

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)»

ТРУДЫ
64-й Всероссийской научной конференции
МФТИ

29 ноября – 03 декабря 2021 года

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ

Москва–Долгопрудный–Жуковский
МФТИ
2021

УДК 629.7
ББК 39.5
Т78

Труды 64-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 29 ноября – 03 декабря 2021 г. Аэрокосмические технологии / сост.: К.С. Слободчук, Ю. А. Борисов / Министерство науки и высшего образования Российской Федерации, Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет). — Москва–Долгопрудный-Жуковский : МФТИ, 2021. — 355 с. : ил.
ISBN 978-5-7417-0786-9

В сборник трудов включены результаты оригинальных исследований студентов, аспирантов, преподавателей и научных сотрудников Физтех-школы аэрокосмических технологий МФТИ и дружественных учебных и научных организаций, представленные в виде докладов на 64-й Всероссийской научной конференции МФТИ. Представлены статьи по аэрокосмической тематике Физтех-школы аэрокосмических технологий: аэрофизика и прочность космических и летательных аппаратов, физика полёта, физические процессы в ракетных двигателях, космическая энергетика, наблюдение Земли из космоса, теоретические и прикладные вопросы аэрогидромеханики, механики сплошных сред и механики твёрдого тела, управление разнообразными механическими системами, включая космические. Также включены работы по физике геосистем и физике моря, имеющие как теоретический, так и прикладной характер. Значительная часть материалов отражает инновационный образовательный процесс и содержит результаты, полученные студентами при выполнении дипломных работ на степень бакалавра и магистра. Включены результаты оригинальных исследований студентов, аспирантов, преподавателей и научных сотрудников МФТИ и дружественных учебных и научных организаций. Статьи представляют интерес для специалистов, работающих в области гуманитарных наук и педагогики.

УДК 629.7
ББК 39.5

ISBN 978-5-7417-0786-9

© Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», 2021

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ СИСТЕМ, УСТРОЙСТВ МЕТОДОВ ГЕОКОСМИЧЕСКОЙ ФИЗИКИ	17
Спутниковый радарный мониторинг горнопромышленных объектов и городов Кузбасса Л.С. Миков.	17
Радиометрическая калибровка оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ по звёздам В.Е. Квитка	18
Оценка неопределенностей показаний экспертов в наблюдаемых <i>характеристиках</i> облачности в арктике по результатам экспедиции ай-58 М.А. Борисов, М.А. Криницкий, А.А. Осадчиев, Н.Б. Степанова	19
Контроль волнового фронта в оптико-электронных приборах космического базирования Г.Р. Касоев, Г.А. Щербина	21
Мгновенная оценка углов Эйлера навигационным приемником в виде параллельной структуры А.В. Воропаева.....	22
Оперативная диагностика источников нефтяных загрязнений прибрежной зоны на основе анализа спутниковых снимков из облачной веб-платформы на примере загрязнения береговой полосы у порта Туапсе и города Новороссийска А.А. Чайка, Г.Я. Коваль, Д.С. Козлова	23
Изучение влияния пандемии на объем авиаперевозок в России и сравнение этих показателей с общемировыми тенденциями Г.Я. Коваль, А.А. Чайка, Д.С. Козлова	25
Применение космоснимков для изучения производственной активности предприятий авиационной отрасли Д.С. Козлова, Г.Я. Коваль, А.А. Чайка	26
СЕКЦИЯ АЭРОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ	29
Гиперзвуковое обтекание космического аппарата «Экзомарс» при нулевом и ненулевом углах атаки И.В. Егор, А.В. Новиков, Конг Кунсик	29
Моделирование ламинарно-турбулентного перехода с применением диссипативных численных схем И.В. Егоров, Н. К. Нгуен, Т. Ш. Нгуен, П. В. Чувахов	31
Моделирование ламинарно-турбулентного перехода с применением гибридных разностных схем И.В. Егоров, Н. К. Нгуен.....	33
Шумоизоляция шарнирно закрепленной пластины Тимошенко Н.А. Локтева, Н.С. Нагибин	35
Обработка результатов измерения пульсаций давления в ударной трубе И.М. Илюхин.....	36
Численное решение задачи восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя к возмущениям, порождаемым твердой частицей П.В. Чувахов, А. В. Фёдоров, И.О. Погорелов	37
Взаимодействие акустически возмущений со сверхзвуковым пограничным слоем на плоской пластине К.В. Шубин, П.В. Чувахов	39
Алгоритм определения ориентации космического аппарата относительно орбитальной системы координат на участке выведения на орбиту А.А. Прутько	40
Экспериментальное исследование теплопередачи на поверхности тела в дозвуковом донном следе при помощи подвижного стенда	

Журин С.В.	42
Построение и исследование управления стаей летательных аппаратов плоской формации	
М.А. Щипанов.....	43
Исследование возможности применения фазовой стабилизации для обеспечения устойчивости углового движения ОБ с учётом колебаний жидкого наполнения баков	
Е.В. Саранченкова, Е.В. Чикирёв.....	44
Анализ методов решения задачи области пристеночного обтекания	
С. И. Афонин.....	46
Работа алгоритмов динамического контура системы управления движением Многоцелевого лабораторного модуля в ходе автономного полета	
А.В. Сумароков.....	48
Гирокомпасная орбитальная ориентация: кинематическая схема построения	
С.А. Меркурьев.....	50
Имитационная модель замкнутой системы «самолёт – автопилот угла тангажа»	
А.А. Дружинин, А.Г. Демченко.....	51
СЕКЦИЯ ВЫСОКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ	54
Биолого-социальные чрезвычайные ситуации: применение методов машинного обучения к анализу данных по заболеваемости по основным классам болезней в Российской Федерации	
Л.Р. Борисова.....	54
Биолого-социальные чрезвычайные ситуации: исследование устойчивости социально-экономической системы России методами машинного обучения	
Л.Р. Борисова, Г.С. Жукова	56
Методические особенности мониторинга и прогнозирования динамики крупных лесных пожаров – источников чрезвычайных лесопожарных ситуаций	
Лесопожарный мониторинг с использованием беспилотников	
Ю.В. Подрезов	59
Особенности применения беспилотников для защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера	
Ю.В. Подрезов	60
Природные чрезвычайные ситуации, вызванные лесоторфяными пожарами в октябре 2021 года в Свердловской области	
Ю.В. Подрезов	62
Особенности комплексного анализа рисков обнаружения отдельных объектов гражданской обороны средствами технического мониторинга заинтересованных структур	
В. С. Путин, В.В. Сериков	65
Особенности защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного характера с использованием способов активных воздействий на атмосферные процессы	
Ю.В. Подрезов	67
Особенности защиты объектов атомной энергетики от поражающих факторов лесных пожаров	
Е.Г. Касперович	69
Особенности оценки опасностей лесных пожаров для критически важных объектов, расположенных на лесной площади с использованием современных и перспективных беспилотных летательных аппаратов	
Р.А. Сафаров.....	70
Результаты оценки экспресс-методами биостойкости бетона марки В20, обработанного новыми антисептическими составами в интересах повышения сроков службы убежищ гражданской обороны	

А.В. Сафонов.....	72
СЕКЦИЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МАТЕМАТИКИ И МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ	75
Бикомпактные схемы для квазилинейного уравнения диффузии	
М.Д. Брагин	75
Построение новых гибридных сеточно-характеристических схем для моделирования сейсморазведки в Арктическом регионе	
И.Б. Петров, В.И. Голубев, Е.К. Гусева.....	76
Неявный гибридный сеточно-характеристический метод в моделировании динамических процессов акустической среды	
Е.А. Песня.....	78
Применение метода Dynamic Mode Decomposition для поиска неустойчивых мод в задаче о ламинарно-турбулентном переходе	
В.С. Абрамов, М.Н. Петров	80
Численное решение уравнений динамики одностороннего упорного подшипника скольжения компрессора	
П.Е. Федотов	81
Spatial self-interlocking structures: three-dimensional and two-dimensional	
Manturov V.O., Kanel-Belov A.Ya., Kim S.....	82
Вычисление потока между скважинами с помощью линий тока	
Р.Р. Ахунов, К. А. Поташев	83
Применение заметающих кривых к построению нелокального оператора, уточняющего решения задач внешней аэродинамики	
С.В. Зимина, М.Н. Петров.....	84
Об оценке перегрузочного режима парашютной системы с упругим звеном	
Н.А. Егоров, Ю.Д. Шевелёв.....	85
Regularization of the inverse problem of interpreting distributed temperature measurements in production well and uncertainty analysis	
А. Е. Karakulev, L. A. Kotlyar, I. L. Sofronov	86
Обработка данных ПГИ и шумометрии для локализации зон притока	
Е.Д. Колодезева, И.Л. Софронов.....	88
О методе решения плохо обусловленных систем линейных уравнений, возникающих в задаче трехмерного моделирования многофазных многокомпонентных течений в цифровом керне неявным методом	
Ю.А. Забегаев, Л.Е. Довгилович	90
Исследование вариантов критерия прочности типа Мора	
Т.А. Кузьмина, А.И. Олейников.....	91
Выбор оптимального пайплайна для классификации высокочастотных временных рядов с применением свёрточных нейронных сетей для определения начала пескопроявления	
В.Р. Касымов	91
Применение методов машинного обучения и сеточно-характеристического метода к ультразвуковому исследованию авиационных композитов	
Н.В. Быков, В.А. Концевая	92
СЕКЦИЯ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА	94
Численное моделирование горения в твердотопливном ПВРД	
И.А. Емекеев, С.Е. Якуш.....	94
Тепловое излучение факела на начальном и основном участке струи модельного ракетного двигателя	

В.А. Кузьмин, И.А. Заграй, Н.А. Шмакова	94
Моделирование горения водородо-воздушной смеси во вращающейся детонационной волне	
И.А. Филатов	96
Расчетно-экспериментальные исследования энергетических характеристик аккумуляторной ячейки ЛИП-20А производства ООО «ФМ Лаб»	
А.А. Осика, А.Н. Варюхин, А.В. Гелиев, И.О. Киселев.....	98
Расчетное исследование влияния температурного фактора на аэродинамическое сопротивление модели с протоком	
Д.А. Павлов, В.Ю. Александров	100
Взаимодействие сферических ударных волн с приповерхностным теплым слоем	
Д.Д. Зарипова	100
СЕКЦИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ БЕСПИЛОТНЫЕ СИСТЕМЫ	103
Сравнение открытых реализаций методов построения плотных цифровых моделей поверхности	
Д.В. Василенко.....	103
Алгоритм сопоставления изображений для глобальной навигации БЛА	
Н.Ю. Шавин	104
Разработка алгоритма распознавания объектов на гидролокационных данных	
Д.Р. Махоткин	105
Разработка и испытание комплекса ледовой разведки в арктических условиях.	
А.Е. Илюхин, А.В. Родин, К.Д. Бухаров, Н.А. Гришин, Малашевич С.В.....	107
Результаты апробации программного комплекса синтеза радиолокационных изображений по данным РСА БО в режиме реального времени в ходе арктической экспедиции	
В.Г. Семёнкин	109
Секция компьютерного моделирования	
Д.В. Апраксин	111
Анализ взаимодействия плоских волн с твёрдой поверхностью в стационарном потоке идеального газа. Сравнение с численным моделированием	
Д.С. Матяш	111
Расчетная методика моделирования полета гражданского самолета в условиях обледенения	
Н.Ш. Нгуен	112
Исследование эффекта смены знака коэффициента подъемной силы с применением нейронных сетей	
Ф.Е. Дорофеев	113
Затупленное осесимметричное тело минимального сопротивления в гиперзвуковом потоке разреженного газа	
С.Л. Горелов, В.Л. Нгуен	113
Аппроксимация аэродинамического профиля с помощью метода преобразования класса-формы (CST)	
А.О. Жаворонкин, А.А. Савельев.....	114
Применение разложения по динамическим модам для анализа неустойчивости вихревого следа	
Н.А. Ключев	115
Суррогатная модель для быстрого расчёта поля изоэнтропического числа Маха на поверхности крыла	
Р.А Штин, А.А. Савельев.....	117
Методика расчета и численная оптимизация характеристик профилей для воздушных винтов с использованием методов RANS	
А.В. Лысенков, В.В. Ореховский	118

Расчётные исследования вихревого течения в следе за крылом магистрального самолета при отклонённой механизации крыла и включённом реверсе тяги двигателя	
Д.И. Дугин, И.А. Курсаков, С.В. Матяш	119
Оптимизация аэродинамических характеристик использованием компьютерного моделирования	
С.В. Липатова, М.А. Мухай, В.А. Ситников	119
СЕКЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	121
Использование газообразных хладагентов для имитации эксплуатационных температур «криогенных» топливных баков РН с целью повышения эффективности экспериментальной отработки их прочности	
О.А. Юранев	121
Методика прогнозирования сроков исчерпания прочностного ресурса конструкций долговременных орбитальных станций на основе анализа временных зависимостей их напряженного состояния	
А.В. Анисимов, А.А. Стец	122
Применение уточненных методов построения механических аналогов топливных баков при определении нагрузок от переходных процессов	
А.Ю. Бондаренко	123
Модели деформирования и разрушения полимерных композиционных материалов	
М.С. Берлизева	125
Создание космического летательного аппарата «RocketSAT», мобильной заправочно-ремонтной космической станции «FuelSAT» и их взаимодействие	
Г.Р. Янгалин, С.А. Лобов, М.Н. Поклад, Е.О. Биловол	126
Теории пластичности при сложном нагружении	
Д.Ю. Фомин, Д.Р. Абашев, В.С. Бондарь	128
СЕКЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ	131
Способ повышения точности радиометрической калибровки инфракрасных каналов аппаратуры дистанционного зондирования Земли	
А.Д. Иванов, А.А. Зайцев, С.Д. Коган	131
Модель лунной калибровки аппаратуры дистанционного зондирования Земли коротковолнового оптического диапазона для солнечно-синхронной орбиты	
Д.В. Кирюшин, А.А. Зайцев, С.Д. Коган	132
Многофункциональный космический инерциатор для стабилизации космических летательных аппаратов (AiRSpace)	
Г.Р. Янгалин, А.И. Ивлев, С.А. Лобов, М.Н. Поклад	134
Обзор внешних воздействующих факторов, влияющих на электронно-компонентную базу	
Е.А. Волков	136
Проблемные вопросы технологической подготовки производства изделий ракетно-космической техники в контексте современной тенденции цифровой трансформации предприятия	
А.Ю. Денисов	138
Алгоритм расчета предельных допусков конструкции бортовых приборов на основе модернизированного метода максимум-минимум	
Москаленко А.А.	140
Модель затухания радиосигнала в атмосфере	
П.С. Британ, Ю.А. Нестёркин	140
Алгоритм оценки параметров сигналов аварийных радиобуев второго поколения КОСПАС-САРСАТ	
Я.А. Пискарев	143
Особенности мультимикронных кремниевых фотонных элементов	

О.Д. Байшев, Д.В. Козлов	145
Разработка кольцевого резонатора для гироскопа с использованием технологии обработки фемтосекундным лазерным излучением	
О.С. Гусева, Д.В. Козлов, И.П. Смирнов, Д.А. Строганов, В.В. Рахвалов	147
Методика измерения жесткости микромеханических чувствительных элементов акселерометров	
К.Д. Шестакова, Д.В. Болтунов, Д.В. Козлов, В.В. Рахвалов, Д.А. Строганов	148
Перспективное приемо-передающее устройство системы для управления космическими аппаратами на основе микроэлектронных модулей преобразования высокочастотных сигналов и цифровой обработки сигнала	
Н.Н. Булгаков, И.Е. Сидоренко, А.С. Сёмочкин, А.В. Алыбин, А.В. Буянкин, В.В. Рахвалов, И.В. Филатов	150
Применение методов прогнозирования при анализе телеметрической информации космических аппаратов	
Р.А. Зайцев, Ю.А. Нестёркин	152
СЕКЦИЯ НЕЛИНЕЙНО-ОПТИЧЕСКИХ ЭФФЕКТОВ В ГАЗОВЫХ И КОНДЕНСИРОВАННЫХ СРЕДАХ.....	
Изучение нелинейнооптических свойств субфталоцианинов бора	
Т.В. Дубинина, А.Д. Косов, А.Ю. Герасименко	154
Пространственное распределение запасенной светосуммы фемтосекундного лазерного излучения в кристаллах LiF:Mg,Ti	
С.В. Мурзин, В.П. Дресвянский, Е.Ф. Мартынович.....	155
Использование когерентного доплеровского лидара в режиме одночастичного рассеяния для измерения скорости потока газа в АДТ	
О.В. Бендеров, В.В. Миславский, А.М. Мерзликин, А.В. Родин	
Т.С. Тебенева, О.В. Бендеров, А.В. Родин, И.В. Скрипачео	157
Измерение концентрации радикалов ОН при нестационарном режиме горения метан-воздушных смесей.....	
В.В. Миславский, В.В. Губернов.....	159
Исследование пламени метановоздушных смесей.....	
В.В. Губернов, В.В. Миславский.....	159
СЕКЦИЯ НЕФТЯНОГО ИНЖИНИРИНГА	
Эффективный коэффициент полезного действия колонны бинарной ректификации	
И.А. Сукин.....	161
Сверхбыстрый симулятор трещины для крупномасштабной разработки месторождений с многостадийными ГРП	
А. Б. Пещеренко, И. Д. Бекеров, Д. А. Чупраков.....	163
Реология набухающего углеводородного геля в режиме осцилляции с малой амплитудой	
С.М. Ватузов, А.П. Лосев.....	164
Расчет фазового равновесия углеводородной смеси при капиллярном скачке.	
М.И. Райковский, О.Ю. Динариев, А.Ю. Демьянов.....	166
Разработка методики интерпретации результатов неидеальных испытаний на сжатие цилиндрических образцов горных пород	
А.Г. Платова, А.А. Быков.....	168
Усовершенствованные модели дизайна и оценки продуктивности трещины ГРП с высоким пространственным разрешением	
И. К. Резников, Д. А. Чупраков, И. Д. Бекеров, А. Б. Пещеренко.....	170

Скачок напряжений в слоистой трансверсально-изотропной среде	
Молокоедов А. С.....	172
Распределение пропанта по кластерным перфорациям в горизонтальных скважинах	
Д.В. Семенова	173
СЕКЦИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СИСТЕМ БЕЗОПАСНОСТИ.....	175
Систематические и программные ошибки при измерении электрохимических шумов химических источников тока цифровым нановольтметром	
А.Г. Попов, Н.В.Еремин, Г.Н.Сушня, Н.А.Мозговой, В.А.Пиджаков.....	175
Спектроскопия электрохимического импеданса литиевых источников тока	
А.Г. Попов, Н.В.Еремин, Н.А.Мозговой, В.А.Пиджаков	176
Математическая модель информационного канала связи глобальной системы ретрансляции	
Р.Р. Талипов, С.А. Алексеев	177
Разработка методов испытаний состояния заряда химических источников тока в контролируемых условиях	
Г.Н. Сушня, Н.В.Еремин, А.Г. Попов, Н.А.Мозговой, В.А.Пиджаков.....	178
СЕКЦИЯ ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ	180
Условия устойчивости и неустойчивости гидростатического равновесия тяжелых неоднородных упругих систем	
Е. И. Рыжак, С. В. Синюхина	180
Изменение углов атаки и крена перемещением центра масс летательного аппарата	
Е.А. Михайлов, В.Б. Федоров.....	181
Об улучшенном способе оценки погрешности метода Эверхарта	
И.И. Фукин, А.А. Кузнецов, Н.А. Завьялова.....	183
Исследование влияния каверн на эффективную проницаемость пористой среды, чувствительной к напряженно-деформированному состоянию пласта	
А.А. Быков, А.А. Бычков	184
Методика тестирования корректности вычисления компонент ковариационной матрицы ошибок определения координат методом фотограмметрии	
Н.Р. Евсеев, А.А. Быков, Н.А. Завьялова	185
Применение метода эквивалентных граничных условий к решению одномерных задач механо диффузии для многокомпонентных цилиндрических тел, находящихся под действием поверхностных нагрузок	
Н.А. Зверев, А.В. Земсков.....	187
Исследование устойчивости баллистических построений много спутниковых группировок	
С.М. Базов, И.Н. Завьялов.....	189
Способ запуска ракет и космических аппаратов с помощью электромагнитной силы на летательных аппаратах (AiRails)	190
Г.Р. Янгалин, М.Н. Поклад	190
Исследование влияния порядка разложения гравитационного потенциала Земли в задачах ориентации космического аппарата	
Е.А. Ежова, А.А. Кузнецов	193
Разработка и реализация алгоритмов моделирования межспутниковой связи	
С.С. Ким, Н.А. Завьялова.....	194
Моделирование работы оптики космического аппарата для детектирования космического мусора	
П.А. Гришин.....	196
О взаимодействии муфт и стареющих труб, имеющих сложные профили	

К.Е. Казаков, М.Н. Михин	197
Резонанс гидротехнических сооружений и зданий на малоразмерных моделях в средах вода и воздух	
К.Н. Макаров, Э.К. Бирюкбаев, В.Е. Юрченко	198
Моделирование работы светочувствительной матрицы телескопа	
М.А. Кошева	199
Статистический метод анализа распределения дисперсной фазы в кавитационном течении на основе ансамбля PIV полей мгновенной скорости в непрерывной фазе	
А.С. Северин, Б.Б. Илюшин, К.С. Первунин	200
О методах ускорения баллистического интегратора, разрабатываемого в ЛПИ МФТИ	
А.А. Кузнецов, Фукин И.И., Е.А. Ежова, Е.А., Петров Д.А., Пыряев Е.В.	202
Алгоритм управления ориентацией космического аппарата	
Э.М. Фаттахов, В.Ю. Семака, И.Н. Завьялов	203
Моделирование кривых блеска объектов околоземного пространства в оптическом диапазоне	
Н. И. Чарнопис, И.М. Перепечкин, И. Н. Завьялов	204
Оценка эффективной пропускной способности сети при наличии ошибок в физическом канале связи	
К.С. Васюрин, В.Ю. Семака	205
Влияние атмосферы на функционирование группировки спутников ДЗЗ	
Е.В. Пыряев, И.Н. Завьялов, А.А. Кузнецов	206
Метод оценки параметров энергосистемы КА на основе имитационного моделирования	
В.П. Рудых, И.Н. Завьялов, В.Ю. Семака	207
СЕКЦИЯ ПРОЧНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	209
Численное исследование прочности подкреплённой цилиндрической оболочки из полимерного композита с внутренними дефектами при действии динамических нагрузок	
А.Л. Медведский, М.И. Мартиросов, А.В. Хомченко	209
Особенности получения механических свойств композиционных материалов	
А.А. Свиридов	211
Расчетная оценка скоростей роста расслоений в многослойных композитах с использованием модели деградации жесткости	213
В.Е. Стрижиус	213
Исследование применимости FDM-печати для создания конструкции планера ЛА	214
Д.А. Мешенников	214
Исследование зависимости механических свойств титанового сплава Ti6Al4V от траекторий нанесения порошка прямым лазерным сплавлением	
Л.А. Глебов, Л.В. Радионова, В.А. Быков, А.С. Свистун	216
О точности балочной схематизации для исследования упругих деформаций аэродинамических моделей	218
В.Н. Нгуен	218
Сравнительный анализ расчётных комплексов в решении задачи по определению нагрузок на самолёт от воздействия дискретного порыва	220
Д.М. Фейчук	220
Восстановление формы порыва по параметрам, регистрируемым бортовым самописцем	221
Ю.Д. Стучалкин	221
Ядерный парус. Двигатель на осколках делений. Рабочая поверхность ядерного паруса.	223
А.С. Иванов, Г.Э. Лазаренко	223

