a multi-temperature dissociating CO₂ flow // Chem. Phys. 321, 293–310 (2006).
5. A. Farooq, J. B. Jeffries, and R. K. Hanson, Sensitive detection of temperature behind reflected shock waves using wavelength modulation spectroscopy of CO₂ near 2.7 μm // Appl. Phys. B 96, 161–173 (2009).
6. Кустова Е.В., Мехоношина М.А, «Некоторые математические преобразования в кинетической теории газов». – СПб: Издательство С.-Петербургского университета, 2017.

КОЛЕБАТЕЛЬНО-ХИМИЧЕСКАЯ КИНЕТИКА КИСЛОРОДА ЗА ОТРАЖЕННОЙ УДАРНОЙ ВОЛНОЙ

Д. С. Кравченко, Е.В. Кустова

Санкт-Петербургский государственный университет

Одна из проблем современных аэрокосмических приложений связана с тепловыми нагрузками, испытываемыми обтекаемым аппаратом от нагретого головной ударной волной воздуха. Такие высокоэнтальпийные потоки находятся в сильно неравновесном состоянии, которое необходимо уметь моделировать. Из-за низкой характеристической колебательной температуры и энергии связи молекул кислорода по сравнению с соответствующими параметрами молекул азота процессы колебательной релаксации и диссоциации в первую очередь начинаются в O₂, что делает критически важным моделирование высокотемпературных течений кислорода.

Данное исследование посвящено моделированию течения кислорода за ударной волной (УВ) в рамках поуровневого подхода [1], при этом отличие от предыдущих работ [2,3] состоит в моделировании не только прямой, но и отраженной УВ. Рассмотрены условия эксперимента [4]. Целью работы является сравнение с экспериментальными данными, валидация моделей кинетики и выбор модели, обеспечивающей лучшее согласие с экспериментом. Еще одной задачей является выявление причин расхождения расчетных и измеренных значений колебательной температуры кислорода.

Эксперименты с отраженными ударными волнами позволяют достичь более высоких температур газа и исследовать связанные процессы колебательной релаксации и диссоциации. Теоретическое описание таких течений имеет некоторые особенности, поскольку отраженная волна проходит через уже нагретый прямой УВ неравновесный газ, в котором не завершились процессы релаксации. Следует отметить, что авторами эксперимента [4] при пересчете параметров газа из спектроскопических данных о поглощении было использовано предположение

о том, что колебательная кинетика и химические процессы за прямой УВ полностью заморожены. В данной работе такое предположение не используется. Сначала мы моделируем течение за прямой ударной волной в течение промежутка времени между прохождением прямой и отраженной УВ с учетом колебательно-химической кинетики. Затем проводим пересчет параметров за отраженной УВ и выполняем моделирование основной задачи релаксации. При этом за начальное распределение молекул по колебательным уровням для расчета отраженной УВ берется смоделированное распределение после прямой УВ. Учет релаксации между прямой и отраженной волной помог добиться хорошего совпадения с экспериментальными значениями давления и концентрации молекул кислорода. Общий вид профиля колебательной температуры T_v также оказался довольно близок к экспериментальному, однако наблюдается заметное различие в начальном значении T_v за отраженной УВ.

Данное противоречие можно объяснить тем, что авторы эксперимента [4] использовали моделирование для обработки данных о поглощении, которое в целом очень хорошо описывало реальные данные. Однако в начальный момент реальные данные о поглощении указывают на то, что колебательная температура в действительности больше, чем смоделированная. Этот аспект подчеркивает важную роль процессов релаксации после прямой УВ. В дальнейшем планируется создать собственную методику пересчета колебательной температуры из необработанных экспериментальных данных о поглощении, а также добавить в рассмотрение смеси кислорода и аргона, чтобы иметь возможность провести валидацию моделей и для этих случаев.

Исследование выполнено при поддержке РФФ, проект 22-11-00078.