А.А. Кадиров, Б.Р. Зиганшин, А.В. Сочнев, А.Г. Сагтаров	225
Моделирование нестационарных рабочих процессов элементов жидкостного ракетного двигателя	226
Р.Д. Рыбаков, И.В. Лаптев	226
Лазерно-аэростатический метод запуска космических летательных аппаратов	228
Г.Р. Янгалин, С.А. Лобов, М.Н. Поклад, И.А. Рудой	228
СЕКЦИЯ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ АЭРОГИДРОМЕХАНИКИ	230
Численное исследование кризиса сопротивления плохообтекаемых тел с использованием различных моделей турбулентности	230
Т.А. Пименова	230
О применимости модели идеальной жидкости для описания стационарного обтекания тела, погруженного в слоистое океаническое течение	232
И.Ю. Миронюк, Л.А. Усов	232
Определение сил и моментов, действующих на ротор квадрокоптера	233
А. В. Палагин, А. А. Дегтярев	233
Несжимаемый пограничный слой с противотоками при заданном градиенте давления	235
Тэ Ха Чжун, В.Б. Заметаев	235
Исследование пульсаций давления на поверхности уступа в следе за цилиндром	237
С.В. Кузнецов, А.Ю. Голубев	237
Автомодельные турбулентные течения вязкого газа в плоском клине	237
У.Г. Ибрагимов	237
Исследование влияния формы теплового манекена на течение воздуха в модельном помещении	239
Е.Д. Степашева, М.А. Засимова	239
Аэродинамика самолёта в возмущённой атмосфере	241
К.Т. Зоан	241
Численное моделирование обтекания сидящего теплового манекена в вентилируемом помещении	244
А.А. Маринова, М.А. Засимова	244
Исследование взаимной связи осесимметричной компоненты пульсаций давления и скорости в ближнем поле струи	245
И.А. Дубровин, Г.А. Фараносов	245
О возможности появления звука в первоначально спящей вихревой структуре	246
А.Б. Барбасов, В.Ф. Копьев, С.А. Чернышев	246
Течение около осциллирующего и вращающегося цилиндра	248
А.О. Будникова, Д.А. Гаджиев, А.М. Гайфуллин	248
Разработка облика беспилотного противопожарного гидросамолёта с распределённой силовой установкой ...	249
А.В. Власов, А.Н. Варюхин, М.А. Овдиенко	249
Исследование влияния скорости потока на коэффициенты отражения звуковых мод от открытого конца канала воздухозаборника	251
В.В. Башкатов, Н.Н. Остриков	251
СЕКЦИЯ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ФИЗИКИ ГЕОСИСТЕМ	253
Численное моделирование распространения трещин гидроразрыва пласта в упругопластических искусственных материалах	253
Е.М. Гребенщикова, В.А. Начев	253
Экспериментальное исследование корреляции вариаций полного электронного содержания ионосферы с индексом авроральной активности при магнитных бурях	253

М.О. Плаксина	253
СЕКЦИЯ ТЕХНИКИ И МЕТОДИКИ АЭРОФИЗИЧЕСКОГО И ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА	255
Экспериментальные исследования системы информационно-интеллектуальной поддержки экипажа для обеспечения безопасности полетов легких самолетов	
В.И. Ахрамеев, А. Драмшины	255
Визуализации обтекания моделей в аэродинамической трубе методом дымящейся проволочки	
Х.Т. Буй, В.И. Богомазов В.В. Ткаченко	257
Технология исследования рабочей нагрузки летчика вертолѐта, применяющего очки ночного видения	
С.О. Коронков, Г.А. Хабибуллин	259
Разработка алгоритмов определения устойчивости и управляющих характеристик легкого самолета различных режимах летных испытаний	
В.Т. Нгуен, Б.М. Ахтешам, А. Драмшины	260
Улучшение качества связи на самолете методом прямого слепого разделения сигналов	
А. Драмшины	262
СЕКЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ В ТЕХНИЧЕСКИХ И СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ	265
Implementation of AI based technologies in modern logistics	
U. Bose	265
Предложение по улучшению социально-экономической ситуации аэрокосмической отрасли в РФ и СНГ	
Г.Р Янгалин, Е.А. Сапожков	266
Анализ конкурентоспособности логистических компаний, работающих на импорт товаров	
Г.А. Игизбаева	268
Выбор решения для управления очередью и двором складского хозяйства	
К.К. Тароян	268
Оценка эффективности маркетинговых акций	
Г.А. Игизбаева, К.А. Рафикова	269
Прогнозирование проблем зеленой энергетики на примере развития автомобильной промышленности в зеленой экономике	
Н.С. Воронецкий	270
СЕКЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ	271
Моделирование распространения внутренних гравитационных волн от движущегося в стратифицированной жидкости массового источника	
Д.Ю. Князьков	271
Максимизация движущей силы двузвенной ноги шагающего аппарата	
С.А. Кумакшев	272
Оптимальное управление продольными движениями упругого стержня с пьезоэлектрическими элементами	
А.А. Гавриков, Г.В. Костин	274
Моделирование внедрения цилиндра с шероховатым основанием в вязкоупругий слой на двух масштабных уровнях	
А.А. Яковенко, И.Г. Горячева	276
Моделирование динамических процессов при селективном лазерном плавлении	
С. А. Лычев, Монтасер Фекри	277
Проекционный подход к моделированию собственных колебаний упругих стержней круглого сечения	
Г.В. Костин	279

Применение метода нелинейного модельно-упреждающего управления для оптимизации средней скорости капсульного робота	
А.М. Нунупаров, А.Н. Суханов, Н.В. Сырых	283
Влияние двумерной текстуры на сцепление поверхностей в условиях частичного проскальзывания	
А.Н. Любичева, И.Ю. Цуканов.....	286
Моделирование процесса внедрения иглы в мягкие ткани мозга	
Т.Н. Лычёва, С. А. Лычев.....	288
Сравнительная оценка трибологических характеристик углеродных композитов в среде инертного газа	
П.О. Буковский	290
Эволюция дефектов в локальной области контакта текстурированного штампа и гиперупругого полупространства	
Т.Н. Лычёва	291
Исследование влияния частиц износа на трение и изнашивание при качении	
А.Р. Мещерякова.....	293
Изнашивание неоднородного тела с периодической структурой в вязкой среде	
А.Н. Любичева, А.М. Мезрин.....	294
Новое окружение OPENAI GYM для модели капсульного вибрационного робота	
А.М. Нунупаров, Н.В. Сырых, А.Н. Суханов	296
СЕКЦИЯ ФИЗИКИ МОРЯ	298
Анализ приливных колебаний уровня Карского моря по данным прибрежных наблюдений	
М.Е. Куликов, И.П. Медведев	298
Исследование плюма реки Пясины в Карском море	
М.Ю. Григорьева, А.А. Осадчиев, В.А. Кречик, Д.И. Фрей, Н.Б. Степанова.....	299
Оценка приходящего коротковолнового потока солнечной радиации на основе визуальных сцен видимой полусферы небосвода	
В.С. Кошкина, М.А. Криницкий, Н.Н. Аникин, М.А. Борисов, А.А. Осадчиев, Н.Б. Степанова	302
Спутниковые и натурные измерения коэффициента спектральной яркости в Карском море в августе 2021 г.	
М.А. Павлова, Д.Н. Дерягин, Е.Н. Корчёмкина, А.А. Осадчиев, Н.Б. Степанова.....	304
Масштабирование полей приповерхностного ветра в Северной Атлантике с использованием искусственных нейронных сетей	
В.Ю.Резвов, М.А.Криницкий	306
Исследование внутренних волн большой амплитуды в проливе Карские Ворота в августе 2021 г.	
И.О. Копышов, И.Е. Козлов, В.Р. Жук, А.В. Артамонова, К.П. Сильвестрова	307
Исследование гидродинамических характеристик эллипсоидального вихря при деформации его баротропным потоком. Энергетический подход	
Д.А. Арутюнян	308
Биооптические характеристики морской воды	
Е.А. Аглова, А.В. Шатравин.....	311
Первичные гидрооптические характеристики по данным измерений коэффициента яркости морской воды, полученных в Карском море в августе 2021г	
Д.Н. Дерягин, М.А. Павлова, Е.Н. Корчёмкина, А.А. Осадчиев, Н.Б. Степанова.....	312
Интенсивность перемешивания речных и морских вод в обской губе и енисейском заливе	314
М.Д.Протопопова, Д.М.Демешко, А.А.Осадчиев, Н.Б.Степанова	314
СЕКЦИЯ ФИЗИКИ ПОЛЁТА	317

Исследование влияния развития отрывного обтекания крыла большого удлинения на аэродинамические характеристики компоновки БЛА с V-образным хвостовым оперением при малых дозвуковых скоростях	317
Е.Б. Колосова, Г.Н. Паскевич, А.А. Павленко	317
Разработка программных модулей предварительного расчета геометрических параметров элементов ЛА и их взаимное согласование в компоновочной схеме	
М.И. Мухаметшин, А.И. Волков	318
Расчетное и экспериментальное исследование обтекания и характеристик трапециевидного воздухозаборника в надкрыльевой компоновке на взлетно-посадочных режимах полета	
Е.В. Карпов, Н.Г. Колток, Е.В. Новгородцев	319
Разработка программного модуля определения аэродинамических характеристик летательного аппарата на этапе предварительного проектирования	
А.И. Волков, М.И. Мухаметшин	321
Применение программного кода «vBoom» к задаче расчёта характеристик звукового удара в неоднородной атмосфере с ветром	
А.О. Корунов	322
Анализ робастной устойчивости движения модели пассажирского самолета на шарнире с тремя степенями свободы в АДТ	323
Т. Г. Муханов	323
Построение траектории движения БПЛА с использованием клотоид	
Н. В. Цатурян	325
Исследование теплообмена капли, движущейся вдоль поверхности твердого тела под действием аэродинамических сил, в приложении к проблеме обледенения летательного аппарата	
В.А. Жбанов	328
Моделирование совместных распределений набегов фазы взаимного спектра пристеночных турбулентных пульсаций давления	
А.Н. Котов	329
Способ уменьшения температуры на Земле с помощью экранирования солнечной энергии космическим аппаратом	
Г.Р. Янгалин, С. Л. Лобов, М.Н. Поклад	329
Численное моделирование обледенения супергидрофобного цилиндра в плёночном режиме	
А.В. Кашеваров, А.Л. Стасенко.....	331
Разработка индивидуального водного средства передвижения «Скат»	
Д.А. Иванов, М.С. Григорьев, А.К. Костиков.....	332
Разработка решателя FlagmanFoam для моделирования процессов обледенения в условиях натекания мелких капель	
А.О. Морозов, М.А. Кудров, А.Б. Миллер, А.Л. Стасенко.....	334
Математические модели и экспериментальные возможности создания смерчей	
И.А. Амелюшкин	336
Математические модели и управление движением капель вблизи твердого тела в потоках воздуха	
И.А. Амелюшкин	337
СЕКЦИЯ ФИЗИЧЕСКОЙ МЕХАНИКИ	339
Механизмы стабилизации процесса горения в коаксиальном проточном реакторе с радиальной подачей смеси	
А.В. Ярков	339
Особенности горения метана в канале постоянного сечения	
И.М. Гришин, К.Ю. Арефьев.....	341

Исследования процесса теплообмена в тракте регенеративного охлаждения при использовании наносuspензии на основе n-декана	
С.В. Кручков, А.М. Савельев, К.Ю. Арефьев	342
Устойчивость закрученного пламени при вариации гравитационных условий	
А.И. Крикунова	343
Перспективы применения машинного обучения к решению задач физической механики	
Т.А. Кольцова	343
Об интегральных характеристиках сдвигового слоя	
Ю.М. Куликов	344
Эмпирическая модель взаимодействия капель воды с высокоскоростным газовым потоком	
К.Ю. Арефьев, О.В. Гуськов, А.В. Минко, А.С. Савельев	345
Влияние пространственной структуры фронта пламени водородно-воздушных смесей в проточном реакторе на определение ламинарной скорости горения	
И.С. Медведков	346
Подобие режимов распространения пламени в каналах различной ширины, заполненных горючей смесью	
А.В. Тюрнин	347
Расчетный анализ влияния температурной зависимости теплофизических свойств воздуха на ударно-волновую структуру сверхзвукового течения	
А.В. Саркисов, К.Ю. Арефьев	350
Оценка радиуса кривизны острия иглы с помощью коронного разряда	
Е.А. Касулин	350
ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В ЗАДАЧАХ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОБОРОНЫ	352
Разработка и исследование модели обработки радиолокационных сигналов на основе технологии инверсного синтеза апертуры	
Е.В. Донешко	352
Разработка программного компонента «Диспетчер моделирования» для обеспечения информационного обмена между клиентским слоем и СПО реализации стандарта распределенного моделирования	
А.М. Назаров, А.И. Шиловский	353
Разработка программного компонента расчета режимов работы РЛС для системы автоматизированного проектирования радиолокационных станций	
Н.С. Савченко	354
Разработка фреймворка для создания пакетов цифровых двойников	
А.И. Шиловский, А.М. Назаров	354
СЕКЦИЯ ФИЗИЧЕСКОЙ МЕХАНИКИ	356
О применении последовательного эластичного актюатора в манипуляционных и локомоционных робототехнических системах	
С.Е. Кондратьев	355
Исследование влияния момента сил светового давления на эволюцию вращательного движения крупногабаритных объектов космического мусора	
Е.С. Егорова	357
Нейросетевой метод решения ОЗК для управления многоосевыми манипуляторами робототехнического комплекса	
Ф.А. Полещук	358
Управление роботом-манипулятором с помощью нейронных сетей	
Г.А. Прусс	359

Нейросетевой метод решения ОЗК для управления многоосевыми манипуляторами робототехнического комплекса	
Ф.А. Полещук.....	360
Применение формаций малых спутников для показа космической рекламы	
Г.Ю. Белый, И.В. Глухов, Ш.Н. Биктимиров.....	361
Разработка электропривода рулевой машины космического аппарата	
Д.В. Куплевацкий, Д.В. Кадигроб, М.В. Горт.....	362
О некомпактной бифуркации в одной интегрируемой модели вихревой динамики	
Г.П. Пальшин.....	363
О некомпактной бифуркации в одной интегрируемой модели вихревой динамики	
Г.П. Пальшин.....	364
Управление движением космического аппарата при сближении с некооперирующим объектом космического мусора для последующего захвата	
М. Р. Ахлумади ¹ , Д.С. Иванов ² , Козин Ф.А.....	365
Исследование возможности конструирования и применения механической системы "Колесницы, указывающей на юг"	
Е.Д. Кузьменко, Ичэн Лян.....	367
Моделирование движения электродинамической космической тросовой системы на круговой орбите	
А.А. Белов.....	368
Метод быстро осциллирующих переменных в задаче релаксации композитной системы	
Д.Г. Геворгян, А.А. Матевосян, Г.А. Халафян.....	367
Различные динамические режимы качения волчка Чаплыгина без верчения	
Л.Г. Неуймин	369
Целенаправленная механика одноклеточных организмов. Основные цели, графы, информационные потоки	
С. Армишев.....	370

Секция систем, устройств методов геокосмической физики

УДК 528.852.8:528.8.044.1

Спутниковый радарный мониторинг горнопромышленных объектов и городов Кузбасса

Л.С. Миков

Федеральный исследовательский центр информационных и вычислительных технологий

В работе рассмотрены вопросы оценки состояния и изменения земной поверхности на территориях угледобывающих предприятий и крупных городов Кузбасса. Продемонстрировано применение многопроходных серий спутниковых радарных (SAR) изображений с космического аппарата Sentinel-1 с использованием методов радарной интерферометрии.

Принцип радарной интерферометрии заключается в следующем. Каждый пиксель спутникового снимка содержит информацию о действительной и мнимой части волны, отраженной от участка земной поверхности и принятой спутником. Таким образом, спутниковый снимок имеет две составляющие: действительную и мнимую часть, которые могут быть преобразованы в амплитудную (яркостную) и фазовую составляющие изображения. Отметим, что типичный размер участка земной поверхности в одном пикселе изображения превышает квадратный метр, что делает невозможным определение миллиметровых смещений по яркостной составляющей изображения. Для этой цели используется анализ фазовых составляющих набора снимков.

На основе набора фазовых составляющих SAR-изображений, полученных спутником в разные моменты времени, рассчитывается изменение фазовой составляющей с течением времени. Изменение фазовой составляющей связано линейной зависимостью с разностью хода волны, отраженной от поверхности и, таким образом, появляется возможность измерять вертикальные смещения объектов земной поверхности, сравнимые с длиной волны сигнала спутника, имеющей порядок нескольких сантиметров [1].

Для проведения исследования использовались сфокусированные радарные изображения формата SLC за 2017–2020 гг. с разрешением 5×20 метров и VV-поляризацией. Для каждого из объектов исследования было отобрано более 20 снимков с периодом съемки 12 дней.

Обработка исходных изображений осуществлялась двумя методами. Метод малых базовых линий (SBaS) применялся для территорий горнопромышленных предприятий, а метод постоянных отражателей (PS) для городских территорий. Для более точной корегистрации радарных изображений использовалась цифровая модель рельефа SRTM.

В ходе обработки исходных изображений методами SBaS и PS были построены карты средних скоростей изменения вертикальных смещений земной поверхности (рис. 1). Данные карты представляют собой векторные файлы с набором точек (несколько тысяч). Каждая точка содержит набор атрибутов, например, географические координаты, значение средней скорости смещения и т.п. Синим цветом выделены точки с отрицательными вертикальными смещениями, означающие просадки земной поверхности, красным – поднятия земной поверхности.

На рис. 1 слева цифрой 2 обозначен отвал разреза Кийзасский, цифрой 1 – участок, заполненный горными породами, образовавшийся после оползня. Как видно из рисунка, между участками 1 и 2 регистрируется провал, означающий сход горных пород с борта отвала. На участке 1 регистрируются положительные вертикальные смещения, связанные с увеличением высоты поверхности из-за схода горных пород с борта и дальнейшим их столкновением со склоном холма. Отдельно стоит отметить, что средние скорости смещений за период с 30 мая 2019 по 11 июня 2019 (оползень произошел ночью 7 июня) увеличились в три раза. Значения средних скоростей смещений за период наблюдения составили от -170 мм/год до $+200$ мм/год.

На рис. 1 справа представлена карта вертикальных смещений для города Кемерово. Минимальное значение смещений -41 мм/год, максимальное $+7$ мм/год.

Таким образом, использование радарных данных с космического аппарата Sentinel-1 целесообразно для задач мониторинга оползневых явлений, особенно в районах с интенсивными горными работами. Полученные результаты могут стать основой для разработки систем мониторинга и мероприятий по предупреждению оползней.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ и Кемеровской области в рамках научного проекта № 20-47-420002 p_a

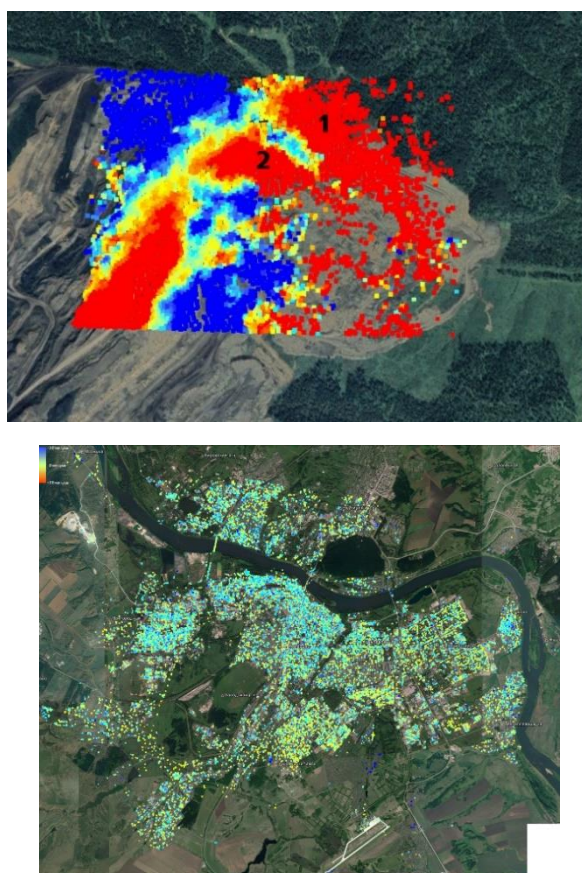


Рис. 1. Пример карт средних скоростей изменения вертикальных смещений. Слева – разрез «Кийзасский» (метод SBaS), справа – г. Кемерово (метод PS)

Литература

1. Кантемиров Ю.И. Краткие теоретические основы радарной интерферометрии ее многопроходных вариаций PS и SBaS // Геоматика. 2012. № 1. С. 22-26.

УДК 528.88

Радиометрическая калибровка оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ по звёздам

В.Е. Квитка

Филиал АО «РКЦ «Прогресс» - НПП «ОПТЭКС»

Развитие спутниковых группировок ДЗЗ привело к значительному расширению области применения получаемых данных. И если раньше большинство задач решалось визуальным анализом спутниковых снимков, то сейчас ценность представляют не только сами изображения, но и информационные продукты, полученные в результате обработки. В этих условиях важное значение приобрели измерительные свойства бортовой оптико-электронной аппаратуры. Одной из актуальных задач является восстановление яркостных и отражательных характеристик подстилающей поверхности по снимкам, получаемым оптико-электронной аппаратурой (ОЭА). Регистрируемые пространственные распределения яркости подстилающей поверхности имеют важное значение для многих прикладных областей, в частности, для сельского и лесного хозяйства.

Выходной сигнал оптико-электронной камеры можно связать с энергетическими свойствами подстилающей поверхности тремя способами: через интегральную, абсолютную и эффективную чувствительности. Первая величина учитывает яркость подстилающей поверхности во всем диапазоне длин волн, вторая – в границах рабочего спектрального диапазона калибруемой ОЭА. Эффективная чувствительность использует не традиционную яркость, а эффективную энергетическую яркость $[Вт/(м^2 \cdot \rho)]$, учитывающую относительную спектральную чувствительность съёмочной аппаратуры. Для задач ДЗЗ наибольшую практическую ценность имеет именно эффективная чувствительность [1].

Одной из главных проблем полётной калибровки по наземным полигонам является неопределённость спектрального коэффициента пропускания атмосферы. Отсутствие точных данных по пропусканию атмосферы приводит к возникновению погрешности определяемых величин.

Естественным образом возникает предложение провести калибровку по звездам. Это позволит исключить неопределенности, связанные с земной атмосферой. Огромное количество звезд позволяет отобрать среди них опорные, по которым и проводится калибровка.

Основными проблемами при калибровке съемочной аппаратуры ДЗЗ по звездам является необходимость переориентации КА и малая яркость большинства звезд [2]. Известен опыт калибровки по звездам оптико-электронной аппаратуры КА Pleiades [3]. При эксплуатации данной группировки КА проводилась не только радиометрическая калибровка, но и уточнение данных по функции передачи модуляции: она имеет взаимную связь с функцией рассеяния точки, получаемой непосредственным образом.

В настоящей работе были проведены оценки соотношения сигнал/шум для звезд различной величины и определены необходимые условия съемки для перспективных отечественных систем ДЗЗ высокого и среднего разрешения. Показано, что существуют условия съемки, при которых обеспечивается высокое соотношение сигнал/шум на получаемых снимках звезд для всех типичных спектральных каналов ДЗЗ. Рассмотрен также вопрос о погрешностях предлагаемой калибровки и выявлены основные их источники.

Из проведенных расчетов можно сделать следующие выводы:

- 1) Задачу проведения абсолютной калибровки можно решать с применением съёмки не только самых ярких звезд, но и с величинами до +8...+10;
- 2) Ожидаемая погрешность калибровки должна составить около 5%.

Литература

1. Алтынов А.Е., Малинников В.А., Попов С.М., Стеценко А.Ф. Спектротрирование ландшафта : учебное пособие для студентов. Москва : Изд. МИИГАиК. УПП «Репрография», 2010. 120 с.
2. Chun X. A flux calibration method for remote sensing satellites using stars // Journal of Infrared and Millimeter Waves, Vol. X, No. X, 2017.
3. Meygret A., Latry C., Kelbert A, Blanchet G. On-orbit star-based radiometric and spatial calibration of PLEIADES HR optical sensors // Доклад на конференции H-RODA 18–22 November 2019, ESRIN, Frascati.

УДК 551.521.327, 504.32, 551.501.776, 551.508.761

Оценка неопределенностей показаний экспертов в наблюдаемых характеристиках облачности в арктике по результатам экспедиции ай-58

М.А. Борисов¹, М.А. Креницкий², А.А. Осадчиев², Н.Б. Степанова²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Институт океанологии имени П.П. Ширшова РАН, Москва

Солнце является ближайшим естественным источником радиации, как коротковолновой, так и длинноволновой. Состояние атмосферы, а в особенности Балл Общей Облачности (БОО) и Балл Нижней Облачности (БНО) [1], наиболее сильно влияет на поток приходящей солнечной радиации на поверхность. На данный момент количество и типы облачности оцениваются только экспертом при помощи визуального наблюдения, и такая оценка считается абсолютно достоверной [2, 3, 4]. Однако известно, что показания наблюдателя подвержены ошибкам вследствие субъективности восприятия визуальной сцены облачности. Неопределенность оценок наблюдателя может приводить к существенным неточностям в системах оперативного прогноза погоды. Кроме того, отсутствие знания об ошибке наблюдений не позволяет оценивать соответствующую неопределенность климатических трендов характеристик облачности. В рамках настоящей работы мы исследовали неопределенность оценок БОО, БНО.

Для проведения такого исследования мы провели эксперимент, заключающийся в синхронном наблюдении одной и той же облачной ситуации несколькими наблюдателями. Эксперимент проводился на борту судна “Академик Иоффе” в научно-исследовательском рейсе “АИ-58” с 18.08.2021 по 06.09.2021 в Карском, Балтийском и Белых морях. Каждые сутки по судовому времени в 09:00, 12:00, 15:00, 18:00 участники эксперимента производили оценку БОО, БНО, СДС и типов облачности. При этом с 09.08.2021 по 17.08.2021 проводилось обучение экспертов стандартной методике метеорологических наблюдений в отношении характеристик облачности. Оценка указанных характеристик проводилась согласно руководству Всемирной метеорологической организации [5], которое в том числе регулирует способ наблюдений. Чтобы удовлетворять требованиям руководства, экспертам был обеспечен достаточный обзор небосвода, для чего они располагались на верхней палубе судна. Во время наблюдений эксперты находились на удаленном друг от друга расстоянии для исключения коллегиальной оценки параметров облачности. Таким образом, множеством независимых экспертов в настоящем эксперименте моделируется случайная оценка одиночного эксперта, независимо наблюдающего одну и ту же облачную ситуацию. Каждый наблюдатель вносил свои показания в собственный журнал наблюдений, что позволило дополнительно обеспечить неза-

висимость оценок.

В эксперименте приняло участие 19 экспертов, трое из которых имели опыт метеорологических наблюдений до этого эксперимента. Трое наблюдателей имеют ученую степень. Оставшиеся 16 наблюдателей являются студентами или выпускниками бакалавриата или магистратуры различных годов обучения. В составе 19 наблюдателей участвовало 12 женщин и 7 мужчин. Было произведено 78 наблюдательных сроков, количество наблюдателей в различные сроки варьировалось от 5 до 19 участников. В среднем характеристики облачности оценивали 12 участников. Подавляющая часть наблюдений происходила при максимальных значениях БОО и НБО (8 окт), при СДС в состоянии «Пасмурно», преобладающий тип облачности — *Stratocumulus undulatus*. Вследствие этого отклонения в оценке характеристик облачности для периода с 18.08 по 30.08 минимальны. Аналогично, при минимальной облачности разброс показаний наблюдателей мал. Кроме этого, 20 наблюдений проводилось в условиях тумана, который затруднял оценку характеристик облачности. В единичных случаях было зафиксировано СДС S2 – менее, чем в 10% наблюдений. Вследствие этого полученная выборка данных является несбалансированной.

В настоящем исследовании мы характеризуем неопределенность показаний наблюдателей относительно БОО и НБО в двух мерах: среднеквадратичное отклонение для конкретного срока наблюдения, а также «разброс мнений» – разность между максимальным и минимальным показаниями экспертов для конкретного срока. По вышеперечисленным отклонениям были построены диаграммы соответствующих мер неопределенности. На диаграммах видно, что разброс в показаниях экспертов становится минимальным при приближении к максимальным значениям БОО. В то же время разброс мнений относительно БНО может достигать 8 окт, что связано с неопределенностью классификации типов облачности. Такая ситуация имеет место, например, когда нет возможности достоверно оценить высоту облаков и, как следствие, яркость наблюдаемой облачности.

Среднеквадратичное отклонение БОО от среднего лишь однажды превышает 1,5 окт, кроме этого видно, что нет наблюдений со средним количеством облачности (4–5 окт.). Наблюдается аналогичная картина распределения разброса мнений, здесь он не превышает 3 окт. Для БНО получен аналогичный результат для среднеквадратичного отклонения, то есть среднеквадратичное отклонение крайне редко превышает 1,5 окт. При этом наблюдается наибольший диапазон значений разброса мнений БНО, вплоть до 8 окт, который объясняется тем, что эксперты по-разному яркость облачности. По этой же причине для БНО на рис. 1в и рис. 1г наблюдаются осредненные показания экспертов в диапазоне от 0 до 8 окт.

Таким образом, в настоящем исследовании было проведено моделирование неопределенностей оценки характеристик облачности одним независимым наблюдателем при помощи большого количества экспертов, участвующих в синхронных наблюдениях. Продемонстрировано, что разброс мнений невелик для простых облачных ситуаций, в которых количество облачности невелико, или в которых облака покрывают весь небосвод. Также показано, что неопределенность в условиях промежуточных баллов общей облачности может достигать 1,5 окт. в мере среднеквадратичного отклонения или 3 окт. в мере разброса мнений экспертов. Данное исследование позволит уточнить существующие и будущие модели для оценки метеохарактеристик, а также моделей, используемых для расчета приходящей солнечной радиации. В дальнейшем планируется оценить неопределенность показаний в отношении типов облачности, а также повторить эксперимент в других регионах Мирового океана для расширения разнообразия наблюдаемых облачных ситуаций, в которых можно ожидать больший разброс мнений экспертов, а также для формирования выборки, сбалансированной по синоптическим условиям.

Работа выполнена в рамках программы Плавающие университеты при поддержке Министерства науки и высшего образования и Фонда целевого капитала МФТИ.

Литература

1. Aleksandrova M.P., Gulev S.K., Sinitsyn A.V. An improvement of parametrization of short-wave radiation at the sea surface on the basis of direct measurements in the Atlantic // *Russian Meteorology and Hydrology*. 2007. № 4 (32). С. 245–251.
2. РД 52.04.585-97. Наставление гидрометеорологическим станциям и постам. Выпуск 9 «Гидрометеорологические наблюдения на морских станциях», часть III «Гидрометеорологические наблюдения, производимые штурманским составом на морских судах», Гл. 6.7 «Облака». Москва : Росгидромет, 1997. С. 71–79.
3. РД 52.04.562-96. Наставление гидрометеорологическим станциям и постам. Выпуск 5 «Актинометрические наблюдения на станциях», часть I «Метеорологические параметры и оптические характеристики атмосферы, определяемые при выполнении актинометрических наблюдений». Москва : Росгидромет, 1996. С. 15–17.
4. РД 52.04.316-92. Наставление гидрометеорологическим станциям и постам. Выпуск 9 «Гидрометеорологические наблюдения на морских станциях», часть II «Гидрометеорологические наблюдения на судовых станциях, проводимые штатными наблюдателями», Гл. 8.8 «Облачность». Москва : Росгидромет, 1992. С. 71–79.
5. World Meteorological Organization (WMO) Guide to Instruments and Methods of Observation / World Meteorological Organization (WMO), 2018 Edition, Geneva: WMO, 2018. 224 P.

Контроль волнового фронта в оптико-электронных приборах космического базирования

Г.Р. Касоев^{1,2}, Г.А. Щербина^{1,2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²АО “НПО “Лептон”

Важнейшей характеристикой приборов дистанционного зондирования Земли является пространственное разрешение. Качество оптической системы во многом определяет предел разрешения, причем не только как качество производства отдельных оптических поверхностей, но и согласования элементов между собой, т.е. оптическая юстировка.

Одним из подходов является контроль геометрического положения [1] оптических элементов. Такая система поможет устранить рассогласование, связанное со смещением поверхностей в процессе доставки и эксплуатации прибора. Однако, геометрическое наилучшее положение элементов может не совпадать с фактическим — игнорируются некоторые факторы, влияющие на качество системы: изменение температуры, вибрации и пр. Более перспективным подходом является контроль непосредственно волнового фронта, проходящего через оптическую систему, с целью компенсации возникающих оптических аберраций.

Контроль волнового фронта является хорошо изученной задачей в сфере наземной астрономической адаптивной оптики. Необходимо проанализировать и выбрать метод, наиболее подходящий для реализации в условиях космического базирования. Одним из простейших с точки зрения дополнительного оборудования является контроль по точке, для чего можно использовать в том числе и сверточные нейронные сети [2]. Минусом такого подхода является количество изображений, необходимых для обучения (минимум десятки тысяч). Собрать такую выборку в ходе эксплуатации прибора может быть проблематично.

Возможно использование дополнительных элементов. Распространенным устройством для реконструкции волнового фронта является пирамидальный датчик. Однако, его использования предполагает внесение значительных изменений в конструкцию системы — для получения волнового фронта необходимы колебания датчика либо светового пучка [3]. Такие устройства негативно повлияют на надежность системы. Альтернативой является использование рассеивающей пластинки совместно с пирамидальным датчиком [4], но это усложняет оптический тракт, влияя на массу и габариты системы.

Наиболее простым устройством является датчик волнового фронта Шэка–Гартманна.

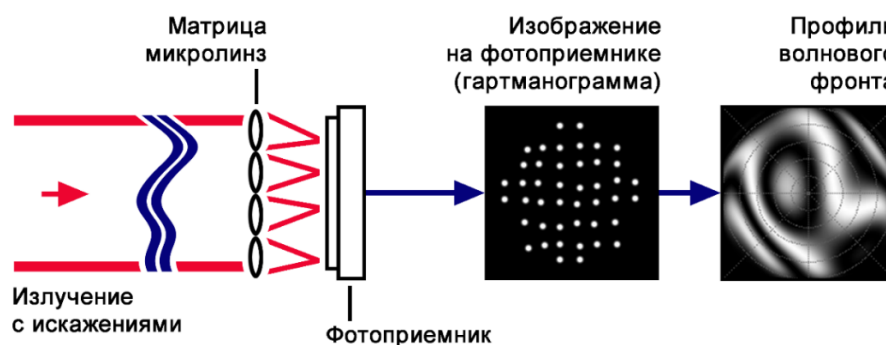


Рис. 1. Принцип датчика Шэка–Гартманна

Смещения изображений от референсных в каждой субапертуре пропорциональны градиенту волнового фронта. Далее, с помощью интегрирования и разложения волнового фронта по полиномам Цернике, можно судить о характере аберраций и действиях для их компенсации. Однако, такие операции являются затратными с точки зрения вычислительных ресурсов. Для оперативности измерений, предлагается использовать датчик Шэка–Гартманна совместно с методами обучения с подкреплением для минимизации отклонений положения изображений от эталонных.

Литература

1. Молев, Ф.В. Исследование оптико-электронной системы определения взаимного рассогласования элементов космического телескопа: дис. ... канд. техн. наук: 05.11.17. – С.-Петербург. нац. исслед. ун-т информ. технологий, механики и оптики, СПб, 2014 – 143 с.
2. Ke Hu [et. al.]. Self-learning control for wavefront sensorless adaptive optics system through deep reinforcement learning. // Optik. 2019. V. 178. P. 785-793
3. Vérinaud, C. On the nature of the measurements provided by a pyramid wave-front sensor. // Optics Communications. 2004. V. 233(1-3). P. 27–38.
4. Ragazzoni, R., Diolaiti, E., & Vernet, E. A pyramid wavefront sensor with no dynamic modulation. // Optics Communications. 2002. V. 208(1-3). P. 51–60.

Мгновенная оценка углов Эйлера навигационным приемником в виде параллельной структуры

А.В. Воронаева

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В последнее время многие фирмы выпускают в едином корпусе несколько приемников, работающих каждый со своей антенной. Такие приемники принято называть параллельной структурой. В параллельной структуре используются единые для сигналов всех антенн гетеродинные сигналы, таким образом, обеспечивается единая шкала времени для всех приемников параллельной структуры. Определение ориентации или оценка углов Эйлера базируется на относительных методах, причем высокоточная ориентация на относительных фазовых методах [1]. Разности псевдодальностей как по коду, так и по фазе несущей алгоритмически связаны с ориентацией объекта. Первые разности представляют из себя разности сигналов, получаемые от каждого видимого спутника на антенны объекта относительно некоторой выбранной. Вторые разности представляют из себя разности первых разностей, получаемые относительно некоторого выбранного опорного спутника [2].

Соответствующие измерители строятся на основе обработки неоднозначных псевдодальностей по фазе несущей, осуществляемых по сигналам ГНСС, принимаемым группой антенн, располагающихся на поверхности объекта. Как показывают исследования, основные затраты времени на проведение такой обработки связаны с разрешением неоднозначности псевдофазовых измерений, получаемых отдельно для каждого вектора, соединяющего антенны такой системы. Очевидно, что чем больше антенн и спутников сигналов включается в обработку, тем требуется большее количество раскрытий фазовых неоднозначностей, а значит и затрат времени.

Предлагается при решении задачи ориентации отказаться от оценки матрицы преобразования координат, как это делается в настоящее время, а перейти непосредственно к оценке углов Эйлера [3]. При этом количество неизвестных равно трем – курс, тангаж, крен в отличие от девяти элементов матрицы преобразования координат. В этом случае зону возможных углов разбивают на интервалы по одному градусу и таких интервалов получается $180 \cdot 180 \cdot 360$. Значение каждого интервала пересчитывается в значения второй разности псевдодальностей по фазе несущей. Дробная часть полученных величин сравнивается с дробной частью измеренных системой вторых разностей псевдодальностей по фазе несущей. По максимальному количеству совпадений определяется истинное значение угловых координат. В случае несовпадения полученных по максимальному количеству совпадений угловых координат с истинными считается, что результат аномальный.

При многократном моделировании (равном N) получения априорной информации с помощью описанного алгоритма и подсчете аномальных раскрытий $-m$, получим вероятность раскрытия фазовой неоднозначности $P = (N-m)/N$. Ниже (рис.1) представлен график зависимости вероятности раскрытия фазовой неоднозначности от количества видимых спутников и ограничения зоны углов крена и тангажа значением $\pm 15^\circ$.

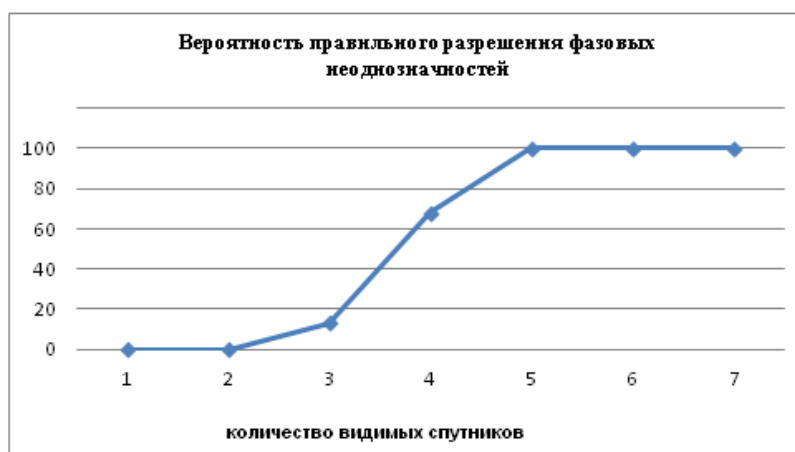


Рис. 1. Вероятность правильного разрешения неоднозначности измерений GPS в двух диапазонах частот для разного количества видимых спутников при обработке вторых разностей псевдофаз

При использовании различных датчиков можно добиться ограничения области допустимых значений углов Эйлера. К таким датчикам можно отнести инклинометры позволяющие оценить углы крена и тангажа в наихудшем случае лучше $\pm 5^\circ$ и различные магнитные датчики (компас), позволяющие оценить

угол курса в наихудшем случае лучше $\pm 10^0$. При этом возможно оценить ориентацию по сигналам двух спутников с вероятностью 95%.

В качестве выводов можно считать, что такой подход не требует использования традиционных, очень затратных алгоритмов раскрытия фазовых неоднозначностей и не зависит напрямую от количества антенн и спутников сигналов. Уменьшение количества оцениваемых параметров с девяти (количество элементов матрицы преобразования координат) до трех (курс, тангаж, крен) позволяет мгновенно оценить углы Эйлера, а также значительно повысить надежность их правильного разрешения неоднозначности.

Литература

1. ГЛОНАСС. Модернизация и перспективы развития : монография / под ред. А.И. Перова. – Москва : Радиотехника, 2020. – 1072 с.
2. Поваляев А.А. Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. - М.: Радиотехника, 2008, - 328 с.
3. X. Qin, S. Gourevitch, K. Ferguson, M. Kuhl, J. Ladd. Dynamic Short Baseline Calibration and Attitude Determination Using Ashtech 3DF System. Ashtech Inc. Presented at the Sixth International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, Columbus, Ohio, March 17-20, 1992.

УДК 528

Оперативная диагностика источников нефтяных загрязнений прибрежной зоны на основе анализа спутниковых снимков из облачной веб-платформы на примере загрязнения береговой полосы у порта Туапсе и города Новороссийска

А.А. Чайка¹, Г.Я. Коваль¹, Д.С. Козлова¹

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Ключевые слова: Черное море, г. Туапсе, г. Новороссийск, спутниковые снимки, нефтяные загрязнения, канализационный выпуск, Адмирал Нахимов.

Сброс неочищенных промышленных и бытовых стоков в море является проблемой многих приморских городов с устаревшей инфраструктурой очистных сооружений. Применение технологии анализа временных рядов спутниковых изображений с помощью современных облачных веб-платформ позволяет оперативно определять источники загрязнений и время возникновения аварийных протечек в подводных выпусках сточных вод. Приводится пример расследования, который может использоваться в качестве методики для анализа случаев загрязнений нефтепродуктами в прибрежной зоне моря.

Целью работы является анализ спутниковых снимков морской акватории у порта Туапсе и города Новороссийска для выявления источника загрязнения прибрежной зоны и разработки соответствующих методических подходов.

Для анализа ситуации были собраны все доступные радиолокационные изображения (РЛИ) из каталога веб-сервиса Sentinel Hub программы ESA Copernicus. Девять РЛИ спутников Sentinel-1 охватывали район порта Туапсе в период разлива 23.05.2021 - 3.06.2021 полностью (четыре РЛИ) или частично (только южную часть зоны загрязнения – пять РЛИ).

Туапсе – это крупный транспортный узел черноморского побережья РФ; основными промышленными предприятиями города являются перевалочные нефтебазы АК «Транснефть» и ПАО «НК «Роснефть», Туапсинский нефтеперерабатывающий завод ПАО «НК «Роснефть», Морской торговый порт с нефтеналивным терминалом. Морской порт Туапсе – многоцелевой, открыт для навигации круглый год, осуществляет работу круглосуточно и обеспечивает грузовые операции с грузами, включая опасные грузы 3–5, 9 классов опасности, внешнеторговые перевозки нефти и нефтепродуктов, а также навалочных - угля, руды, минеральных удобрений и сельскохозяйственной продукции. Рядом с портом имеется подводный канализационный выпуск находящейся на расстоянии 2300 м от берега на глубине 24 м.

23 мая 2021 года в СМИ появилась информация о загрязнении нефтепродуктами акватории Черного моря между причалом №1А и городским пляжем Туапсе в створе подводного выпуска МУП «ЖКХ города Туапсе». 24 мая дрейфующие нефтепродукты достигли побережья в районе пляжа «Приморье», площадь загрязнения оценивалась в 1,1 км². Нефтепродуктами оказался загрязнен берег не только в пределах порта, но и южнее и севернее города. В ходе подводных обследований обнаружены два места вытекания нефтепродуктов в районе залегания трубы коллектора, установлено, что в трубу коллектора, через которую произошел выброс нефтепродуктов, сделаны врезки следующих предприятий: «РН-Туапсинский нефтезавод», «РН-Морской терминал Туапсе» и ООО «Нафта (Т)». Истечение нефтезагрязненных вод продолжалось до

03.06.2021. По результатам проведенных подспутниковых исследований было установлено, что предельно допустимая концентрация нефтепродуктов в акватории Черного моря была превышена в среднем в 11–12 раз.

В ходе анализа спутниковых снимков было выявлено следующее. На РЛИ спутника Sentinel-1 от 28.05.2021 на морской поверхности в прибрежной зоне г. Туапсе обнаружены три группы пленочных загрязнений: длинный шлейф, исходящий из района порта общей длиной более 5 км; два других вытянутых пятна общей длиной 10 км мористее, в 6 км к югу от порта и дрейфовали в ЮВ направлении; плёночное образование в 13 км южнее порта Туапсе размером 2,4 км × 1,1 км. По снимку определено место выхода загрязнений на поверхность находится в точке с координатами 44.078° с.ш. и 39.074° в.д. (рис. 1). На РЛИ Sentinel-1 от 2.06.2021 обнаружено обширное пленочное загрязнение длиной более 13 км, дрейфующее вдоль побережья от порта Туапсе в ЮВ направлении.