Литература

1. Нагнибеда Е.А., Кустова Е.В. Кинетическая теория процессов переноса и релаксации в потоках неравновесных реагирующих газов. СПб.: Изд-во С.-Петербург. ун-та, 2003.
2. Campoli L., Kunova O., Kustova E., Melnik M. Models validation and code profiling in state-to-state simulations of shock heated air flows // Acta Astronautica 2020. Vol. 175. P. 493--509. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.008>
3. Кунова О.В., Кустова Е.В., Мельник М.Ю., Савельев А.С. Валидация моделей поуровневой кинетики кислорода за фронтом ударной волны // Физико-химическая кинетика в газовой динамике 2018. Т. 19. Вып. 3. <http://doi.org/10.33257/PhChGD.19.3.765>
4. Streicher J.W., Krish A., Hanson R.K. Coupled vibration-dissociation time-histories and rate measurements in shock-heated, nondilute O₂ and O₂-Ar mixtures from 6000 to 14000 K // Phys. Fluids. 2021. Vol. 33. Art. no. 056107. <https://doi.org/10.1063/5.0048059>

ИМИТАЦИЯ КОМПОНЕНТ ВЕКТОРА СКОРОСТИ В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОТОКЕ

С. Ф. Федоров

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Исследование турбулентных вихревых потоков с помощью датчика вектора скорости обычно включает анализ спектров мощности ортогональных компонент вектора скорости. На основании результатов анализа спектров делаются выводы о масштабах (размерах) вихрей, энергии и характеристиках исследуемого потока. Однако спектры мощности привычнее рассматривать как характеристики многопериодных гармоник, а не совокупностей вихрей, занимающих некоторую ограниченную область пространства. Можно ли создать модель, в которой вихри присутствовали бы в явном виде, а для анализа сигналов можно было бы использовать спектры мощности? Ответу на данный вопрос посвящена настоящая работа.

Рассматривался вариант однородного изотропного турбулентного потока, состоящего из вихревых ячеек. Ячейки каждого масштаба полностью заполняют пространство потока. В

каждой ячейке заключены три вихря, которые вращаются вокруг осей параллельных осям координат датчика вектора скорости. В каждый момент времени датчик пересекает одну ячейку каждого масштаба. Место вхождения в ячейку случайно.

Полагалось, что вихревое поле возникло в результате автомодельного процесса дробления, поэтому в изотропном потоке моделировались кубические вихревые ячейки с размерами

$$4 \cdot R_{0i} = 4 \cdot R_{0\max} \cdot 2^{-(i-1)}, i=1, \dots, n,$$

где $4 \cdot R_{0\max}$ – длина ребер ячейки самого большого вихря, а $4 \cdot R_{0n}$ – самого маленького вихря.

Соотношение между скоростями вихрей соответствует «закону пяти третей» (смотри, например, [1]):

$$V_{0i} = V_{00} \cdot (R_{0i}/R_{0\max})^{1/3}, \quad i=1, \dots, n,$$

где V_{00} – максимальная скорость в самом крупном вихре.

Максимальная скорость вращения среды в вихре v_0 имеет место на окружности, удаленной от оси вращения на расстояние R_0 и равноудаленной от граней ячейки, которые пересекает ось вращения вихря. На оси вращения и на расстоянии $2 \cdot R_0$ от нее, а также на гранях, которые пересекает ось вращения вихря, скорость нулевая. Направление вращения вихря случайно и не зависит от вращения других вихрей.

Возможность раздельного моделирования вихрей, вращающихся вокруг осей параллельных осям датчика вектора скорости, позволяла исследовать форму спектров мощности компонент вектора скорости при анизотропных трансформациях вихрей.

Для моделирования анизотропного потока менялись соотношения между скоростями вихрей, вращающихся вокруг взаимно перпендикулярных осей. Кроме того, при моделировании турбулентной струи вихревые ячейки вытягивались вдоль струи, сохраняя их первоначальный объем.

Проведенные исследования модельных сигналов показали, что:

- спектры мощности модельных компонент имеют область низких частот, участок «закона пяти третей» и высокочастотную область, где спектральная плотность мощности (СПМ) уменьшаются по закону, близкому к «закону минус пять». Граничные масштабы участка «закона пяти третей» примерно равны размерам максимальных и минимальных вихрей в продольном направлении;

- СПМ продольной компоненты $E_x^1(k)$ в области низких частот является постоянной;

- поперечная компонента состоит из двух независимых составляющих. Первая связана с вихрями, вращающимися вокруг вертикальных осей, вторая – с вихрями, вращающимися вокруг осей параллельных продольной оси датчика. СПМ первой составляющей $E_y^1(k)$ в области низких частот изменяется по «закону минус два», СПМ второй составляющей $E_y^2(k)$ имеет такую же форму, как СПМ продольной компоненты;

- при моделировании пульсаций изотропного потока СПМ компонент вектора скорости практически совпали с СПМ компонент, описания которых были получены И. О. Хинце [2] в допущении Кармана для однородной изотропной турбулентности;

- исходя из требуемых соотношений СПМ компонент вектора скорости на участке «закона пяти третей» и в области низких частот, предложенная схема моделирования позволяет имитировать пульсации различных анизотропных потоков. В частности, «растягивая» вихри, можно имитировать пульсации в струе, толщина которой будет много меньше максимального масштаба участка «закона пяти третей», что соответствует экспериментальным данным [3].

Предложенная модель может быть полезна при исследовании устойчивости систем автоматического управления летательных аппаратов (в частности, динамики аппарата при пересечении своего или чужого турбулентного следа), а также при разработке систем классификации экологического мониторинга водных объектов таких, как следы барж, танкеров, очистных стоков и тому подобных турбулентных течений.

Литература

1. Геннекес Г. Турбулентность: диффузия, статистика, динамика спектров. – В кн. Турбулентность. Принципы и применения./ Под редакцией У. Фроста, Т. Моулдена. – М.: Мир, 1980г. с. 153 – 156.
2. Хинце И. О. Турбулентность. Ее механизм и теория. М.: ФМ, 1963г. 680 с.
3. Фриш У. Турбулентность. Наследие А. Н. Колмогорова. М., ФАЗИС, 1998г.

ВОССТАНОВЛЕНИЕ ЛОКАЛЬНОЙ НЕРАВНОВЕСНОЙ МОЛЕКУЛЯРНОЙ ФУНКЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ КОНТИНУАЛЬНЫХ АППРОКСИМАЦИОННЫХ ФУНКЦИЙ

М. Ю. Тимохин^{1,2}, Д. И. Рухмаков¹, Е. А. Бондарь²

¹Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова

²Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук

Основной задачей методов расширенной газодинамики является корректное описание умеренно неравновесных течений на макроскопическом уровне при значительно меньшей требовательности к вычислительным ресурсам и вычислительному времени по сравнению с кинетическими подходами. Учёт большей неравновесности функции распределения с помощью разложения по малому параметру (уравнения Барнетта) и разложения по полиномам Эрмита (моментный метод) позволяет заметно расширить область применимости континуального подхода описания в сторону разреженности (большого отличия функции распределения молекул от равновесного) по сравнению с уравнениями Навье-Стокса [1, 2]. В то же время, вопрос степени адекватности применения континуальных методов для качественного и количественного описания микроскопического уровня до сих пор остаётся открытым.