С целью определения характера и повторяемости выбросов в море из канализационной системы г. Туапсе был проведен анализ серии архивных космоснимков из открытых источников за последнее 10 лет. Признаки утечки загрязнений и нефтепродуктов из выявленного места повреждения трубы подводного выпуска обнаружены на снимках, начиная с 2017 года, что позволяет утверждать, что подобные несанкционированные сбросы нефтепродуктов производились неоднократно. Так, однозначно идентифицированные выбросы канализационной системы с нефтепродуктами на РЛИ спутников Sentinel-1 наблюдались в 2017 г. 7 раз, в 2018 г. – 4 раза, в 2019 г. – 6 раз, а в 2020 г. – 2 раза.

Таким образом, анализ оперативных и архивных спутниковых снимков 2017-2021 гг. показал, что случаи намеренных (несанкционированных) сбросов в канализационную систему нефтепродуктов (остаточные/шламовые нефтепродукты) или вод, сильно загрязненных нефтепродуктами, периодически отмечаются с 2017 года.

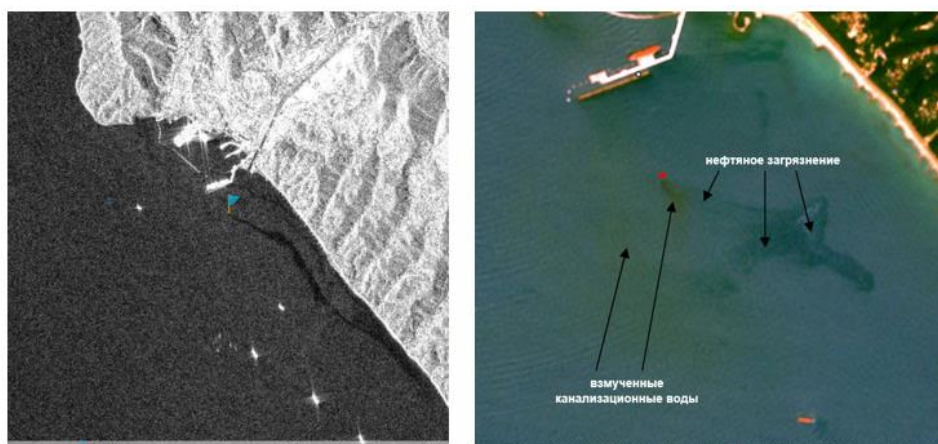


Рис. 1. Утечка нефтепродуктов из канализационного стока на радиолокационном изображении

Sentinel-1 28.05.2021 (слева) и на мультиспектральном оптическом изображении. Sentinel-2B 25.06.2019 (справа), видна переменная толщина пленки, что однозначно указывает на нефть/нефтепродукты.

Расследуемый случай загрязнения акватории порта Туапсе 23.05.2021-03.06.2021 в отличие от предшествующих характеризуется утечкой значительного объема нефтесодержащих вод через изношенный канализационный выпуск. Путем анализа данных ДЗЗ, полученных в оптическом и микроволновом диапазонах установлено место выхода загрязненных вод на поверхность моря (участок поврежденного трубопровода на дне), направление распространения (дрейфа) пленок нефти или нефтепродуктов, их размер и площадь. Выполненное расследование на основе открытых данных ДЗЗ служит методической основой для поиска источников загрязнений акватории, связанных с долговременными протечками подводных выпусков сточных вод.

Литература

1. Кучейко А., Иванов А., Григорьев Н., Ушков Д., Терлеева Н. Канализационные выбросы в прибрежной зоне Черного моря: наблюдение и дистанционный контроль из космоса // Экология и промышленность России. 2019. 23(12). С. 54-60.
2. Бондур В.Г., Гребенюк Ю.В. Дистанционная индикация антропогенных воздействий на морскую среду, вызванных заглубленными стоками: моделирование, эксперименты // Исслед. Земли из космоса. 2001. № 6. С. 49-67.

Изучение влияния пандемии на объем авиаперевозок в России и сравнение этих показателей с общемировыми тенденциями

Г.Я. Коваль¹, А.А. Чайка¹, Д.С. Козлова¹

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Ключевые слова: пандемия; COVID-19; дистанционное зондирование Земли; самолет; аэропорт; нейронная сеть; индикаторы; влияние.

Пандемия вируса COVID-19 оказала значительное влияние на многие сферы жизни общества. Определенные области, такие как отрасль авиаперевозок, являются особенно чувствительными, так как они зависят от множества внешних факторов. Ведущие зарубежные космические агентства, используя открытые данные спутниковой съемки и ресурсы нейронных сетей, вывели ряд индикаторов, которые позволяют оценивать влияние ограничительных мер на объем авиационных перевозок. Однако в России аналогичные исследования ещё не получили широкого распространения, вследствие чего вышеупомянутая область является особенно актуальной.

Целью нашего исследования является поиск и анализ индикаторов, позволяющих производить оценку загруженности аэропорта и устанавливать связь между введением коронавирусных ограничений и уровнем пассажиропотока. С помощью открытых снимков дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) был проведен анализ отечественных и зарубежных аэропортов по двум индикаторам – изменение числа самолетов на стоянках и загруженность долговременных парковок автотранспорта у аэропортов. Для оптимизации обработки данных было необходимо обучить нейронную сеть обнаруживать самолеты на снимках с оптическим разрешением 10 метров на пиксель.

Область изучения данной работы направлена на оценку макро- и микроэкономических показателей с помощью индикаторов, полученных в результате обработки открытых снимков ДЗЗ с применением нейронных сетей. Значимость данной работы состоит в том, что полученные индикаторы и подходы позволяют объективно оценивать состояние отрасли авиасообщений, выявить уязвимые места аэропортов и построить возможный прогноз в подобных ситуациях.

В ходе исследования применялись открытые данные ДЗЗ программ SENTINEL и LANDSAT, так же использовались веб-ресурсы, позволяющие определить назначение и характер стоянок. Для создания наборов данных и последующего обучения нейросети были задействованы ресурсы компании «ГеоСпейсЛаб».

Объектом исследования являлись три аэропорта Московского авиаузла, данные по которым из-за звездной топологии авиалиний внутренних и зарубежных сообщений позволяют оценивать интенсивность перевозок в стране в целом по стране. Для сравнения были проведены исследования по аэропортам Пулково (Санкт-Петербург), Адлер и Гамбург.

Были отобраны и проанализированы снимки аэропортов за 4 основных периода:

- осень 2019 года – как этап, не затронутый пандемией COVID-19;
- весна 2020 года - время основных ограничений;
- конец лета – ранняя осень 2020 года – период ослабления ограничения и постепенное восстановление авиаперевозок;
- конец осени 2020 года – этап второй волны распространения вируса.

В результате работы подтверждена обратная зависимость между изменением числа самолетов на стоянках и строгостью принятых мер. Среднее увеличение самолетов на стоянках составило 30-60%, в зависимости от характера аэропорта, что согласуется с общим уменьшением пассажиропотока на 70 – 80%. На основе анализа временных серий снимков были выявлены территории, наполненность которых характеризует интенсивность авиаперевозок – к ним относятся площадки около телескопических трапов и стоянки для хранения самолетов. Также были обнаружены особые зоны, которые указывают на перегрузку инфраструктуры аэропорта. К ним относятся рулевые дорожки, которые в период максимальных ограничений использовались для временного хранения самолетов.

Полученные данные сопоставлены с официальной статистикой с помощью соотношений (решающих правил), которые учитывают скорость изменения самолетов, оцененных по космоснимкам, и скорости изменения пассажиропотока (получены из официальных данных с сайта федерального агентства воздушного транспорта). Для составления данных отношений использованы два графика: – график изменения общего количества самолетов, полученный путем поэтапного суммирования самолетов, находящихся на стоянках и у телескопических трапов; второй – график, построенный на основе официальной статистики авиаперевозок. Подсчет происходил непосредственным вычислением производной на рассматриваемом этапе.

В ходе вычислений получились значения, которые могут изменяться от 0 до ∞ . Был выведен ряд положений, которые позволяют обосновать полученные данные:

1. Если скорость изменения пассажиропотока большая и скорость изменения числа самолетов

большая (и по темпу изменения они примерно равны), то полученный коэффициент будет находиться в интервале 0.5...1.5 и данная связь будет иметь прямую зависимость, т.е. уменьшение/увеличение самолетов происходит напрямую с изменением трафика, что не влечет за собой серьезных проблем с размещением самолетов в аэропорте.

2. Если скорость изменения пассажиропотока большая, а скорость изменения числа самолетов малая, то коэффициент будет $\ll 1$ и располагаться в интервале 0...0.5. Данный результат будет свидетельствовать о состоянии авиаперевозок в целом и о заполненности самолетов в частном, так как количество самолетов практически не изменилось, а пассажиропоток стремительно вырос или уменьшился.

3. Если же скорость изменения пассажиропотока малая, а скорость изменения числа самолетов большая, то полученный коэффициент будет $\gg 1$ и находиться в интервале от 1.5... ∞ . Полученная зависимость может свидетельствовать о возможном перераспределении самолетов между аэропортами, так как пассажиропоток остался примерно на прежнем уровне, однако количество самолетов заметно изменилось.

Между автомобильными парковками и ограничениями была также установлена прямая зависимость, примерно пропорциональная изменению самолетов. График плотности трафика на парковках полностью повторяет первую и вторую волны распространения вируса. Так, падение плотности автомобилей на стоянке близ Домодедово составило около 50%, близ Пулково – 55%.

В целом было установлено, что сфера отечественных авиаперевозок пострадала несколько меньше общемировых значений и существенно меньше, чем в США и странах Европы. Это связано с тем, что отечественные аэропорты продолжали работать на внутренних авиалиниях.

Литература

1. *Гарбук С.В.* Космические системы дистанционного зондирования Земли. Москва : Изд-во «А и Б», 1997. 296 с.
2. *Кронберг П.* Дистанционное изучение Земли. Москва : Мир, 1988. - 343 с.

УДК 528

Применение космоснимков для изучения производственной активности предприятий авиационной отрасли

Д.С. Козлова, Г.Я. Коваль, А.А. Чайка

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Авиационная промышленность является одним из самых значимых системообразующих элементов экономики Российской Федерации в силу собственной принадлежности к наукоемким и высокотехнологичным процессам производства, возможности интегрирования в международное технико-технологическое сотрудничество и кооперацию.

Пандемия Covid-19 изменила не только систему авиаперевозок в целом, но и авиационную промышленность в частности (практически все авиазаводы мира были вынуждены приостановить свою работу на несколько дней или недель. Несмотря на то, что сборка самолетов не прекращалась, заказчики просили отсрочку поставок. Этот факт говорит о уязвимости авиационной промышленности к внешним факторам.

Так как авиационная промышленность напрямую зависит от состояния мировой экономики и экономик отдельных государств, необходимо регулярно проводить анализ производственной активности предприятий, не только с целью предотвращения задержек поставок, но и для прогнозирования дальнейшего функционирования авиационных заводов, а также снижения рисков падения эффективности предприятий.

Целью нашего исследования является разработка методики использования снимков дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для анализа производственной активности предприятий авиационной промышленности.

В ходе изучения проводилась оценка и определение информационно-значимых параметров. Было необходимо произвести подсчет единиц техники, которые находились на крупнейших авиационных заводах до и во время пандемии с 2019 по 2020 год с помощью снимков ДЗЗ и официальными данными.

Методология исследования состояла в поиске датированных космоснимков из открытых источников с помощью программ SENTINEL HUB, Google Earth и открытых веб-платформ (nakarte.me/wikimapia) для анализа данных.

Этапы исследования (рис. 1.):

1. Используя открытый ресурс nakarte.me необходимо определить исследуемую площадку выбранного авиационного завода.

2. Установить в программе Google Earth положение самолетов на выбранной площадке с целью более точного подсчета единиц техники в дальнейшем.
3. Произвести количественный подсчет единиц техники за выбранный период времени, используя ресурс программы Sentinel Hub EO Browser.
4. Сравнить полученные данные с официальными значениями, предоставленными в открытом доступе от авиационных компаний.



Рис. 1. Пример космоснимков с различных ресурсов, соответствующих всем этапам исследования связанных со сбором данных (nakarte.me/wikimapia, Google Earth, Sentinel Hub EO Browser соответственно)

Исходя из официальных источников и полученных данных авиационная промышленность, как и экономика, претерпевали негативные изменения в связи с событиями, вызванными пандемией коронавируса. Так, например, в апреле 2020 года, компания Airbus открыто заявила о снижении объема производства на 40%, а опубликованная в 2019 году компанией Boeing отчетность, говорит о том, что за весь 2019 год компания поставила заказчикам самолетов в два с лишним раза меньше, чем в 2018 году.

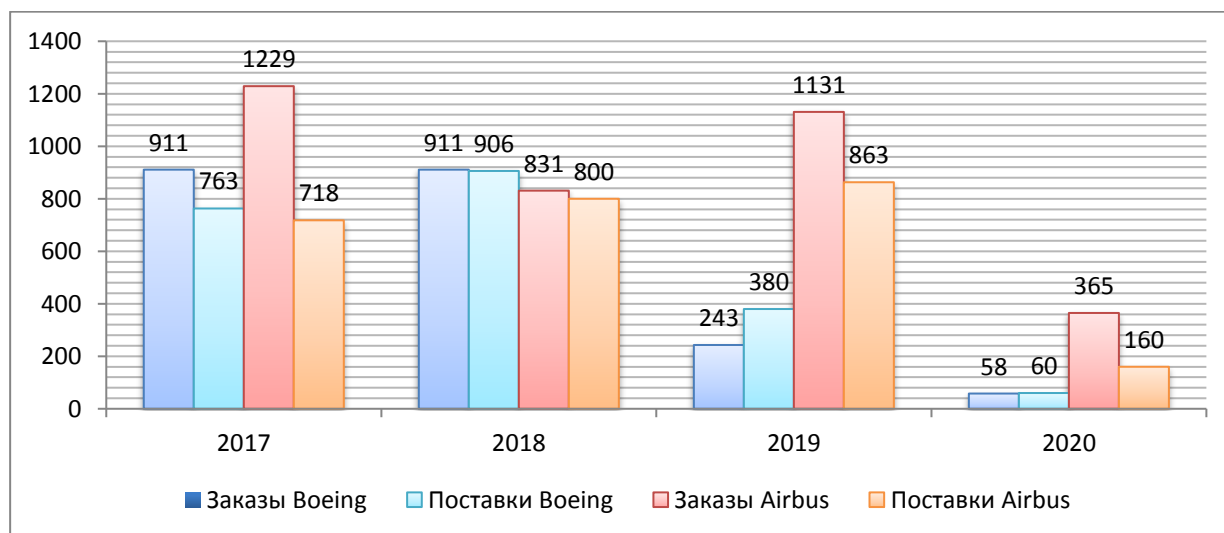


Рис. 2. Поставки и заказы Airbus и Boeing (2020* – за январь–май).

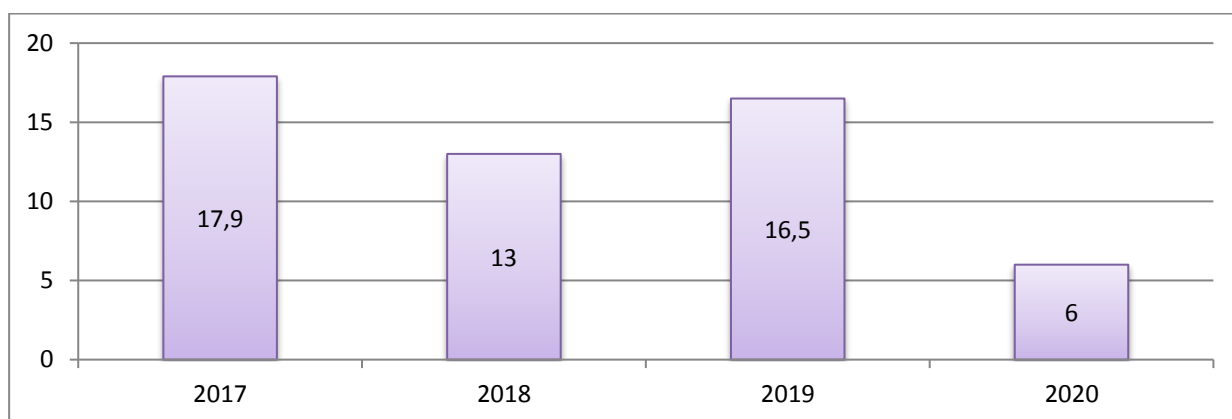


Рис. 3. Среднее количество самолетов на выбранной стоянке завода Airbus (Франция).

Полученные расчеты оказались сопоставимы с официальными данными, что говорит об эффективности и актуальности данного исследования. Исследование производственной активности компаний с помощью космоснимков позволяет в короткие сроки и с сопоставимой точностью отследить динамику работы предприятий, что в свою очередь помогает прогнозировать дальнейшие события не только на текущем предприятии, но и экономики государства в целом. Данный анализ, в силу своей точности и невысокой ресурсоемкости, позволит компаниям оперативно реагировать на события, происходящие в мире, что поможет избежать снижения эффективности предприятия, сокращения рабочего штата, снижения заработной платы и финансовых потерь в целом.

Литература

1. *Сутырина Е.Н.* Дистанционное зондирование земли. Иркутск : Изд-во ИГУ, 2013. – 165 с.
2. *Кашкин В.Б., Сухинин А.И.* Дистанционное зондирование Земли из космоса. Цифровая обработка изображений. Москва : Изд-во Логос, 2001. 261 с.

Секция аэрофизических исследований

УДК 533.49

Гиперзвуковое обтекание космического аппарата «Экзомарс» при нулевом и ненулевом углах атаки

И.В. Егоров^{1,2}, А.В. Новиков^{1,2}, Конг Кунсик¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Центральный аэрогидродинамический институт

Данная работа посвящена численному моделированию обтекания космического аппарата «Экзомарс» в атмосфере Марса (углекислый газ).

Расчет произведен с помощью пакета HSFLOW [1] на основе решения осесимметричных уравнений Навье–Стокса для химически неравновесной смеси в двумерной постановке:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \eta} = \mathbf{S},$$

здесь \mathbf{Q} – вектор консервативных зависимых переменных задачи, \mathbf{E} и \mathbf{G} – вектора потоков импульса и энергии, \mathbf{S} – вектор источников членов. Эти векторы связаны с соответствующими векторами в декартовой системе координат \mathbf{Q}_c , \mathbf{E}_c , \mathbf{G}_c , \mathbf{S}_c следующим образом:

$$\mathbf{Q} = \mathbf{J}\mathbf{Q}_c, \quad \mathbf{E} = \mathbf{J}\left(\mathbf{E}_c \frac{\partial \xi}{\partial x} + \mathbf{G}_c \frac{\partial \xi}{\partial y}\right), \quad \mathbf{G} = \mathbf{J}\left(\mathbf{E}_c \frac{\partial \eta}{\partial x} + \mathbf{G}_c \frac{\partial \eta}{\partial y}\right), \quad \mathbf{S} = \mathbf{J}\mathbf{S}_c,$$

где $\mathbf{J} = \partial(x, y) / \partial(\xi, \eta)$ – якобиан преобразования.

В пакете HSFLOW криволинейная система координат (ξ, η) применяется для построения дискретизации на равномерной сетке. Для этого заданная произвольная расчетная сетка в декартовой системе координат отображается на равномерную сетку в криволинейной системе.

Декартовы компоненты векторов \mathbf{E}_c , \mathbf{G}_c и \mathbf{S}_c для осесимметричных уравнений Навье–Стокса имеют вид:

$$\mathbf{Q}_c = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho v \\ \rho e \\ \rho_i \end{pmatrix}, \quad \mathbf{E}_c = \begin{pmatrix} \rho u^2 + p + \tau_{xx} \\ \rho uv + \tau_{xy} \\ \rho uH + q_x \\ \rho_i u + \mathbf{I}_x^i \end{pmatrix}, \quad \mathbf{G}_c = \begin{pmatrix} \rho uv + \tau_{yx} \\ \rho v^2 + p + \tau_{yy} \\ \rho uH + q_y \\ \rho_i v + \mathbf{I}_y^i \end{pmatrix}, \quad \mathbf{S}_c = \begin{pmatrix} 0 \\ \rho + \mu \left(\frac{2}{3} \operatorname{div} \mathbf{V} - 2 \frac{v}{r} \right) \\ 0 \\ \omega_i \end{pmatrix}.$$

Для коэффициента вязкости в данной работе предполагалась следующая зависимость от температуры: $\mu / \mu_\infty = (T / T_\infty)^{0.731}$. Коэффициенты теплопроводности и диффузии находятся из условия постоянства чисел Прандтля и Шмидта: $\operatorname{Pr} = \mu c_p / \lambda = 0.7$, $\operatorname{Sc}_i = \mu / \rho D_i = 0.5$.

Используется модель химически неравновесной смеси газов из 8-ми компонент: O, N, NO, O₂, N₂, CO₂, CO, C. В набегающем потоке принимаются массовые концентрации газов, как в атмосфере Марса: $C_{\text{CO}_2} = 0.97$, $C_{\text{N}_2} = 0.03$.

При нулевом угле атаки расчёт выполнялся в предположении ламинарного осесимметричного обтекания без учёта турбулентности. При обтекании под углом $\alpha = 5^\circ$, расчёт выполнялся в трехмерной постановке. Схематические изображения расчетных сеток для двумерной и трехмерной задач показаны на рис. 1. На поверхности аппарата ставился закон излучения Стефана–Больцмана $q_w = \sigma T^4$.

Параметры набегающего потока для различных расчетных режимов приведены в таблице 1. Указанные параметры соответствуют различным точкам на траектории спуска аппарата в атмосферу Марса.

Сравнение полученных в ходе расчетов распределений температуры и давления на поверхности аппарата показаны на рис. 2а, 2б.