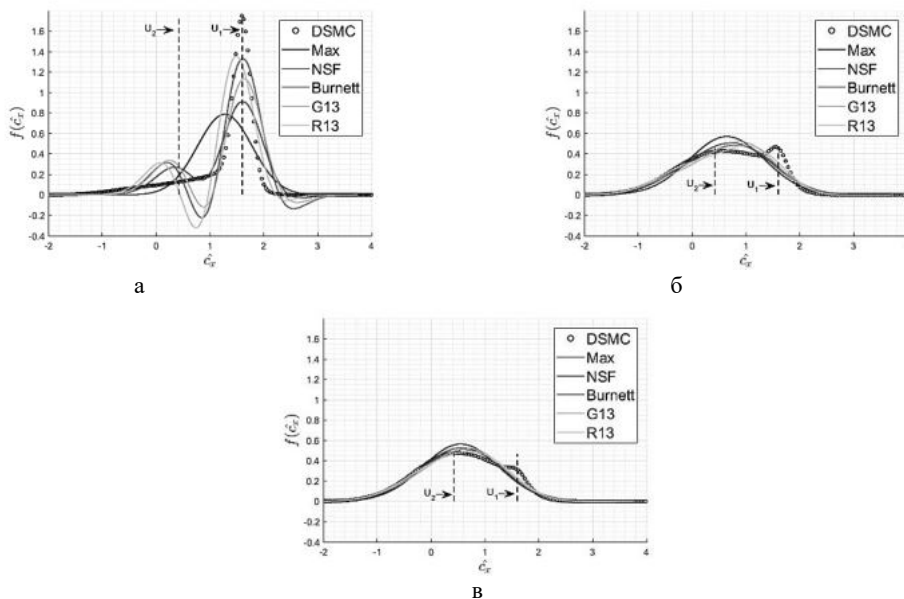


Рис. 1. Примеры восстановления локальной функции распределения молекул внутри плоской ударной волны при числе Маха 8.0

Ранее были получены аппроксимации неравновесной функции распределения молекул по известному аналитическому решению Тамма–Мотт–Смита использовалось приближение Навье–Стокса–Фурье (НСФ), Барнетта, тринадцатимоментного приближения Грэда (G13), двадцатимоментное приближение Грэда (G26) и регуляризованного тринадцатимоментного (R13) [3,4]. Для различных приближений необходимо знание разного числа макропараметров течения (моментов функции распределения) и их производных. Для НСФ необходимы локальные значения плотности (момент нулевого порядка), скорости (момент первого порядка), температуры (момент второго порядка) и первых производных макроскопической скорости и температуры. Для приближения Барнетта помимо величин, необходимых для НСФ, нужны и вторые пространственные производные скорости и температуры. Для G13 необходимы плотность, скорость, температура, а также компоненты тензора напряжений (момент второго порядка) и компоненты теплового потока (момент третьего порядка). Для R13 те же параметры, необходимые для G13, должны быть дополнены производными компонент тензора и теплового потока.

При получении результатов данных аппроксимаций по аналитическому решению Мотт–Смита не возникает проблем в получении момента функции распределения любого порядка и любых производных от них с любой необходимой точностью. В случае получения таких же аппроксимаций по данным прямого статистического моделирования Монте-Карло (ПСМ) возникают очевидные требования к гладкости получаемых распределений моментов функции распределения. Чем выше момент функции распределения, получаемый с помощью ПСМ, тем выше будет уровень статистических шумов. Этот факт затрудняет получение моментов и производных от них с увеличением порядка. Благодаря моделированию большого числа частиц (вплоть до 80 миллионов) удалось добиться получения гладких функций распределения с минимальным влиянием статистических шумов с помощью ПСМ. При этом оказалось возможным получение гладких распределений моментов функции распределения вплоть до третьего порядка (например, продольный тепловой поток).

Результаты, полученные по данным ПСМ, подтвердили результаты, полученные по аналитическому решению Мотт–Смита. Наибольшие проблемы со сходимостью аппроксимационных функций точно также присутствуют на переднем фронте структуры ударной волны (около двух длин свободного пробега). В этой области функция НСФ позволяет качественно описать эталонную неравновесную функцию. Приближения Барнетта, G13 и R13, имеют значительные нефизические отрицательные области значений функций. С другой стороны, пиковые значения (значения вероятности нахождения молекул в окрестности наиболее вероятной молекулярной скорости) оказываются наиболее близкими у приближений Барнетта и R13. При дальнейшем рассмотрении точек по течению внутри ударной волны сходимость наблюдается. В этой области в случае плоской ударной волны наиболее предпочтительными оказываются результаты аппроксимационной функции R13.

Аналогичное исследование было проведено для течения газа в окрестности стационарно-регулярного отражения двух косых скачков уплотнения [5]. В случае данной двумерной задачи были получены локальные неравновесные трёхмерные (в скоростном пространстве) функции распределения молекул. Численные результаты были получены с помощью метода ПСМ при числе Маха набегающего потока $M=20$. При этом варьировались углы падающих косых ударных волн. Это позволило варьировать число Маха по нормали двух косых скачков уплотнения. Была исследована эволюция функции распределения молекул между равновесными состояниями через двумерную область отражения. Получены результаты всех аппроксимаций, используемых ранее при анализе результатов плоской ударной волны (НСФ, Барнетта, G13, R13).

Научное исследование проведено при поддержке Российского научного фонда (грант №20-71-00114).

Литература

1. Коган М. Н. Динамика разреженного газа. М.: Наука, 1967.
2. Struchtrup H. Macroscopic Transport Equations for Rarefied Gas Flows. Springer, 2005.
3. Timokhin M., Rukhnikov D., Local non-equilibrium phase density reconstruction with Grad and Chapman-Enskog methods // Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1959 (1):012049.
4. Cai Z., Torrilhon M. On the Holway-Weiss debate: Convergence of the Grad-moment-expansion in kinetic gas theory // Physics of Fluids 31, 126105 (2019).
5. Ye.A. Bondar, G.S. Shoen, A.A. Kokhanchik, and M.Yu. Timokhin. Nonequilibrium velocity distribution in steady regular shock-wave reflection // AIP Conference Proceedings, 2132(1):120005, 2019.

АВТОРЫ СБОРНИКА

Абгарян В. К.	22	Веденеев В. В.	67
Адиатуллин В. Р.	23	Велигжанин А. А.	167
Адрианов А. Л.	24	Волков А. В.	37, 54
Алексеева М. М.	113, 130	Волков А. И.	62
Амелюшкин И. А.	26	Волков В. С.	63
Андержанов Э. К.	141	Волков К. Н.	56, 58, 64, 65, 66
Архипов В. А.	27	Гаджимагомедов Г. Г.	36
Архипов П. А.	115	Ганиев Р. Р.	98
Асланов А. Р.	121	Гареев Л. Р.	67
Афонин А. Г.	28	Гарифуллин М. Ф.	49
Ахунов Р. Р.	158	Георгиевский П. Ю.	68, 70
Ашуров Д. А.	30, 67	Гидаспов В. Ю.	126
Бабич Е. В.	31	Гимон Т. А.	145
Бабук В. А.	32	Глазунов А. А.	85, 120
Байметова Е. С.	33	Глазырин В. П.	151
Басакина С. С.	35	Гориховский В. И.	72
Басалаев С. А.	27	Горобец А. В.	79
Баталов С. А.	205	Горский В. В.	72
Батрак Н. В.	128	Гребенев Д. Н.	73
Батура Н. И.	36	Гуереш Д.	111
Баушин В. В.	158	Гук И. В.	61
Бахнэ С.	37	Гулиев Э. Г.	75
Белобородов М. Н.	179	Деринг Е. Д.	76
Беляева А. С.	38, 40, 130	Долбня Д. И.	78
Бендерский Б. Я.	41	Дубень А. П.	79
Бильченко Г. Г.	42, 44	Дубко Е. Б.	103
Бильченко Н. Г.	42, 44	Дубровин К. А.	76
Блюм М. Е.	45	Дук А. А.	136
Бобу Ю. Э.	47	Дьячковский А. С.	104
Богданов А. В.	48	Егорова А. Г.	80
Богданов В. И.	148	Егорова М. В.	166
Богомазов В. И.	49	Емельянов В. Н.	64, 65, 66
Бойко М. М.	129	Емельянова А. В.	109, 136
Бондарев И. С.	50	Еремин И. В.	85, 120
Бондарь Е. А.	209	Ермаков Э. М.	163
Борисов В. Е.	51	Ефремов А. В.	172
Боровков Ю. А.	52	Жариков И. А.	82
Босняков И. С.	54	Жбанов В. А.	83, 85
Босняков С. М.	53	Жданов В. Л.	200
Брагин Н. Н.	49	Жильцов К. Н.	85, 104
Брыков Н. А.	38, 112	Забавникова Т. А.	55
Брыксенкова Н. К.	55	Забелло К. К.	87
Будный Н. Л.	32	Зайцев Д. К.	88, 139
Булат П. В.	56, 58	Закиров А. Х.	89
Булович С. В.	23, 45, 59	Запрягаев В. И.	90
Бутов В. Г.	28	Зарвин А. Е.	86, 191
Быков Н. Ю.	60	Зарипов Ш. Х.	91, 138
Васильева С. Н.	61	Засимова М. А.	157, 175