Параметры набегающего потока для различных тестовых случаев

H, км	V_∞ , м/с	ρ_∞ , кг/м ³	T_∞ , К	M_∞	Re_∞	Стенка
86.5	6024	$0.131 \cdot 10^{-5}$	140	31.1	2274	Каталитическая/некаталитическая
76.5	5990	$0.526 \cdot 10^{-5}$	152	29.9	8309	Каталитическая/некаталитическая
66.5	5964	$0.123 \cdot 10^{-4}$	147	30.2	10010	Каталитическая/некаталитическая
45	5000	$0.423 \cdot 10^{-4}$	150	25.1	28334	Каталитическая/некаталитическая

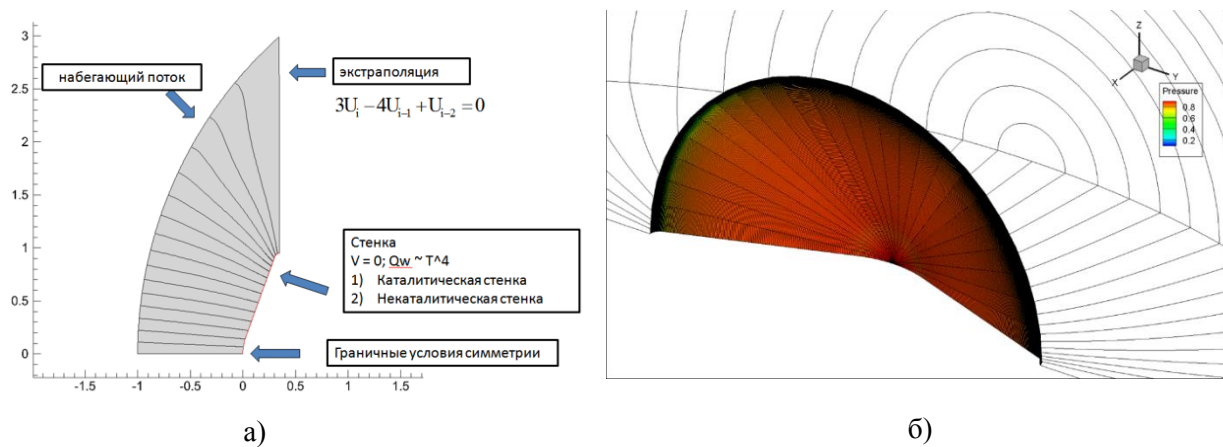


Рис. 1. Схема расчетной области для наветренной части космического аппарата (а) в осесимметричной постановке, 301x501 узлов (б) в трехмерной постановке 251x251x25 узлов

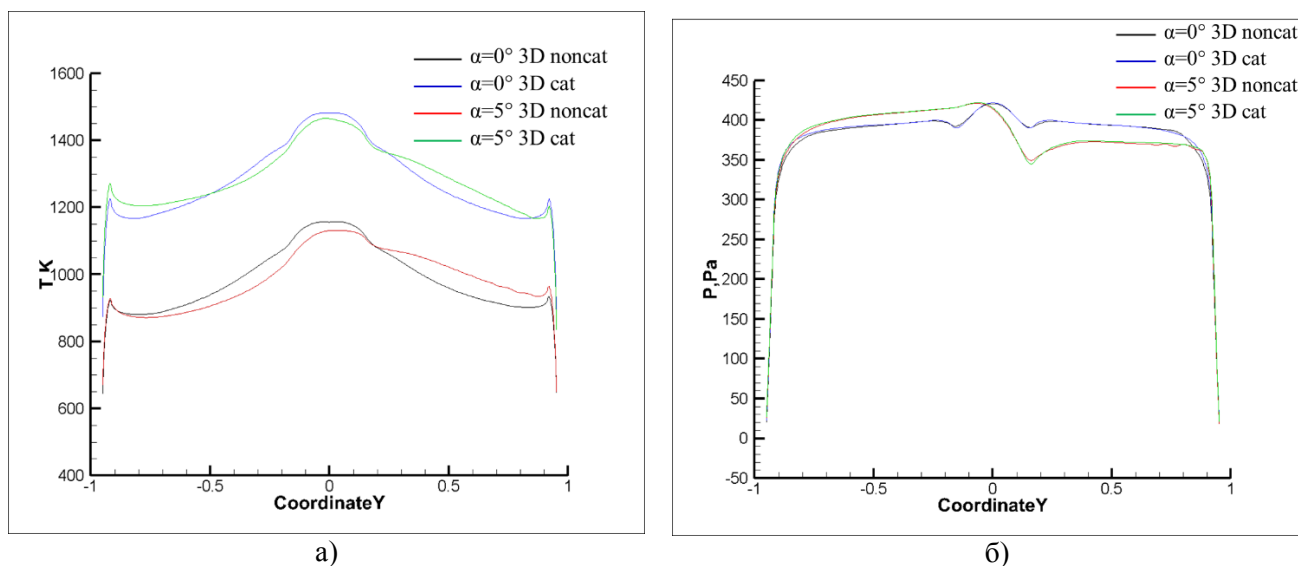


Рис. 2. Распределение газодинамических параметров для различных случаев обтекания при H=66.5 км (а) распределение температуры на поверхности аппарата (б) распределение давления на поверхности аппарата.

Литература

1. Егоров И.В., Новиков А.В., Пальчиковская Н.В. Численное моделирование обтекания сегментально-конического тела на основе уравнений Рейнольдса // Ж. Вычисл. матем. и матем. Физ. 2018. Т. 58. № 1. С.123–135.

Моделирование ламинарно-турбулентного перехода с применением диссипативных численных схем

И.В. Егоров^{1,2}, Н. К. Нгуен¹, Т. Ш. Нгуен³, П. В. Чувахов^{1,2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет).

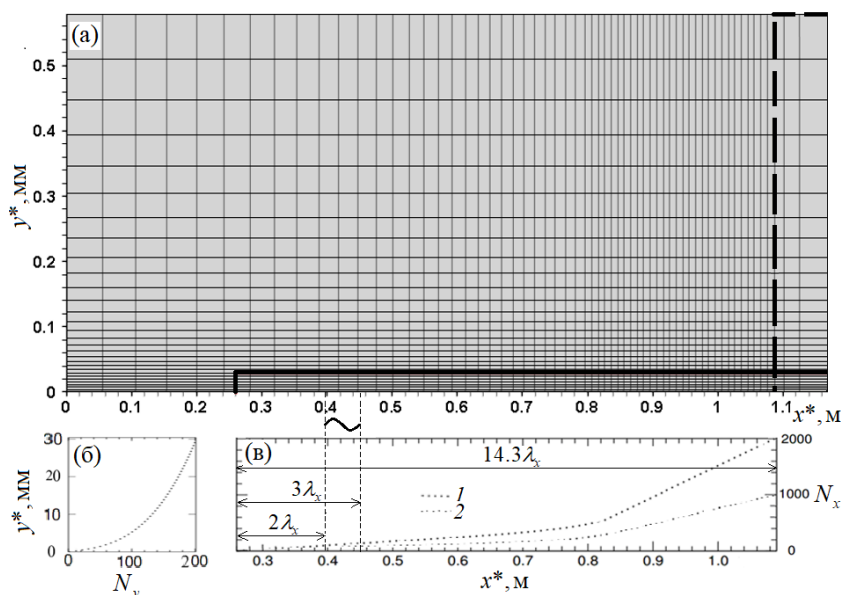
²Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского.

³Ханойский индустриальный университет, Вьетнам, город Ханой, район Бак Ту Лиём, Улица Кау Дьен, № 298.

1. Постановка задачи

Рассматривается номинально двухмерное течение над заострённой плоской пластиной при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 3$, температуре набегающего потока $T_\infty = 103.6$ К. Расчёт эволюции возмущений проводится в подобласти; процедура расчёта аналогична процедуре, описанной в [1]. Число Рейнольдса составляет $Re_{1,\infty} = 2.181 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Число Прандтля принимается постоянным: $Pr = \mu c_p / \lambda = 0.71$. Уравнения Навье–Стокса замыкаются уравнением состояния $\gamma M_\infty^2 p = \rho T$, где $\gamma = 1.4$ — показатель адиабаты. Динамический коэффициент молекулярной вязкости рассчитывается по формуле Сазерленда: $\mu = (1 + T_\mu) / (T + T_\mu) \cdot T^{3/2}$, где $T_\mu = T_\mu^* / T_\infty^* = 110.4 \text{ К} / 103.6 \text{ К} \approx 1.07$.

В настоящей работе использован пакет программ HSFlow++ [2], с помощью которого проводится прямое численное моделирование течений в рамках уравнений Навье–Стокса.



2. Расчётная сетка

Рис. 1. Расчётная сетка: (а) расчётная область и сетка (показана каждая 10-я сеточная линия); (б) сгущение сетки по нормали к стенке; (в) сгущение сетки в продольном направлении: 1 – сетка 80 миллионов узлов, 2 – сетка 20 миллионов узлов.

Эта сетка соответствует сетке из работы [3] в плоскости x_0y_0 . Сеточные линии распределены равномерно в поперечном направлении. На подробной сетке количество точек вдоль оси z составляет 201. Грубая сетка имеет вдвое меньше узлов по x и по z , чем подробная сетка. В вертикальном направлении количество точек для обеих сеток одинаково; поперёк пограничного слоя приходится не менее 100 точек. На подробной сетке возмущение разрешено в боковом направлении (по z) 201 точками на длину волны по z , а в продольном направлении (по x) — 320 точками. Стоит отметить, что для распространения монохроматической акустической волны в равномерном потоке требуется около 40 точек на длину волны, чтобы добиться близкого к естественному уровню вязкого затухания волны для используемого численного метода. Поэтому на построенных сетках численная диссипация фундаментального возмущения незначительна.

2. Генератор возмущений

Генератор возмущений моделируется при $x^* \in [x_1^*, x_2^*] = \infty [0.394, 0.452] \text{ м}$ в соответствии с работой

[3]. В этом диапазоне нормальная составляющая вектора скорости имеет вид

$$v(x, y = 0, t) = A(t)v_p(x_p)\cos(\beta_0 z)\cos(-\omega_0 t),$$

$$\text{где } v_p = \begin{cases} 1.5^4(1+x_p)^3(3(1+x_p)^2 - 7(1+x_p) + 4), & -1 \leq x_p \leq 0 \\ -1.5^4(1-x_p)^3(3(1-x_p)^2 - 7(1-x_p) + 4), & 0 \leq x_p \leq 1 \end{cases}, \quad x_p = \frac{2x - (x_2 + x_1)}{x_2 - x_1},$$

$$A(t) = \varepsilon \begin{cases} 0 & , \quad t < 0, \\ 0.1^{((T-t)/(0.9T))^2} & , \quad 0 \leq t \leq T, \\ 1 & , \quad t > T, \end{cases}$$

где $T = 2\pi / \omega$, $A(t)$ — амплитуда, $\varepsilon = 0.00573$. Остальные параметры потока в области генератора вычисляются как для случая стенки без генератора. Возмущение с частотой $f_0^* = 6.36$ кГц и волновым числом $\beta_0^* = 6.36$ м⁻¹ будем называть *фундаментальным*.

3. Выводы

Диссипативные численные схемы пригодны для моделирования процесса ламинарно-турбулентного перехода и надёжного воспроизведения интегральных характеристик течения, таких как коэффициенты трения и средние профили газодинамических переменных. Это подтверждено путём детального сравнения настоящих результатов с результатами, полученными с применением низко диссипативных схем [3].

Положение точки начала перехода практически не зависит от количества узлов сетки и порядка точности схемы, когда основная фундаментальная гармоника и её ближайшие кратные гармоники достаточно разрешены. При этом сеточное разрешение гармоник более высокого порядка, по-видимому, играет второстепенную роль при моделировании начала ЛТП и интегральных характеристик течения.

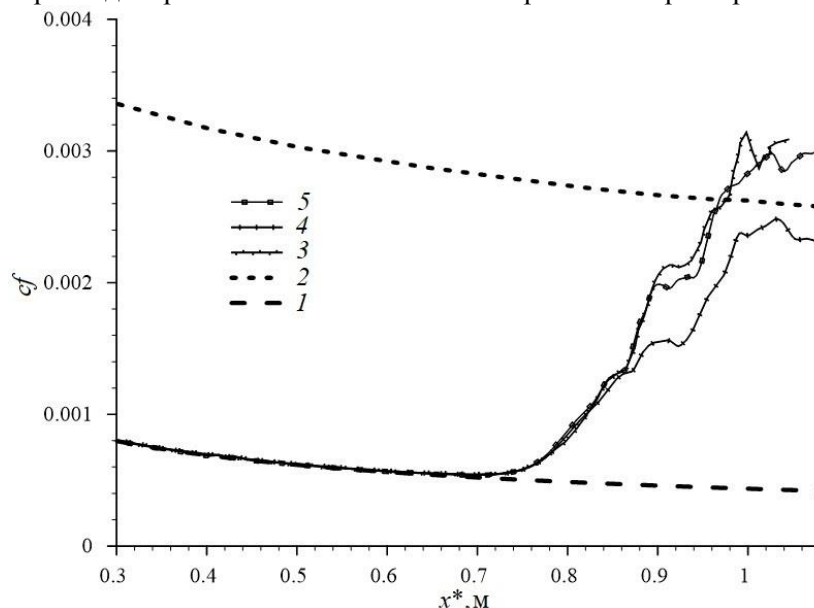


Рис. 2. Осреднённый по пространству и по времени коэффициент трения: 1 – ламинарная ветвь, 2 – теоретическая турбулентная ветвь [6], 3 – работа [3], 4 – настоящий расчёт на грубой сетке, 5 – настоящий расчёт на подробной сетке

В линейном режиме результаты, полученные с помощью диссипативной схемы, хорошо согласуются с результатами [3]. В развитом нелинейном режиме избыточная диссипативность схемы может приводить к недостаточно детальному воспроизведению мелкомасштабных структур, что можно компенсировать путём измельчения расчётной сетки. Для более аккуратного моделирования ламинарно-турбулентного перехода можно понижать диссипативность схемы там, где она не требуется (например, в пограничном слое). Это является предметом дальнейшей работы авторов.

Литература

1. Chuvakhov P.V., Fedorov A.V. & Obraz A.O., 2018. Numerical simulation of turbulent spots generated by unstable wave packets in a hypersonic boundary layer // Computers & Fluids, V. 162. P. 26–38. Available at: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compfluid.2017.12.001>.
2. Егоров И. В., Новиков А. В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // ЖВМ МФ. 2016. Т. 56, № 6. С. 145 — 162.
3. Mayer C.S.J., Terzi D.A.V., Fasel H.F. DNS of Complete Transition to Turbulence Via Oblique Breakdown at Mach 3 // AIAA. 2008-4398, 2008.

Моделирование ламинарно-турбулентного перехода с применением гибридных разностных схем

И.В. Егоров^{1,2}, Н. К. Нгуен¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет).

²Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского.

1. Постановка задачи

Рассматривается номинально двухмерное течение над заострённой плоской пластиной при условиях, как в работе [1] и [2],

В настоящей работе использован пакет программ HSFlow++ [3], с помощью которого проводится прямое численное моделирование течений в рамках уравнений Навье–Стокса.

Конвективная составляющая потоковых величин на грани ячейки аппроксимируется с использованием монотонной схемы типа Годунова (индексы i, j, k, n опущены для читаемости):

$$E_{i+\frac{1}{2}} = \frac{1}{2} \left[E(Q_L) + E(Q_R) - \Phi \times B_{LR} \Lambda(\varphi(\lambda_{LR})) B_{LR}^{-1} (Q_R - Q_L) \right]$$

Функция Φ определяет степень немонотонности схемы и принимает значения от 0 до 1:

$$\Phi = \begin{cases} 1 - (1 - \max(\Phi_0, \Psi)) \cdot \left(1 - \frac{i - is}{k} \right), & \text{если } is \leq i \leq is + k \\ 1, & \text{если } i > is + k \end{cases}$$

Для исходной монотонной схемы $\Phi = 1$. Ψ — функция-индикатор Джеймсона [4]:

$$\Psi = \frac{(\operatorname{div} \mathbf{V})^2}{(\operatorname{div} \mathbf{V})^2 + (\operatorname{rot} \mathbf{V})^2 + \delta}, \quad \delta = 10^{-20}$$

где \mathbf{V} — локальный вектор скорости.

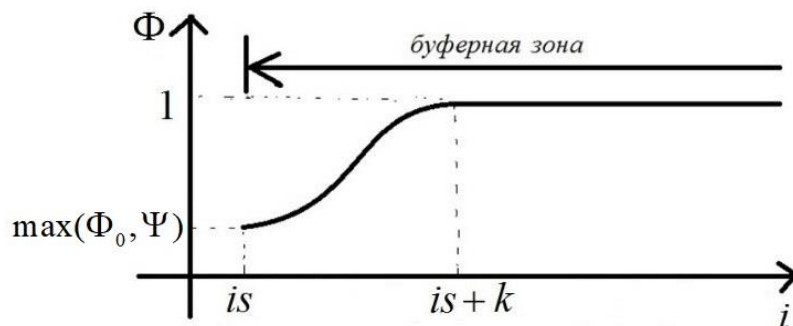


Рис. 1. График параметра включения диссипативной компоненты в буферной зоне для случая гибридных схем

2. Расчётная сетка

Эта сетка соответствует сетке из работы [1] в плоскости xOy . Сеточные линии распределены равномерно в поперечном направлении. На подробной сетке количество точек вдоль оси z составляет 201. Грубая сетка имеет вдвое меньше узлов по x и по z , чем подробная сетка. В вертикальном направлении количество точек для обеих сеток одинаково; поперёк пограничного слоя приходится не менее 100 точек.

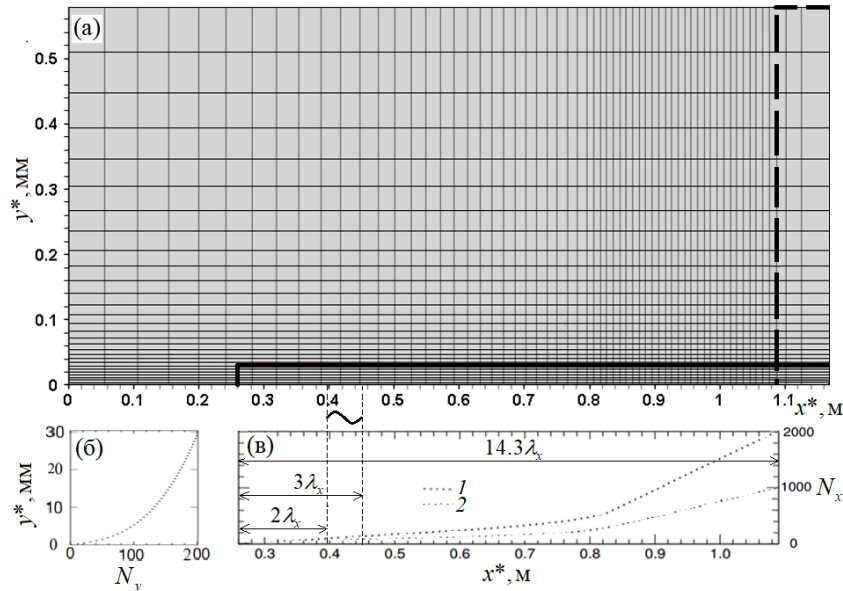


Рис. 2. Расчетная сетка: (а) расчётная область и сетка (показана каждая 10-я сеточная линия); (б) сгущение сетки по нормали к стенке; (в) сгущение сетки в продольном направлении: 1 – сетка 80 миллионов узлов, 2 – сетка 20 миллионов узлов

На подробной сетке [5] возмущение разрешено в боковом направлении (по z) 201 точками на длину волны по z , а в продольном направлении (по x) — 320 точками. Стоит отметить, что для распространения монохроматической акустической волны в равномерном потоке требуется около 40 точек на длину волны, чтобы добиться близкого к естественному уровню вязкого затухания волны для используемого численного метода. Поэтому на построенных сетках численная диссипация фундаментального возмущения незначительна.

3. Генератор возмущений

Генератор возмущений моделируется при $x^* \in [x_1^*, x_2^*] = [0.394, 0.452]$ м в соответствии с работой [1]. В этом диапазоне нормальная составляющая вектора скорости имеет вид

$$v(x, y = 0, t) = A(t)v_p(x_p)\cos(\beta_0 z)\cos(-\omega_0 t),$$

$$\text{где } v_p = \begin{cases} 1.5^4(1+x_p)^3(3(1+x_p)^2 - 7(1+x_p) + 4), & -1 \leq x_p \leq 0 \\ -1.5^4(1-x_p)^3(3(1-x_p)^2 - 7(1-x_p) + 4), & 0 \leq x_p \leq 1 \end{cases}, \quad x_p = \frac{2x - (x_2 + x_1)}{x_2 - x_1},$$

$$A(t) = \varepsilon \begin{cases} 0 & , \quad t < 0, \\ 0.1^{((T-t)/(0.9T))^2} & , \quad 0 \leq t \leq T, \\ 1 & , \quad t > T, \end{cases}$$

где $T = 2\pi / \omega$, $A(t)$ — амплитуда, $\varepsilon = 0.00573$. Остальные параметры потока в области генератора вычисляются как для случая стенки без генератора. Возмущение с частотой $f_0^* = 6.36$ кГц и волновым числом $\beta_0^* = 6.36$ м⁻¹ будем называть *фундаментальным*.

4. Выводы

Предложена гибридная разностная схема для моделирования развития возмущений в сверхзвуковых пограничных слоях. Схема основана на индикаторе гладкого решения и позволяет плавно уменьшать диссипативность исходной монотонной схемы по отношению к конвективным потоковым величинам посредством уменьшения монотонизирующей поправки, которая возникает при решении задачи Римана о распаде произвольного разрыва. Уменьшение возможно до некоторой пороговой величины. При дальнейшем уменьшении схема, по-видимому, теряет устойчивость. Эмпирически установлено, что пороговой уровень монотонизирующей поправки зависит от качества сетки и интенсивности внешних возмущений.

Эволюция возмущений, рассчитанная с использованием гибридной схемы на грубой расчётной сетке, хорошо согласуется с результатами других работ, в том числе с результатами, полученными на подробной сетке с использованием монотонной схемы. При этом монотонная схема на грубой сетке занижает уровень возмущений и значительно хуже разрешает мелкомасштабные вихревые структуры в области молодой турбулентности по сравнению со случаем гибридной схемы.

Предложенная гибридная разностная схема пригодна для моделирования развития нестационарных

возмущений в сверхзвуковых пограничных слоях. Она позволяет получать удовлетворительные результаты на ограниченных вычислительных ресурсах.

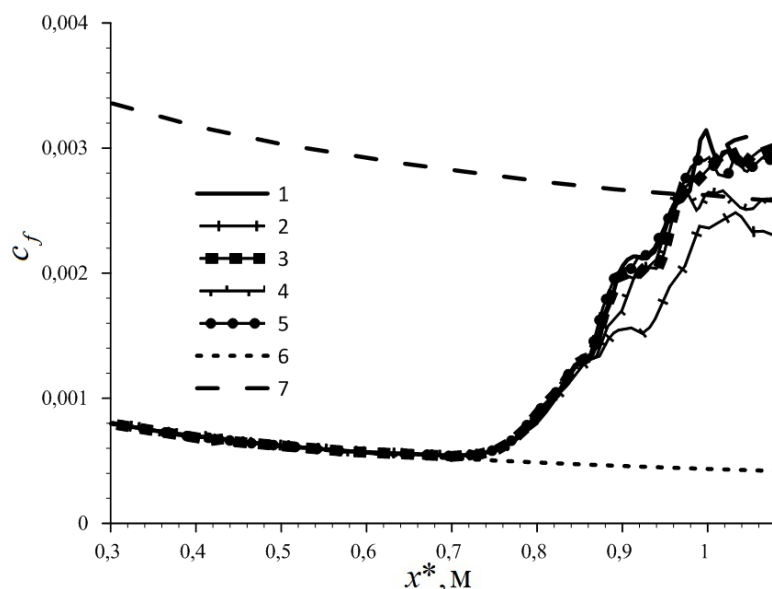


Рис. 3. Осреднённый по пространству и по времени коэффициент трения: 1 — работа [1] на сетке 80 миллионов узлов, 2 — работа [2] на сетке 20 миллионов узлов, 3 — работа [2] на сетке 80 миллионов узлов, 4 — настоящая работа на сетке 20 миллионов узлов, 5 — настоящая работа на сетке 80 миллионов узлов, 6 — ламинарная ветвь, 7 — теоретическая турбулентная ветвь [6]

Литературы

1. Mayer C.S.J., Terzi D.A.V., Fasel H.F. DNS of Complete Transition to Turbulence Via Oblique Breakdown at Mach 3 // AIAA 2008-4398, 2008.
2. Егоров И. В., Нгуен Н. К., Нгуен Т. Ш., Чувахов П. В. Моделирование ламинарно-турбулентного перехода с применением диссипативных численных схем // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2021. Т. 61, № 2. С. 268–280.
3. Егоров И. В., Новиков А. В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // ЖВМ МФ. 2016. Т. 56, № 6. С. 145–162.
4. Ducros F. [et.al.]. Large-Eddy Simulation of the Shock / Turbulence Interaction // Journal of Computational Physics. 1 July 1999. Volume 152. Issue 2. P. 517–549.
5. Chuvakhov P.V., Fedorov A.V. & Obraz A.O., 2018. Numerical simulation of turbulent spots generated by unstable wave packets in a hypersonic boundary layer. Computers & Fluids, V. 162, P. 26–38. Available at: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compfluid.2017.12.001>.
6. White F. M. Viscous Fluid Flow. New York : McGraw-Hill, 1991.

УДК 539.3

Шумоизоляция шарнирно закрепленной пластины Тимошенко

Н.А. Локтева, Н.С. Нагибин

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Шумо- и виброизоляция механических конструкций является актуальной темой в авиа и ракетостроении, поскольку акустическое воздействие набегающих волн оказывают существенное влияние на несущие конструкции объекта.

В данной работе рассмотрен частный случай воздействия плоской набегающей акустической волны давления на шарнирно закрепленную пластину Тимошенко С.П.

В качестве модели шумоизолирующей преграды рассматривается шарнирно опертая пластина, движение которой описывается системой уравнений Тимошенко С.П. [1]. Пластина помещена в акустическую среду и делит ее на два полупространства, где из правой половины среды на пластину набегают плоская нестационарная волна. Задача состоит в определении соотношения амплитуды давления прошедшей волны к амплитуде набегающей волны, что позволяет оценить звукопоглощающие свойства преграды. Набегающая волна имеет плоскую форму и является затухающей.

Для решения поставленной задачи, все переменные, входящие в систему уравнений С. П. Тимошенко, раскладываются в тригонометрические ряды, удовлетворяющие граничным условиям,

которые соответствуют шарнирному закреплению пластины, что позволяет решать задачу в коэффициентах рядов. Далее к данным уравнениям применяется преобразование Лапласа.

Значение набегающей плоской нестационарной волны задается с помощью решения уравнения Гельмгольца [2]. В качестве граничных условий выступает условие ограниченности на одном крае и условие Зоммерфельда на бесконечности. В результате решения данного волнового уравнения находится амплитуда давления набегающей волны.

Для установления связи между кинематическими параметрами пластины и решается задача об излучении от границы полупространства в акустическую среду волны. Движение среды так же описывается волновым уравнением. Компоненты уравнения раскладываются в тригонометрические ряды, аналогично уравнениям движения пластины, после чего к ним так же применяется преобразование Лапласа.

Далее решается связанная задача о движении пластины под воздействием плоской гармонической волны. В результате получаются значения нормальных перемещений в пространстве отображений, после чего находятся значения рядов для них и выполняется обратное преобразование Лапласа. Данные действия позволяют определить перемещения на границе пластины и среды после прохождения волны через преграду и оценить ее звукоизолирующие свойства.

УДК 533.6.07

Обработка результатов измерения пульсаций давления в ударной трубе

И.М. Илюхин

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)
Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

При длительном сверхзвуковом полёте с относительно высокими числами Маха контроль тепловых нагрузок на обтекаемой поверхности становится критически важным. Притупление передних кромок крыла и других частей летательного аппарата позволяет уменьшить нагрев у наветренной поверхности, а также формирует энтропийный слой со сниженной плотностью газа. Это приводит к уменьшению локального числа Рейнольдса и смещению ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) вниз по потоку. Однако эксперименты показали, что при увеличении радиуса затупления ЛТП сначала перестаёт смещаться вниз по потоку, а затем начинает движение в сторону передней кромки. Данное явление называется *реверсом перехода*. Хотя реверс был обнаружен около 50 лет назад, удовлетворительного объяснения ему до сих пор не предложено.

В рамках исследовательского проекта под руководством В.Е. Мошарова проверялась гипотеза о том, что одной из причин реверса перехода в аэродинамических трубах является усиление пульсаций набегающего потока за головной ударной волной затупленной пластины. При увеличении затупления зона повышенных пульсаций расширяется пропорционально толщине передней кромки, приближается к области ЛТП и смещает её вперед. Для проверки данной гипотезы в УТ-1М ЦАГИ была проведена серия экспериментов при числах Маха 5 и 6. Значение полного давления варьировалось в диапазонах 13–64 атм. ($M = 5$) и 11–55 атм. ($M = 6$). Диапазон единичных чисел Рейнольдса от 18 до 92 млн m^{-1} для числа Маха 5 и от 8 до 43 млн m^{-1} для числа Маха 6. Обтекание пластины на этих режимах в УТ-1М исследовано в работах [1] и [2]. Пульсации давления измерялись с помощью 3-х датчиков РСВ-132А37, поочередно установленных в одну из пяти возможных позиций на поверхности алюминиевой пластины со сменными передними кромками. Оцифровка проводилась с помощью двух АЦП, имеющих частоты дискретизации 5 МГц и 3.125 МГц. Диаметры затупления использованных передних кромок от 0.02 мм (острая кромка) до 19.96 мм. Рабочий частотный диапазон датчиков лежит в пределах от 30 до 700 кГц, что позволяет измерять характерные для данных режимов возмущения в пограничном слое. Несмотря на присутствие искажений в сигнале, благодаря экспериментам удалось установить зависимость величины пульсаций на поверхности пластины от передней кромки. Кроме этого, в измерениях при числе Маха 6 в области ЛТП обнаружены волновые пакеты, соответствующие второй моде возмущений.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №20-01-00493).

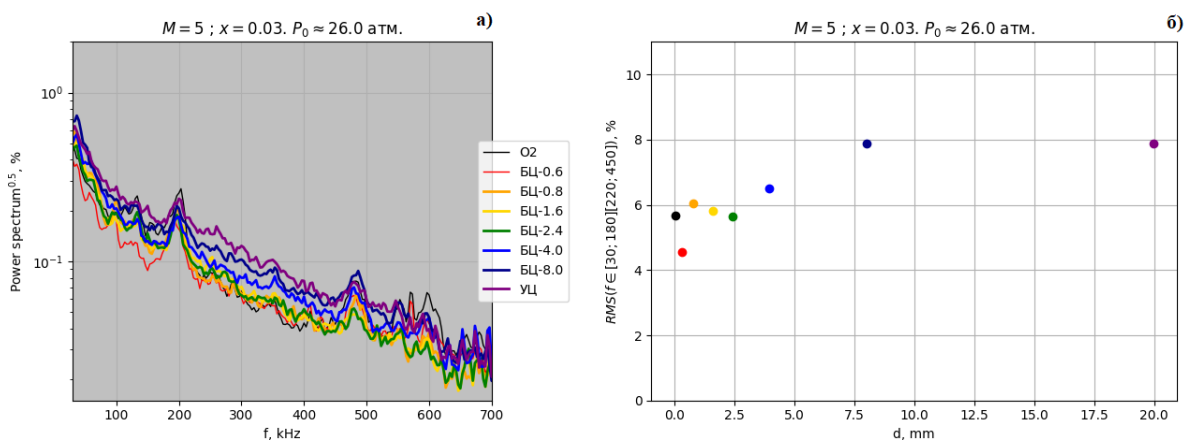


Рис. 1. Амплитудный спектр (а) и сумма амплитуд гармоник с частотами в диапазоне [30; 180] и [220; 450] кГц (б) для первого датчика (30 мм от передней кромки) при $M = 5$, $P_0 = 26$ атм.

Литература

1. Александров С.В., Александрова Е.А., Боровой В.Я., Губернатенко А.В., Мошаров В.Е., Радченко В.Н., Скуратов А.С., Федоров А.В., Чувахов П.В. Влияние формы и толщины передней кромки пластины на ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя в гиперзвуковом потоке // Ученые записки ЦАГИ, 2019. Т. L, № 5. С. 3-19.
2. Borovoy V.Y., Radchenko V.N., Aleksandrov S.V., Mosharov V.E. Laminar-turbulent transition reversal on a blunted plate with various leading-edge shapes // AIAA Journal, 2021, pp. 1–11, <https://doi.org/10.2514/1.J060165>.

УДК 519.633.2

Численное решение задачи восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя к возмущениям, порождаемым твёрдой частицей

П.В. Чувахов^{1,2}, А. В. Фёдоров¹, И.О. Позорелов^{1,2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Центральный аэрогидродинамический институт

Ламинарный гиперзвуковой пограничный слой по отношению к малым возмущениям ведёт себя как конвективно неустойчивый волновод [1]. Для нахождения положения ламинарно-турбулентного перехода часто используют линейную теорию устойчивости, которая требует решения задачи восприимчивости на первом этапе. Бушнелл показал, что одним из основных источников энергии возмущений при полёте в атмосфере на высотах 20–30 км оказываются твёрдые микрочастицы [2]. Для аналитического исследования восприимчивости пограничного слоя на клине к подобным возмущениям Фёдоров применил [3] аналитическое решение задачи восприимчивости и амплитудный метод Мэка [4], использующие коротковолновое (ВКБ) приближение. Однако в большинстве реальных случаев, когда частица возмущает пограничный слой возле передней кромки тела, где толщина пограничного слоя мала, а течение существенно непараллельно, ВКБ-приближение неприменимо. Поэтому вместо аналитического метода нахождения начальных возмущений в данной работе использовалось численное интегрирование уравнений Навье–Стокса. Частица моделировалась добавлением в систему уравнений Навье–Стокса источниковых членов, аналогичных указанным в работе [3].

Рассмотрена цилиндрически притупленная пластина толщиной $b = 10$ мм, обтекаемая потоком совершенного газа при числе Маха $M_\infty = 6$. Параметры набегающего потока соответствуют стандартной атмосфере на высоте 30 км. Число Рейнольдса, посчитанное по толщине пластины и параметрам потока, составляет $Re_b = \rho_\infty U_\infty b / \mu_\infty = 2.26 \times 10^5$.

Расчёт производится в безразмерном виде. Линейные размеры отнесены к радиусу притупления $r_b = b/2$, давление обезразмерено на величину $\gamma M^2 p_\infty$, остальные переменные масштабированы на значения в набегающем потоке.

Вместе с потоком при различных прицельных расстояниях (0, 0.5, 0.73, 0.99) на притупление налетает сферическая частица радиусом 10 мкм, возмущая ударный слой и порождая акустические возмущения (рис. 1). Первый фронт возмущений движется вниз по потоку, сразу переходя на плоскую часть пластины.

Второй фронт движется вверх по потоку к ударной волне, отражается от неё, возвращается к поверхности и отражается снова. В результате в пограничном слое образуется набор волновых пакетов.

Полученные волновые пакеты в дальнем поле анализировались через преобразование Фурье (рис. 2). Анализ показал, что максимум спектра возмущения близок к первой моде по Мэку.

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда (проект номер 19-79-10132) с использованием вычислительных ресурсов центра коллективного пользования «Комплекс моделирования и обработки данных исследовательских установок мега-класса» НИЦ «Курчатовский институт».

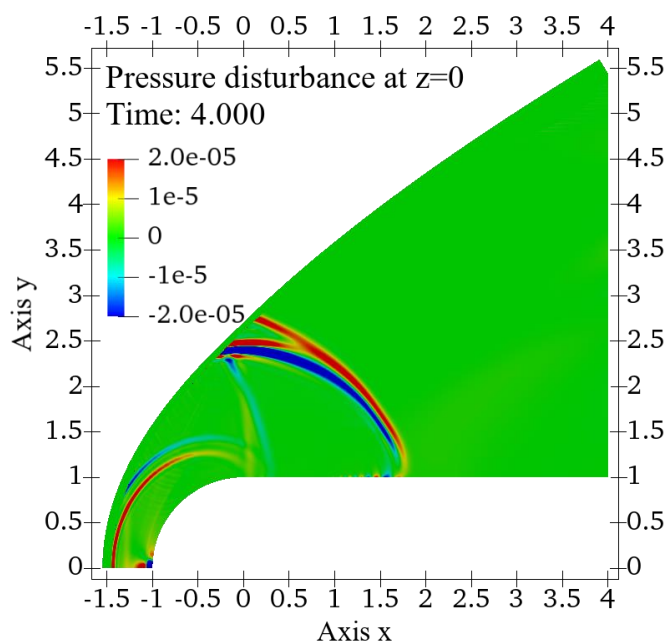


Рис 1. Поле возмущения давления в плоскости $z = 0$ и момент времени $t = 4$

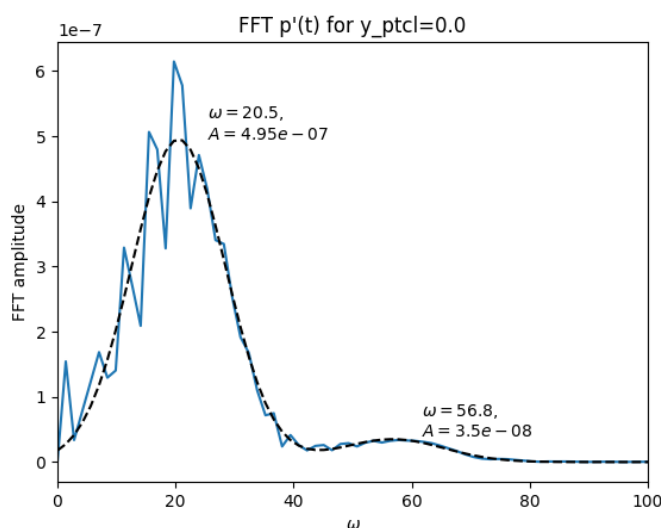


Рис 2. Фурье-спектр возмущения давления на поверхности тела в точке $(x = 3.7, y = 1, z = 0)$

Литература

1. Fedorov A. Transition and stability of high-speed boundary layers // Annu Rev Fluid Mech. 2011. 43(1), 79–95.
2. Bushnell D. Notes on initial disturbance fields for the transition problem. // Hussaini, M.Y., Voigt, R.G. (ed. by) Instability and Transition, Springer-Verlag. 1990. V. I. P. 217–232.
3. Fedorov A.V. Receptivity of a supersonic boundary layer to solid particulates // JFM. 2013. 737, 105–131.
4. Mack L.M. Transition and laminar instability // JPL, California Inst. of Tech., report NASA-CP-153203, JPL-PUBL-77-15, 1977.

Взаимодействие акустически возмущений со сверхзвуковым пограничным слоем на плоской пластине

К.В. Шубин¹, П.В. Чувахов^{1,2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

Возмущения в набегающем потоке играют важную роль в процессе ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП). Понимание факторов, влияющих на процесс ЛТП, является одной из ключевых задач при разработке сверхзвуковых летательных аппаратов, так как обычно высокая неопределённость положения ЛТП ведет к неопределенности в оценке сопротивлений трения и тепловых потоков у поверхности летательных аппаратов. Основным источником возмущений в сверхзвуковых аэродинамических трубах (АДТ) является акустический шум турбулентного пограничного слоя, который развивается на стенках АДТ [1, 2]. Восприимчивость сверхзвукового пограничного слоя к акустическим возмущениям исследовалась теоретически [3] и расчётным путём [4], подтверждая необходимость корректного моделирования акустического поля вблизи передней кромки пластины, где начинает формироваться тонкий пограничный слой, а скачок уплотнения ещё не выродился в волну Маха.

Настоящая работа делает первый шаг к численному исследованию восприимчивости пограничного слоя к акустическим возмущениям, характерным для условий сверхзвуковых аэродинамических труб кратковременного действия. В двухмерной постановке рассматриваются монохроматические акустические волны с углом наклона p'_∞ для нескольких частот, падающие на заострённую пластину при числе Маха 5 и числе Рейнольдса $Re_{\infty,L} = 10^6$. Расчёты проведены на сетке с числом узлов $N_x \times N_y = 1000 \times 300$. На нижней границе расчетной области ставилось условие прилипания и изотермичности $T_w = 293 = \text{const}$. На верхней и левой границе ставилось условие Дирихле с наложенной на него монохроматической акустической волной. На правой – условие линейной экстраполяции. Расчёты проведены с помощью кода HSFLOW [5].

На рис. 1 показано поле возмущений давления для безразмерной частоты $\omega = 50$. Далее исследовались спектральные характеристики возмущений давления p' (разница между возмущённым и стационарным полями), развивающихся в пограничном слое. В результате строится соотношение, позволяющее восстановить уровень возмущений в набегающем потоке по измерениям на поверхности пластины. Данную зависимость можно видеть на рис. 2, отражающем отношение возмущений давления на стенке $p'_w(x)$ к возмущениям в набегающем потоке p'_∞ .

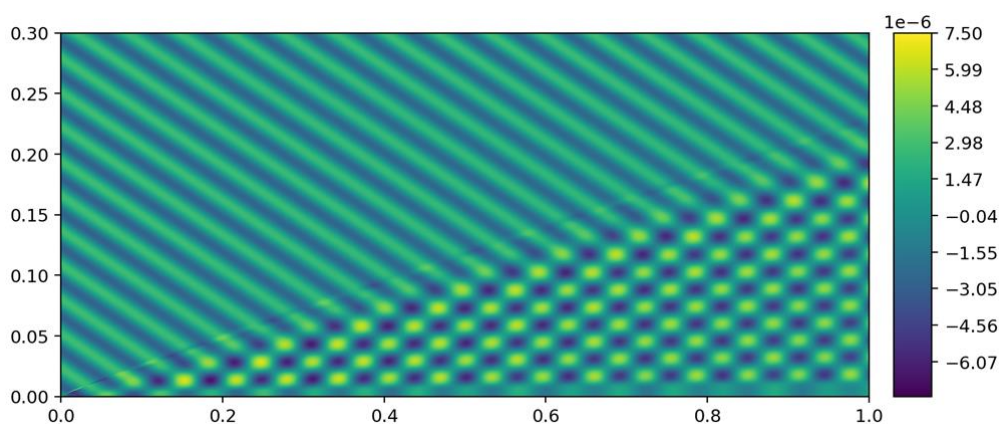


Рис. 1. Поле возмущений давления для $\omega = 50$ ($f = 7.277$ кГц)

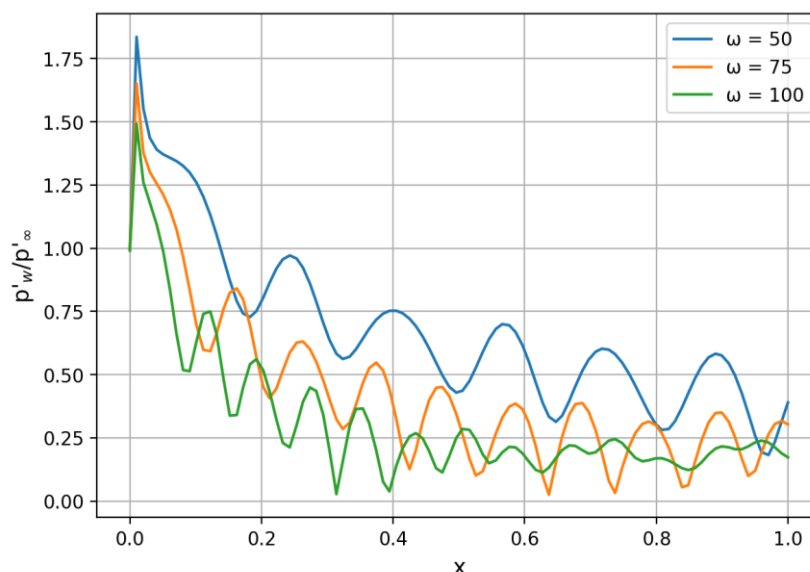


Рис. 2. Распределение максимальной амплитуды возмущений давления на поверхности пластины, нормированной на амплитуда акустических возмущений в набегающем потоке для различных частот

Литература

1. *Laufer J.* Some Statistical Properties of the Pressure Field Radiated by a Turbulent Boundary Layer // *Physics of Fluids*. 1964. Vol. 7, No. 8. P. 1191–1197.
2. *Stetson K.F.* Nosetip Bluntness Effects on Cone Frustrum Boundary-Layer Transition in Hypersonic Flow // *AIAA Paper* 83-1763, 1983.
3. *Fedorov A.V.* Receptivity of a high-speed boundary layer to acoustic disturbances // *J. Fluid Mech.* 2003. 491. 101–129.
4. *Egorov I.V., Soudakov V.G., Fedorov A.V.* Numerical Modeling of the Receptivity of a Supersonic Boundary Layer to Acoustic Disturbances // *Fluid Dynamics*. 2006. Vol. 41, No. 1. P. 37–48.
5. *Egorov I.V., Novikov A.V.* HSFlow software package for modeling high-speed viscous gas flows on parallel supercomputers // *Russian Academy of Sciences, Moscow*. 2016.

УДК 531.3

Алгоритм определения ориентации космического аппарата относительно орбитальной системы координат на участке выведения на орбиту

А.А. Прутько

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва»

Рассмотрена задача определения ориентации системы координат, связанной с космическим аппаратом (КА), относительно орбитальной системы координат (ОСК) на участке выведения на орбиту ракетой-носителем (РН). Знание ориентации КА необходимо для решения следующих задач: довыведение КА при помощи собственной двигательной установки при нештатном выведении на расчетную орбиту; управляемый спуск КА при возникновении аварии РН; нештатное отделение КА от РН с большими угловыми скоростями.

Использование датчиков угловых скоростей (ДУС) без подвижных механических элементов (например, волоконно-оптический гироскоп, твердотельный волновой гироскоп [1] и др.) позволяет использовать их на участке выведения на орбиту без опасений за их дальнейшее функционирование. Используя совместные измерения ДУС и акселерометра с момента контакта подъема РН, открывает возможность определения текущего вектора состояния (координаты, скорость), а также ориентации КА относительно текущей ОСК.

Для определения ориентации необходимо решить следующие задачи:

- 1) определение кватерниона ориентации ССК $\mathbf{q}_{\text{ССК-СТ} \rightarrow \text{ССК}}$ на участке выведения относительно ССК, замороженной на момент старта РН (ССК-СТ);
- 2) определение кватерниона ориентации ССК-СТ $\mathbf{q}_{\text{ГСК-СТ} \rightarrow \text{ССК-СТ}}$ относительно геоцентрической системы координат, замороженной на момент старта РН (ГСК-СТ);
- 3) определение текущего вектора состояния КА относительно ГСК-СТ по измерениям акселерометра и датчика угловых скоростей.

Для решения первой задачи необходимо проинтегрировать следующее кинематическое уравнение в кватернионном виде [2], например, методом Эйлера с коррекцией нормы

$$\dot{\mathbf{q}}_{ССК-СТ \rightarrow ССК} = \frac{1}{2} \mathbf{q}_{ССК-СТ \rightarrow ССК} \circ \boldsymbol{\omega}_{КА},$$

где $\boldsymbol{\omega}_{КА}$ – вектор собственной угловой скорости КА, полученный по измерениям ДУС, \circ – кватернионное произведение. При этом $\mathbf{q}_{ССК-СТ \rightarrow ССК}$ в начальный момент времени равен единичному кватерниону.