Захаров В. В.	60	Корянов В. В.	105
Захматов В. Д.	92, 94	Костюшин К. В.	120
Звегинцев В. И.	114	Кравченко Д. С.	206
Зимин Б. А.	96	Краев В. М.	121
Зиновьев В. Н.	131	Краснюк А. А.	124
Златкина В. Л.	142	Кропотова С. С.	125
Знаменская И. А.	78	Круглов П. В.	50
Золоторёв Н. Н.	27	Крюков И. А.	126
Зорин И. С.	96	Кудрявцева Е. Д.	100
Зубин М. А.	103	Кузенов В. В.	128
Зудов В. Н.	97	Кузин С. А.	62
Иванов И. Э.	126	Кузнецов А. В.	111
Иванов М. Я.	98	Куклин Д. И.	32
Иванов Н. Г.	175	Купреева А. Ю.	22
Иванов О. О.	67	Курулюк К. А.	49
Иванцов А. Н.	141	Кустова Е. В.	72, 205, 206
Игнатъев И. А.	59	Кучеренко М. А.	129
Имамов А. Р.	98	Лавров В. В.	35
Иншаков С. И.	100	Лаптинский А. И.	38, 130
Исаев С. А.	80, 101, 103	Лебига В. А.	131
Ищенко А. Н.	104	Левин В. А.	68
Кавун И. Н.	90	Леманов В. В.	132
Кажан В. Г.	62	Ливерко Д. В.	49
Калугин В. Т.	105, 197	Липатов И. И.	36
Калугина М. Д.	108	Лукашов В. В.	132
Каляда В. В.	76, 191	Луценко А. Ю.	105, 107
Капралова А. С.	198	Луцкий А. Е.	51, 78
Капранов И. Е.	109	Мазо А. Б.	133, 158
Карпенко А. Г.	65, 153	Максимов А. Н.	70
Карпович Е. А.	111	Маламанов С. Ю.	135
Каун Ю. В.	112, 113	Мальков В. М.	136
Кашеваров А. В.	83	Марданов Р. Ф.	91, 138
Киселев Н. П.	90	Марчуков Е. Ю.	139
Кисловский В. А.	114	Маслов В. А.	168
Китанина Е. Э.	88	Матяш И. С.	37
Клюкин Д. А.	179	Матяш С. В.	37
Ковальский М. Г.	72	Махнов А. В.	75, 139
Козел В. И.	73	Медведев С. П.	141
Колесник Е. В.	31, 45, 75	Мелешко В. Ю.	142
Колпаков В. И.	50	Мелузов Р. А.	144
Кольчев А. В.	115	Мельников А. В.	22
Коляри И. Г.	117	Мельников Р. Н.	35
Комиссаров П. В.	35	Мельникова А. И.	56, 58
Константиновская Т. В.	51	Меньщикова Н. П.	90
Копалейшвили Н. Г.	128	Миллер А. Б.	83
Корепанов М. А.	117	Миронов Д. С.	131
Корнев Н. В.	200	Митрюкова Е. А.	117
Коробейщиков Н. Г.	118	Митяков А. В.	168
Королев С. А.	179	Мищенко П. А.	145
Королева М. Р.	117	Морозов А. А.	181