Кватернион $\mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ССК-СТ}$ является постоянным и определяется знанием азимута пуска РН и ориентации ССК относительно РН. Таким образом, мы можем узнать ориентацию КА относительно ГСК-СТ по формуле

$$\mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ССК} = \mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ССК-СТ} \circ \mathbf{q}_{ССК-СТ \rightarrow ССК}.$$

Начальный вектор координат КА \mathbf{R}_0 определяется координатами стартового стола, а начальный вектор скорости КА \mathbf{V}_0 относительно ГСК-СТ вычисляется как векторное произведение угловой скорости вращения Земли $\boldsymbol{\omega}_3$ на начальную координату КА: $\mathbf{V}_0 = \boldsymbol{\omega}_3 \times \mathbf{R}_0$. Показания акселерометра необходимо привести к ГСК-СТ по формуле

$$\mathbf{a}_{ГСК-СТ} = \mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ССК} \circ \mathbf{a}_{ССК} \circ \mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ССК}^{\#},$$

где $\mathbf{a}_{ССК}$ – показания акселерометра, $\mathbf{q}^{\#}$ – сопряженный кватернион. Поскольку акселерометр показывает кажущееся ускорение, то при интегрировании ускорения для получения скорости КА необходимо добавить ускорение свободного падения \mathbf{g} , зависящее от текущего вектора координат КА. Таким образом, скорость и координата КА относительно ГСК-СТ вычисляются при интегрировании следующих дифференциальных уравнений, например, методом Рунге–Кутты 4 порядка:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_{ГСК-СТ} &= \mathbf{a}_{ГСК-СТ} + \mathbf{g}, \\ \dot{\mathbf{R}}_{ГСК-СТ} &= \mathbf{V}. \end{aligned}$$

Для определения кватерниона ориентации $\mathbf{q}_{ОСК \rightarrow ССК}$ ССК относительно ОСК для начала найдем кватернион $\mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ОСК}$ ориентации ОСК относительно ГСК-СТ. Для этого определим орты $\mathbf{y}_{ОСК}$ и $\mathbf{z}_{ОСК}$ ОСК относительно ГСК-СТ по следующим формулам:

$$\begin{aligned} \mathbf{y}_{ОСК} &= \frac{\mathbf{R}_{ГСК-СТ}}{\|\mathbf{R}_{ГСК-СТ}\|}, \\ \mathbf{z}_{ОСК} &= \frac{\mathbf{V}_{ГСК-СТ} \times \mathbf{R}_{ГСК-СТ}}{\|\mathbf{V}_{ГСК-СТ} \times \mathbf{R}_{ГСК-СТ}\|}. \end{aligned}$$

Тогда кватернион $\mathbf{q}_{ОСК \rightarrow ССК}$ найдем по следующей формуле [3]:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\theta} &= 2 \frac{(\mathbf{z}_{ОСК} - \mathbf{z}_{ГСК-СТ}) \times (\mathbf{y}_{ОСК} - \mathbf{y}_{ГСК-СТ})}{\mathbf{z}_{ОСК} \cdot \mathbf{y}_{ГСК-СТ} - \mathbf{z}_{ГСК-СТ} \cdot \mathbf{y}_{ОСК}}, \\ \lambda_0 &= \pm \left(1 + \frac{1}{4} \boldsymbol{\theta}^2 \right)^{\frac{1}{2}}, \lambda_{1..3} = \pm \frac{1}{2} \lambda_0 \theta_i, \end{aligned}$$

где $\lambda_{0..3}$ – компоненты кватерниона $\mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ОСК}$, $\mathbf{y}_{ГСК-СТ} = (0 \ 1 \ 0)$ и $\mathbf{z}_{ГСК-СТ} = (0 \ 0 \ 1)$ – орты ГСК-СТ.

Зная кватернионы $\mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ОСК}$ и $\mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ССК}$, можем вычислить кватернион $\mathbf{q}_{ОСК \rightarrow ССК}$ следующим образом:

$$\mathbf{q}_{ОСК \rightarrow ССК} = \mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ОСК} \circ \mathbf{q}_{ГСК-СТ \rightarrow ССК}.$$

Литература

1. Матвеев В.В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов. Санкт-Петербург : ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2009. 280 с.
2. Бранец В. Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. — Москва : Наука, 1973. 320 с.
3. Бранец В. Н. Лекции по теории бесплатформенных инерциальных навигационных систем управления: учеб. пособие / В. Н. Бранец. Москва : МФТИ, 2009. 304 с.

Экспериментальное исследование теплопередачи на поверхности тела в дозвуковом донном следе при помощи подвижного стенда

Журин С.В.

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва»

Традиционно основной практический интерес к аэродинамическому нагреву возникает при течениях с большими сверхзвуковыми скоростями. Изучение теплопередачи при вынужденной конвекции на малых дозвуковых скоростях, как правило, ограничивается исследованиями различных теплообменных устройств [1]. Данная работа посвящена исследованию параметров теплообмена на поверхности тела, расположенного в донном следе за другим телом, большего поперечного размера, движущегося с малой дозвуковой скоростью. Вопрос о теплопередаче к поверхности тела, находящегося в дозвуковом следе, затрагивается в работе [2], но только в двумерной постановке. Практическая значимость проводимой работы обусловлена необходимостью в некоторых случаях проводить анализ температурного режима объектов, находящихся в отрывной области за движущимся телом.

Для получения параметров теплообмена в условиях, приближенных к полёту, в атмосфере проводятся исследования на подвижном стенде, установленном на автомобиле.

Аэродинамическая модель представляет собой прямоугольный параллелепипед с наветренной стороной в виде квадрата $0,45 \times 0,45$ м и высотой 0,4 м. Конструкция выполнена из деревянного каркаса, обшитого оргалитом. В качестве державки модели применяется деревянный брус сечением 50×50 мм длиной 3 м. Аэродинамическая модель вместе с державкой установлены на автомобиль при помощи распорок, как показано на рис. 1, размеры указаны в метрах. Длина передних распорок равна 3 м, ориентация державки близка к горизонтальной.

На рис. 1 схематично обозначены места установки калориметров. Калориметр представляет собой алюминиевую пластинку размерами 50×39 мм толщиной 2 мм, к ней при помощи небольшой медной пластины толщиной 0,4 мм прижат чувствительный элемент термометра ТРМ-10. Конструктивным основанием калориметра является текстолитовая пластина толщиной 1,5 мм, на ней закреплены две клеммы в виде винтов М4 с гайками. В клеммы зажаты концы нихромовой проволоки, которая служит для подогрева алюминиевой пластины. Для электроизоляции между нихромовой проволокой и алюминиевой пластиной проложена стеклоткань. Вся конструкция крепится к деревянному основанию при помощи двух шурупов.

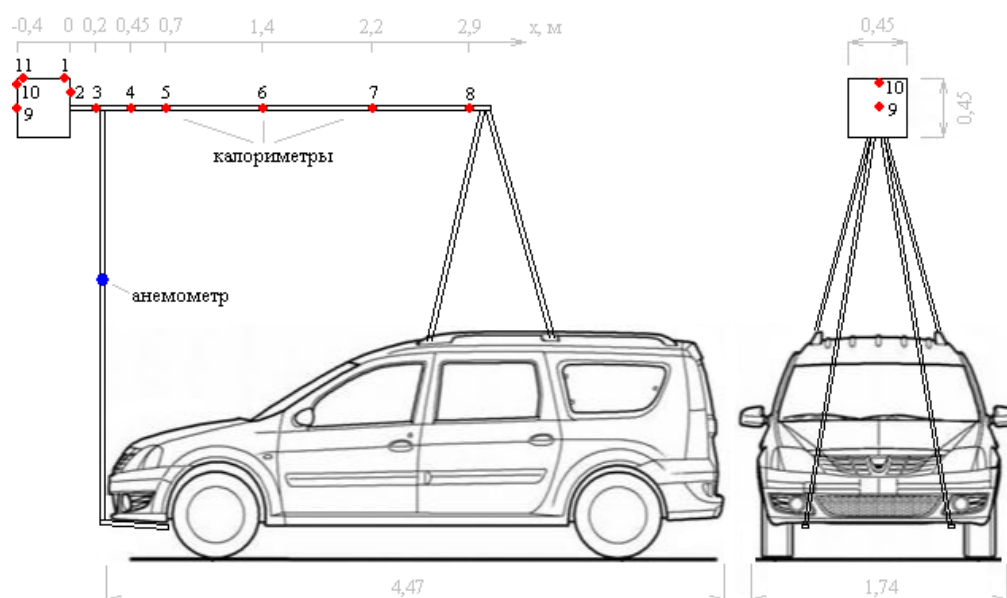


Рис. 1. Схема подвижного стенда

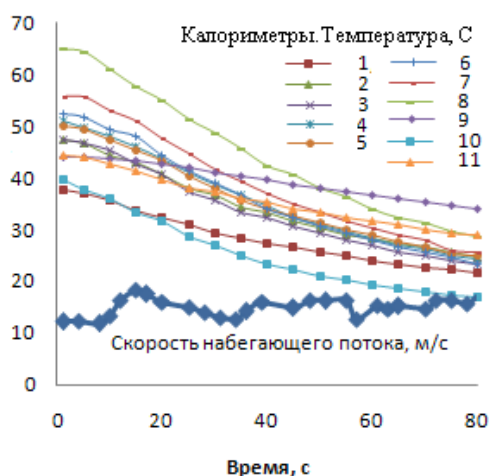


Рис. 2. Изменение температуры калориметров и скорости набегающего потока во время эксперимента

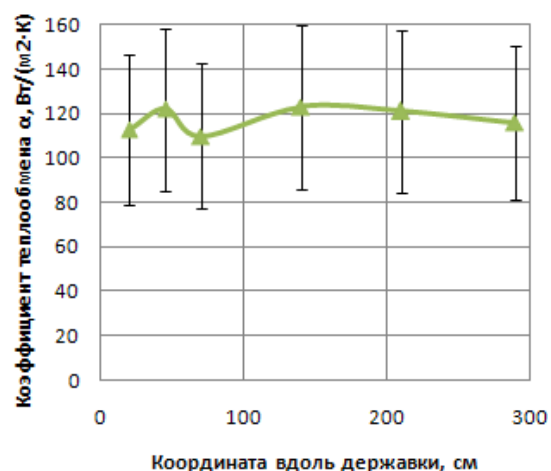


Рис. 3. Распределение коэффициента теплообмена в калориметрах № 3–8

Калориметр предназначен для измерения тепловых потоков, возникающих в результате разницы температур между его конструкцией и окружающей средой. Для реализации разницы температур через нихромовую проволоку пропускают электрический ток. Выделяющееся при этом тепло распределяется по конструкции калориметра, фактическая температура алюминиевой пластины фиксируется датчиком. Измерение тепловых потоков происходит после прекращения нагрева калориметра, для этого анализируется уменьшение его температуры по времени в результате процесса теплообмена с окружающей средой.

Результаты эксперимента в виде зависимостей температур калориметров от времени показаны на рис. 2. Там же приведена зависимость скорости набегающего потока, зафиксированная анемометром.

При обработке температурных зависимостей, при известных конструктивных параметрах калориметров, получены коэффициенты теплообмена на державке за моделью, график распределения по длине показан на рис. 3. Оценка погрешности результата в 30% основывается на анализе следующих факторов: точности измерения температуры при помощи термометров ТРМ-10 [3], влияния перераспределения тепла по конструкции калориметров, нестационарности и неравномерности набегающего потока.

Литература

1. Арнольд Л.В., Михайловский Г.А., Селиверстов В.М. Техническая термодинамика и теплопередача : учебник для вузов. – 2-е изд., перераб. Москва : Высш. школа, 1979. 446 с.
2. Чжен П. Отрывные течения. Том 3 / пер. с англ. Москва : Мир., 1973. 336 с.
3. Гольдин Л.Л. [и др.] Лабораторные занятия по физике : учебное пособие. – Москва : Наука. Главная редакция физико-математической литературы. 1983. 704 с.

УДК 681.5.011

Построение и исследование управления стай летательных аппаратов плоской формации

М.А. Щипанов

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»

В последнее время проявляется всё больший интерес к построению управления группой летательных аппаратов, включающей в себя десятки, а порой и сотни единиц. В основном такие системы строятся на принципе ориентирования по маячкам, когда каждый аппарат определяет своё местоположение относительно специальных передатчиков, установленных в определённых местах, либо каждый аппарат управляется своим оператором (человек, П.О.), что в свою очередь накладывает серьёзные ограничения на свободу перемещения всей группы. В результате этого возникла идея создать систему управления, в которой каждый аппарат сам будет являться аналогом маячка для определённой группы соседей. Для построения такой системы управления было решено использовать уравнения из теории механики сплошных сред.

Этот доклад посвящён второй части работы над построением управления стаями летательных аппаратов. Вопрос о построении управления одномерной формации летательных аппаратов был рассмотрен ранее в статье о построении и исследовании управления стай летательных аппаратов в форме цепочки [1]. В случае движения группы автоматов плоской (двумерной) формации рассматриваются стаи летательных аппаратов в виде решёток с треугольными ячейками.

Вводя упругие связи между соседними элементами стаи в продольном направлении (в плоскости стаи) и устремив отношение расстояния между соседними элементами к размеру решётки к нулю, предельным переходом получаем уравнение продольных колебаний мембраны, которое имеет волновой характер. Поскольку продольные силы учитывают только взаимные расстояния между элементами, то полученное управление не препятствует свёртыванию (самопересечению) мембраны. Поэтому необходимо ввести поперечные (трансверсальные по отношению к продольному направлению вдоль плоскости стаи) возвращающие силы, которые зависят от поперечного смещения соседних элементов. Задавая упругую возвращающую силу пропорциональной этому смещению, предельным переходом получаем волновое уравнение, аналогичное уравнению колебаний пластины.

Таким образом, аналоги уравнений механики сплошных сред позволяют построить управление стайей летательных аппаратов, расположенных в узлах треугольной решётки. Полученные предельным переходом волновые уравнения показывают характер колебаний стаи как системы в целом.

При возмущениях треугольной решётки возникают волновые процессы в продольном и поперечном направлениях. Так как на эти колебания тратятся управляющие ресурсы, то следует свести их к нулю. Следовательно, в упругие силы между элементами стаи требуется ввести диссипативные слагаемые, которые обеспечивают демпфирование колебаний.

Промоделированы волновые процессы, возникающие при управлении с помощью упругих сил. Показана возможность обеспечить поддержание строя стаи летательных аппаратов в направлении поперечном к плоскости формации при использовании демпфирования упругих колебаний.

Литература

1. Щипанов М.А., Медведев В.С. Построение и исследование управления стаями летательных аппаратов методами механики сплошных сред // Инженерный журнал: наука и инновации. № 8(92)/2019). DOI: 10.18698/2308-6033-2019-8-1906.

УДК 629.78

Исследование возможности применения фазовой стабилизации для обеспечения устойчивости углового движения ОБ с учётом колебаний жидкого наполнения баков

Е.В. Саранченкова¹, Е.В. Чикирёв²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»

В настоящее время всё ещё актуальной является проблема угловой стабилизации космического корабля с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) при движении на активных участках полёта. Угловая стабилизация при рассматриваемом движении затрудняется такой особенностью динамической системы космического корабля, как наличие больших масс жидкого топлива в баках. В ходе данной работы рассмотрен вопрос влияния колебаний жидкого наполнения баков окислителя и горючего на возможность создания автоматом стабилизации фазового опережения на частотах колебания жидкости для обеспечения устойчивости углового движения орбитального блока (ОБ). Считается, что колебания жидкости малы.

В первой части работы определены массовые, центровочные и инерционные характеристики (МЦИХ) ОБ, имеющего конфигурацию, близкую к конфигурации РБ типа Д.

Рассматриваемый ОБ представляет собой систему, состоящую из цилиндрического бака окислителя радиуса $r_0 = 1.33$ м и нижнего бака горючего в форме коаксиального цилиндра внешнего радиуса r_0 и внутреннего радиуса $0.4 r_0$, размещенного на расстоянии $h = 0.35$ м от бака окислителя. На ферме длиной $H = 3$ м и массой 0.2 т прикреплен полезный груз (ПГ) массой 2.5 т и моментами инерции $I_x = I_y = I_z = 2.5 m \times m^2$. В качестве окислителя взят кислород с плотностью $\rho_{\text{ок}} = 1.180 \frac{m}{m^3}$ и массой заправки

12 т, в качестве горючего – керосин с $\rho_{\text{гор}} = 0.833 \frac{m}{m^3}$ и массой заправки 5 т. Масса сухой конструкции разгонного блока (РБ) равна 2.3 т. Все параметры в данной работе рассчитываются в зависимости от безразмерного параметра τ , определяющего долю израсходованного топлива от полного запаса топлива:

$$\tau = \frac{m_0 - m}{m_0 - m_\kappa},$$

где m_0 – стартовая масса КК, m – его текущая масса, m_κ – масса опорной конструкции.

Далее вычислены коэффициенты по твёрдому телу (табл. 1) по формулам:

$$C_{y\delta} = -P/m \cdot g \text{ – управляющее ускорение при поперечных перемещениях (м/с}^2\text{),}$$

$$C_{\theta\delta} = -(x_{Б1} - x_{БЦМ})P/I_z \cdot g \text{ – управляющее ускорение при угловых смещениях (с}^{-2}\text{),}$$

P – тяга маршевого двигателя (тс), $P = 8$ тс,

$x_{Б1}$ – координата точки приложения тяги МД, $x_{Б1} = 0.804$ м, $x_{БЦМ}$ – координата ЦМ ОБ,

после чего для баков окислителя и горючего по формулам: $u = \frac{\xi_{11}}{r_0} \text{th} \frac{\xi_{11}H}{r_0}$ – первый нуль производной

функции Бесселя первого рода первого порядка, где H – текущий уровень жидкости в баке,

$t = u \cdot (x_{ЦМ} - H + \frac{2r_0}{\xi_{11}} \text{th} \frac{\xi_{11}H}{2r_0} - H_{0,окисл} - h)$ – коэффициент, зависящий от координаты центра приложения

гидродинамических сил относительно нижней теоретической вершины бака, вычислены значения гидродинамических коэффициентов в зависимости от τ (табл. 1) и проверено условие выполнения фазовой стабилизации:

$$(t - 1)(t \cdot C_{\theta\delta} - u \cdot C_{y\delta}) > 0 \quad (1)$$

Таблица 1

τ	Бак окислителя			Бак горючего			Коэффициенты для твёрдого тела	
	t	u	Значение левой части (1)	t	u	Значение левой части (1)	$C_{y\delta}$	$C_{\theta\delta}$
0	0.3621	1.3670	-3.5041	2.2649	0.9762	9.2856	-3.5673	1.7037
0.1	0.5002	1.3561	-3.0477	2.2032	0.9407	8.9646	-3.8565	1.7353
0.2	0.6310	1.3383	-2.4863	2.1218	0.8958	8.4474	-4.1968	1.7770
0.3	0.7519	1.3096	-1.8376	2.0179	0.8399	7.7043	-4.6029	1.8349
0.4	0.8592	1.2639	-1.1393	1.8883	0.7712	6.7082	-5.0961	1.9179
0.5	0.9464	1.1923	-0.4685	1.7297	0.6881	5.4412	-5.7076	2.0402
0.6	1.0027	1.0830	0.0252	1.5384	0.5897	3.9029	-6.4860	2.2259
0.7	1.0088	0.9226	0.0837	1.3093	0.4759	2.1260	-7.5100	2.5197
0.8	0.9299	0.7005	-0.6346	1.0338	0.3480	0.2105	-8.9182	3.0171
0.9	0.7024	0.4163	-2.1885	0.6937	0.2087	-1.5439	-	3.9646
							10.9762	
1	0.2014	0.0876	-2.0051	0.2443	0.0621	-1.8256	-	6.2636
							14.2691	

Таким образом, по коэффициентному критерию устойчивости (1) исследована возможность применения фазовой стабилизации для каждого из топливных баков (рис. 1) на всем протяжении полета.

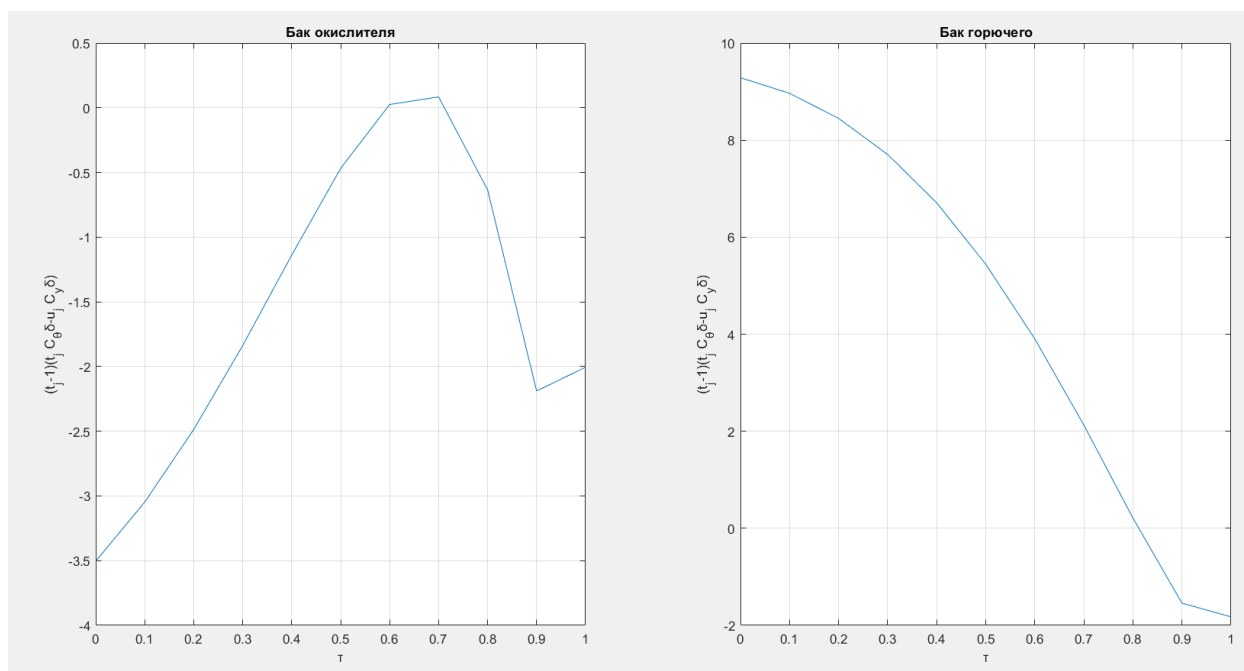


Рис. 1

Результат исследования показал, что возможность применения фазовой стабилизации для бака окислителя возникает только при значениях τ в пределах от 0.57 до 0.71, для бака горючего – при τ в пределах от 0 до 0.81. Только в этих диапазонах имеется возможность для создания автоматом стабилизации фазового опережения на частотах колебания жидкости. На остальных участках полёта фазовая стабилизация не обеспечивается. В таких случаях для подавления колебаний топлива в баках используют амплитудную стабилизацию с помощью установки демпферов.