Морозов А. Н.	49	Симоненко К. Е.	33
Морозов С. О.	146	Ситников Е. В.	204
Мухина М. В.	133, 159	Скибина Н. П.	170
Назаров В. С.	126	Слитинская А. Ю.	49, 73
Назарова Д. К.	108	Слободянюк Д. М.	107
Назарова Н. П.	148	Смирнов Е. М.	88
Низяев А. А.	32	Смирнов П. Г.	172
Николаев И. В.	118	Смирновский А. А.	31, 75, 87
Никущенко Д. В.	80, 103	Соколов Ю. А.	66
Овсянников В. М.	150	Солоненко В. А.	28
Овчинникова О. К.	188	Способин А. В.	173
Олехвер А. И.	163	Стасенко А. Л.	83, 85
Орлов А. Е.	82	Степашева Е. Д.	175
Орлов М. Ю.	151	Стецюк И. В.	176
Орловский В. М.	152	Стрижак П. А.	125
Павлов С. А.	153	Стрижак С. В.	178
Павлов А. С.	163	Стяжкин Р. А.	90
Павловец Г. Я.	142	Суслов А. И.	152
Пак А. Ю.	131	Сутьрин О. Г.	68
Панарин В. А.	152	Суханов Д. Б.	178
Пахомов М. А.	154	Тарасов А. И.	139
Пейсахович О. Д.	22	Тененев В. А.	179
Перфильева К. Г.	27	Тепловодский С. Х.	183
Петров А. В.	156	Тереза А. М.	141
Петров А. С.	73	Тетерина И. В.	38, 40, 130
Пивоваров А. А.	90	Тимохин М. Ю.	209
Пигусов Е. А.	156	Титарев В. А.	181
Подмаркова А. Д.	157, 175	Ткаченко П. П.	125
Попов С. А.	111	Токарев О. Д.	83
Потапов Ю. Ф.	83	Третьяков П. К.	182
Поташев К. А.	98, 133, 158, 159	Трифонов В. В.	183
Прозорова Э. В.	161	Трошин А. И.	37
Рассоха С. С.	162	Тупикин А. В.	97, 182
Рашковский С. А.	184	Тырышкин И. М.	85, 104
Ремшев Е. Ю.	163	Ураимов А. А.	133, 159
Ренев М. Е.	56, 58	Усанина А. С.	27
Решмин А. И.	183	Усанов В. А.	184
Романенко А. М.	82	Фаворский В. С.	186
Руденко М. Г.	165	Фазылов Т. В.	151
Рухмаков Д. И.	209	Федоров С. Ф.	207
Рыбенко Е. А.	166	Федосенко Н. Б.	188
Рыжков С. В.	128	Федосов И. Д.	189
Рыков Е. А.	139	Фимин Н. Н.	190
Рябинин А. Н.	47, 167	Фокеев В. П.	70
Савелова К. Э.	113, 196, 197, 198	Хакимова Р. М.	166
Савин П. В.	73	Хамидуллин М. Р.	159
Селезнева М. Д.	168	Харченко В. Б.	103
Серебряков Л. И.	178	Хитрина А. В.	96
Сероштанов В. В.	168	Хомик С. В.	141
Сизаско В.	169	Храмова Д. А.	163

Художитков В. Э.	191	Шекелашвили С. Т.	87
Ципилев Н. С.	73	Шиплюк А. Н.	146
Чашечкин Ю. Д.	192, 193	Шлегель Н. Е.	125
Червакова А. В.	120	Шмидт А. А.	139
Чернова А. А.	41	Шустов С. А.	202
Чернышев А. С.	195	Щур Н. А.	87
Чернышева В. В.	195	Яковчук М. С.	40, 203
Чернышов М. В.	92, 196, 197, 198	Якуш С. Е.	184
Чернышов П. С.	172, 203	Якшибаев Т. М.	52
Чорный А. Д.	200	Ярошенко Н. Т.	204
Чупашев А. В.	104	Яскин А. С.	76
Шарафутдинов В. Ф.	91, 138	Яценко А. А.	188, 198
Шаров К. А.	132	Ящук А. А.	28