Литература

1. Абгарян К.А., Рапопорт И.М. Динамика ракет. Москва : Машиностроение, 1969.
2. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей. Москва : Машиностроение, 1977.
3. Алексеев Л.И. Исследование влияния подвижности жидкости на движение и управляемость баллистических ракет : дисс. на соискание учёной степени кандидата технических наук. ОКБ № 1, 1960.

УДК: 533.6.011.34

Анализ методов решения задачи области пристеночного обтекания

С. И. Афонин

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В данной работе рассмотрены различные модели пограничного слоя обтекаемого тела. С целью выбора подходящей для получения точной картины распределения давления в областях кромки по модели поверхности Космического Аппарата (КА) на дозвуковых режимах полёта с числом Рейнольдса 10^5 .

Проблематика изучения особых зон на данный момент является актуальной. Малые зоны, возникающие из-за срыва потока при обтекании, имеют сложности в процессе изучения экспериментальным путем. При численном моделировании большинство подходов дают частично неверную картину поверхностного распределения характеристик потока в областях турбулентного течения. Детальное изучение которых требуется для выбора месторасположения конструктивных элементов. В качестве геометрической модели для верификации подходов использовалась приближенная модель возвращаемого аппарата – конус со сферическим основанием.

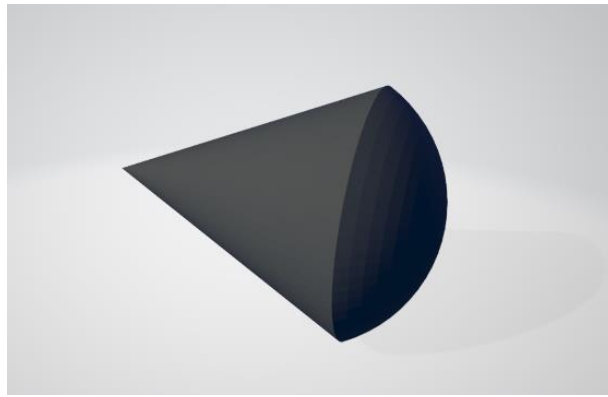


Рис. 1

Приводимые выше задачи описываются рядом математических моделей. Тем не менее полное описание течения основывается на системе уравнений Навье–Стокса, описывающих движение среды. Путём учёта вязкости моделируются процессы в пристеночной области. Система уравнений позволяет получить решение с турбулентными эффектами. На этом основан DNS подход. Являясь методом прямого численного решения систем уравнений Навье–Стокса, он требует большие вычислительные ресурсы. В связи с этим на практике применяется редко.

Для верификации существующих моделей применяют задачу Блазиуса как простейший пример вязкого обтекания. Она рассматривает двухмерное течение у полубесконечной стенки. При детальном рассмотрении данного обтекания наблюдается в определённом месте ламинарно-турбулентный переход границы погранслоя. Положение точки перехода является важной характеристикой течения [2]. Задача Блазиуса – хорошо изученный процесс, на котором верифицируются большинство моделей.

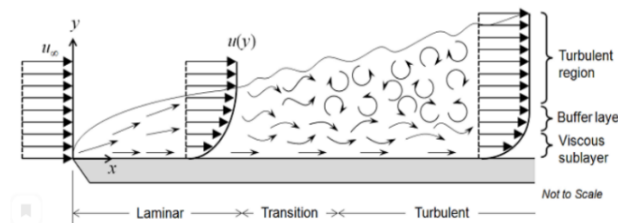


Рис. 2

Так как DNS-моделирование не подходит для промышленных расчетов, то применяют LES-подход. Он упрощает вычисления путем процедуры фильтрации, которая представляет собой разделение крупных и мелкомасштабных вихрей. Однако в пристеночных областях требуемые сеточные и временные шаги соответствуют DNS

В нашей задаче число Рейнольдса принимает большие значения ($\sim 10^5$), что соответствует турбулентному режиму течения. Это приводит к значительному уменьшению временных размеров вихрей. Для подобных задач сегодня распространён RANS подход (осредненные уравнения Навье–Стокса), где мгновенная скорость рассматривается как сумма осредненной по времени \bar{u} и флуктуирующей составляющей скорости. В одно- и их более точных аналогах, двухпараметрических моделях изложенного подхода решают дополнительные эмпирические уравнения переноса. Такие модели турбулентности описывают непрерывное снижение степени турбулентности потока по мере приближения к стенке, как например, это делают низкорейнольдсовые модели. [3]

Используемым алгоритмом в RANS для приближения рассматриваемых процессов являются пристеночные функции. Они используют зависимость скорости на толщине погранслоя от расстояния до стенки. Исследуемый слой разбивается на характерные участки: линейный (ламинарный), логарифмическая, турбулентный. Последний в десятки раз больше двух первых. На основании этого в рассматриваемых моделях отказываются от решения уравнений Рейнольдса в первых двух областях.

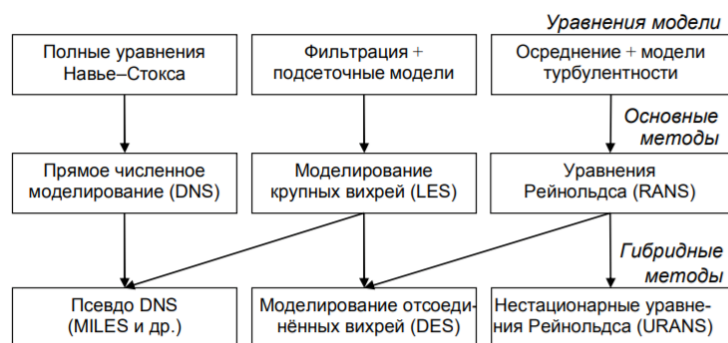


Рис. 3

Модель Спаларта–Аллмараса и k - ϵ модель турбулентности одно и двухпараметрические модели соответственно, которые основаны на вихревых вязкостях. Несмотря на популярность использования в промышленных расчётах, у последней модели есть один существенный недостаток, связанный с заложенной в уравнения сингулярностью. Диссипативный член в уравнении для ϵ будет стремиться к бесконечности при $k \rightarrow 0$. По причине этого используются только в развитой турбулентности [2].

k - ω модель турбулентности похожа на k - ϵ , однако здесь решается уравнение для удельной скорости диссипации кинетической энергии ω . Сильно зависит от начального приближения. Имеет модификацию в виде низкорейнольдсовой k - ϵ модели. В отличие от стандартной k - ϵ модели в низкорейнольдсовой модификации пристеночные функции не используются. Модель применима ко всей области течения. Она является логическим продолжением стандартной k - ϵ модели и сохраняет многие ее преимущества. Однако, она требует большое количество ячеек. В связи с этим не используется для пристеночного моделирования

SST-модель представляет собой комбинацию k - ϵ и k - ω моделей турбулентности: для расчёта течения в свободном потоке используются уравнения k - ϵ модели, а в области вблизи стенок — уравнения k - ω модели. Требует использования сеток с мелкими ячейками [1].

В последнее время обрели популярность комбинированные методы расчета. Главная идея использования таких гибридных моделей заключается в том, что в пристеночной зоне используется RANS, а во внешней области используется LES. Такой подход имеет большие перспективы в оптимизации сшивания зон с различными методами.

Литература

1. Юн А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений. Москва, 2009.
2. Дубень А.П. Численное моделирование сложных пристеночных турбулентных течений на неструктурированных сетках // Диссертация на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук. Москва : Институт им. Келдыша. 2014.
3. Калихман Л.Е. Турбулентный пограничный слой на криволинейных поверхности, обтекаемой газом. Москва : Министерство авиационной промышленности СССР. 1956.

УДК 531.3:681.5.01

Работа алгоритмов динамического контура системы управления движением Многоцелевого лабораторного модуля в ходе автономного полета

А.В. Сумароков

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва»

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Рассматриваются алгоритмы динамического контура системы управления движением Многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ), которые применялись в ходе его автономного полета к Международной космической станции (МКС). На основе анализа телеметрической информации, полученной в ходе автономного полета МЛМ, в докладе делаются выводы о работоспособности рассмотренных алгоритмов и показываются преимущества их применения.

Один из рассмотренных алгоритмов использовался при построении начальной ориентации МЛМ сразу после отделения от ракеты-носителя [1, 2]. Данный алгоритм основан на априорном знании парамет-

ров отделения КА от ракеты-носителя и позволил определить параметры ориентации МЛМ относительно орбитальной системы координат на момент начала работы системы управления движением и навигации. Определенная таким способом ориентация позволила обеспечить разворот в требуемое положение на первом витке полета МЛМ с точностью нескольких угловых градусов. По анализу телевизионной картинки, полученной на втором сеансе связи, можно судить о том, что необходимая ориентация была успешно построена и полет МЛМ проходил в данной ориентации на протяжении одного витка. С учетом нештатной работы измерителей инфракрасной вертикали данный способ оказался единственным вариантом построения орбитальной ориентации на 1 витке. Также за счет проведения прямого разворота в требуемую ориентацию вместо последовательности разворотов для поиска Земли, приведения к центру земного диска и приведения к вертикали к плоскости орбиты было сэкономлено топливо на данную динамическую операцию.

Следующий из рассмотренных в докладе алгоритмов обеспечивает реализацию одновременного управления как движением центра масс (ц.м.), так и движением вокруг центра масс на участке автономного полета [3, 4] при помощи двигательной установки МЛМ. Двигательная установка, обеспечивающая выполнение всех динамических операций на участке автономного полета, состоит из 42 двигателей трех типов. Среди них: 16 двигателей точной стабилизации, которые используются только для управления движением вокруг ц.м.; 24 двигателя причаливания и стабилизации, которые используются для управления движением и ц.м. и вокруг ц.м.; 2 двигателя коррекции и сближения (ДКС), которые используются для управления движением только ц.м. Рассматриваемый в работе алгоритм управления не затрагивает использование ДКС. В работе приводится решение трех основных подзадач, необходимых для обеспечения целей управления движением: задачи определения потребного изменения скорости МЛМ на каждом вычислительном такте бортовой центральной вычислительной машины; ее реализация с использованием реактивных двигателей путем выбора оптимальной схемы включения двигателей и задачи прогнозирования изменения параметров движения космического аппарата. Особое внимание в работе также уделяется быстрдействию предложенного алгоритма управления. Применение данного алгоритма позволило оптимизировать затраты топлива на различные угловые маневры. Особо следует отметить, что, даже несмотря на вызванный пониженным уровнем тяги автоматический запрет почти трети всех двигателей, заложенные в алгоритм широкие возможности автоматической реконфигурации набора используемых двигателей, позволили обеспечить построение и поддержание требуемой ориентации в первые сутки полета МЛМ.

Последний из рассмотренных в докладе алгоритмов связан с оценкой результирующего вектора тяги при работе корректирующих двигателей в режиме коррекции орбиты [5]. Согласно результатам предварительного математического моделирования, алгоритм позволяет парировать ошибки установки корректирующих двигателей и в 3 раза уменьшить боковую составляющую корректирующего импульса. Дополнительно алгоритм позволяет сэкономить топливо на доработку этой боковой составляющей, возникающей из-за работы двигателей стабилизации и газодинамических возмущений. Применение данного алгоритма, базирующегося на измерениях акселерометра, позволило в ходе автономного полета МЛМ, выдавать корректирующие импульсы при помощи ДКС с точностью 1-2 мм/с, что положительно сказалось на формировании условий для стыковки МЛМ с МКС.

Все рассмотренные в докладе алгоритмы продемонстрировали свою работоспособность и эффективность в ходе автономного полета МЛМ и будут далее применяться на других изделиях космической техники, разработки которой в настоящее время ведутся в РКК «Энергия».

Литература

1. *Борисенко Н.Ю., Сумароков А.В.* Об ускоренном построении орбитальной ориентации грузовых и транспортных кораблей серий «Союз МС» и «Прогресс МС» // Известия РАН. Теория и системы управления. 2017. № 5. С. 131-141.
2. *Борисенко Н.Ю., Борисенко Ю.Н., Платонов В.Н., Сумароков А.В.* Анализ статистики ускоренного построения орбитальной системы координат транспортных пилотируемых и грузовых кораблей и методы повышения точности // Космическая техника и технологии. 2018. № 2. С. 58–65.
3. *Микрин Е.А., Тимаков С.Н., Зыков А.В. [и др.].* Опыт и перспективы создания бортовых алгоритмов управления движением космических аппаратов. // Вестник РФФИ. 2017. № 3 (95). С. 23-45.
4. *Сумароков А.В.* Об управлении движением Многоцелевого лабораторного модуля с помощью реактивных двигателей на автономном участке полета // Навигация и управление движением. Материалы докладов XIV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» / науч. редактор д.т.н. О.А. Степанов / под. общ. ред. академика РАН В.Г. Пешехонова. – Спб. : ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012. С. 157-164.
5. *Гладышев А.Д., Сумароков А.В.* Алгоритмы оценки параметров движения космического аппарата. // Навигация и управление движением. Материалы докладов XV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» / науч. редактор д.т.н. О.А. Степанов / под. общ. ред. академика РАН В.Г. Пешехонова. – Спб. : ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 202-209.

Гироскопная орбитальная ориентация: кинематическая схема построения

С.А. Меркурьев

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

Рассматривается алгоритм построения орбитальной системы координат (ОСК) на Многофункциональном лабораторном модуле (МЛМ) во время его автономного полета к Международной космической станции (МКС). По сигналам датчика инфракрасной вертикали (ИКВ) и с использованием расчетной информации о текущем положении ОСК производится построение требуемой ориентации с одновременной выставкой инерциального базиса.

По сигналам датчика ИКВ определяется положение местной вертикали к поверхности Земли в связанной с МЛМ системой координат (ССК). Этой информации достаточно для построения одноосной ориентации. Для построения трехосной ориентации, вообще говоря, необходимо наличие еще одного опорного вектора в ССК. В качестве такого вектора можно использовать вектор угловой скорости орбитального движения, измерение которого доступно в неявном виде.

Построить трехосную ориентацию в данных условиях возможно за счет использования эффекта гироскопирования [1]. При этом потребуется осуществлять постоянное наведение какой-либо оси ССК МЛМ по местной вертикали, например, по крену и тангажу. Наведение по рысканью произойдет самостоятельно за счет кинематической взаимосвязи каналов управления.

Данный метод, однако, потребует постоянной выдачи управляющих воздействий, и чтобы избежать этого предлагается использовать при поиске опорных векторов виртуальный аппарат – кинематическую модель МЛМ. Для этого необходимо использование бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) с набором базисов, приведенных на рисунке 1.

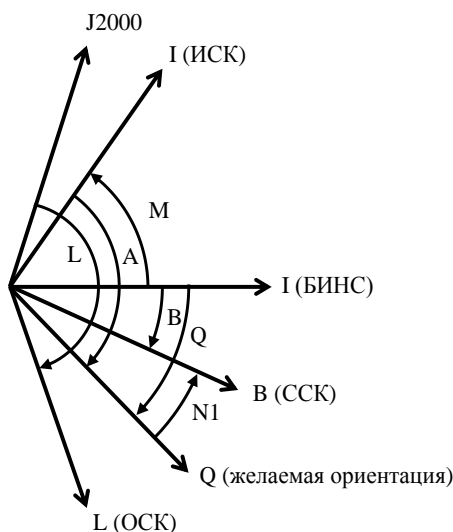


Рис. 1. Взаимное расположение базисов

Для базисов на рисунке 1 приняты следующие обозначения:

- J2000 – инерциальная система координат J2000;
- I (ИСК) – приближение к J2000;
- I (БИНС) – инерциальный базис БИНС;
- B (ССК) – текущая ориентация аппарата в базисе БИНС;
- Q – желаемая ориентация (подстройка «виртуального КА»);
- L (ОСК) – положение требуемой ориентации в базисе J2000 известное из внешнего источника.

Переходы между базисами заданы следующими кватернионами:

- M – кватернион перехода от I (БИНС) к I (ИСК) \approx J2000;
- Q – кватернион перехода от I (БИНС) к Q (желаемая ориентация, представленная в виде «виртуального» КА);
- L – кватернион перехода от J2000 к L (ОСК) – известен из внешнего источника (расчетные данные);

- А – кватернион перехода от I (ИСК) к В (ССК);
- В – кватернион перехода от I (БИНС) к В (ССК);
- N1 – кватернион перехода от Q к В.

Поиск и построение ориентации на виртуальном аппарате осуществляется известным методом гироскопирования. Положение требуемой ориентации в базисе J2000 рассчитывается на основании данных о текущем положении МЛМ на орбите и считается входной информацией для рассматриваемого алгоритма. После завершения построения ориентации считается, что ССК совмещено с искомой ОСК, и по данным о положении ОСК в J2000 на данный момент времени осуществляется выставка инерциального базиса БИНС.

Рассматриваемый алгоритм испытывался в специальной среде моделирования, разработанной на высокоуровневом языке программирования [2]. В работе приводятся результаты имитационного моделирования.

Литература

1. *Бесекерский В.А.* Орбитальное гироскопирование / В. А. Бесекерский, В. А. Иванов, Б. Б. Самоткин; под ред. Б. Б. Самоткина. – СПб.: Политехника, 1993 – 250 с. : ил.
2. *Меркурьев С.А.* Методика отработки алгоритмов управления угловым движением космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации, 2020, вып. 6. DOI 10.18698/2308-6033-2020-6-1990.

УДК 629.735.33

Имитационная модель замкнутой системы «самолёт – автопилот угла тангажа»

А.А. Дружинин, А.Г. Демченко

Московский государственный технический университет гражданской авиации
(МГТУ ГА)

В работе приводится замкнутая система «самолёт – автопилот угла тангажа» («самолёт-АП ϑ ») самолёта гражданской авиации [1].

Рассмотренный автопилот угла тангажа реализует закон управления:

$$s\Delta\delta_B = k_{\omega_z}\omega_z + k_{\vartheta}s^2\Delta\vartheta + k_{\vartheta}(\Delta\vartheta - \Delta\vartheta_{\text{зад}}).$$

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » представлена на рис. 1.

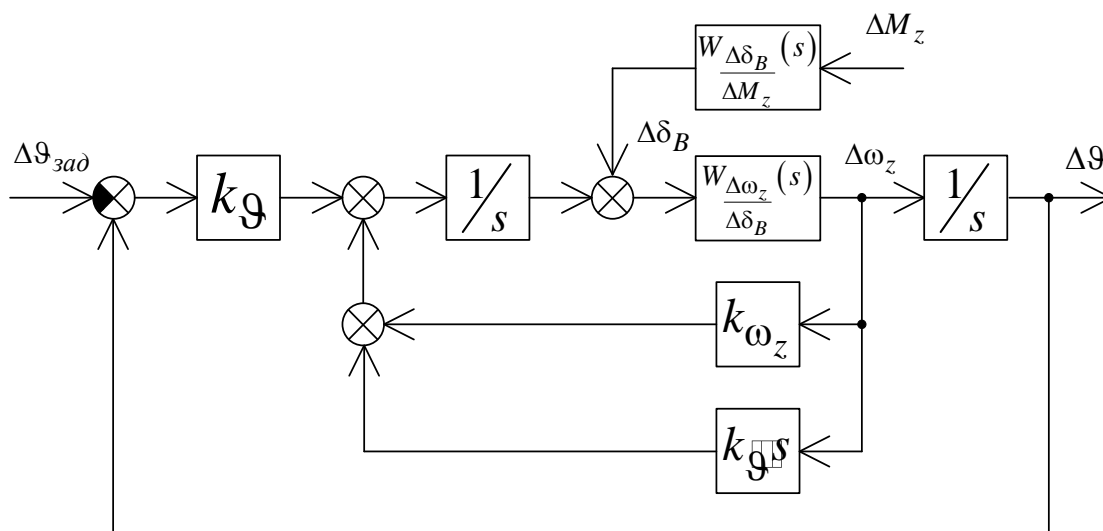


Рис. 1. Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »

Структурная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » описывается системой линеаризованных дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) \cdot \Delta \vartheta + (a_{m_z}^{\delta} s + a_{m_z}^{\alpha}) \cdot \Delta \alpha + a_{m_z}^{\delta_B} \Delta \delta_B = a_{m_z}^{M_z} \Delta M_z + a_{m_z}^{\delta} s \Delta \alpha_B \\ -s \Delta \vartheta + (s + a_y^{\alpha}) \cdot \Delta \alpha = s \Delta \alpha_B \\ -\left(k_{\omega_z} + k_{\delta} s + \frac{k_{\vartheta}}{s}\right) \cdot \Delta \vartheta + \Delta \delta_B = -\left(k_{\omega_z} + k_{\delta} s + \frac{k_{\vartheta}}{s}\right) \cdot \Delta \vartheta_{зад} \end{cases} \quad (1)$$

Передаточные коэффициенты закона управления автопилота определяются:

$$k_{\omega_z} = \frac{(2,5 \dots 5) \cdot (a_{m_z}^{\alpha} + a_{m_z}^{\omega_z} a_y^{\alpha})}{a_{m_z}^{\delta_B}}, \quad k_{\vartheta} = (0,7 \dots 0,9) \cdot k_{\omega_z},$$

$$k_{\delta} = \frac{(0,71 \dots 0,83) \cdot a_y^{\alpha} + (1,68 \dots 1,57) \cdot \sqrt{k_{\omega_z} a_{m_z}^{\delta_B}} - (a_{m_z}^{\omega_z} + a_y^{\alpha} + a_{m_z}^{\delta})}{a_{m_z}^{\delta_B}},$$

где $a_{m_z}^{\omega_z}$, $a_{m_z}^{\delta}$, $a_{m_z}^{\alpha}$, $a_{m_z}^{\delta_B}$, $a_{m_z}^{M_z}$, a_y^{α} – коэффициенты уравнений системы (1).

По структурной модели замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » была реализована имитационная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » в среде SimInTech (рис. 2).

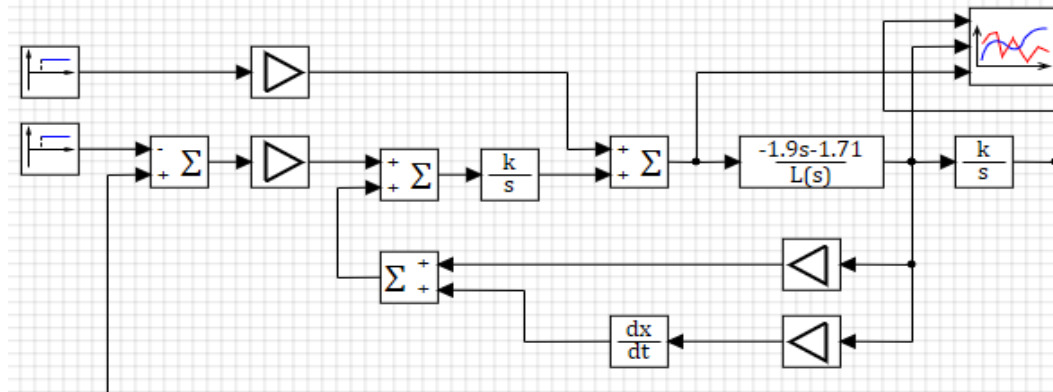
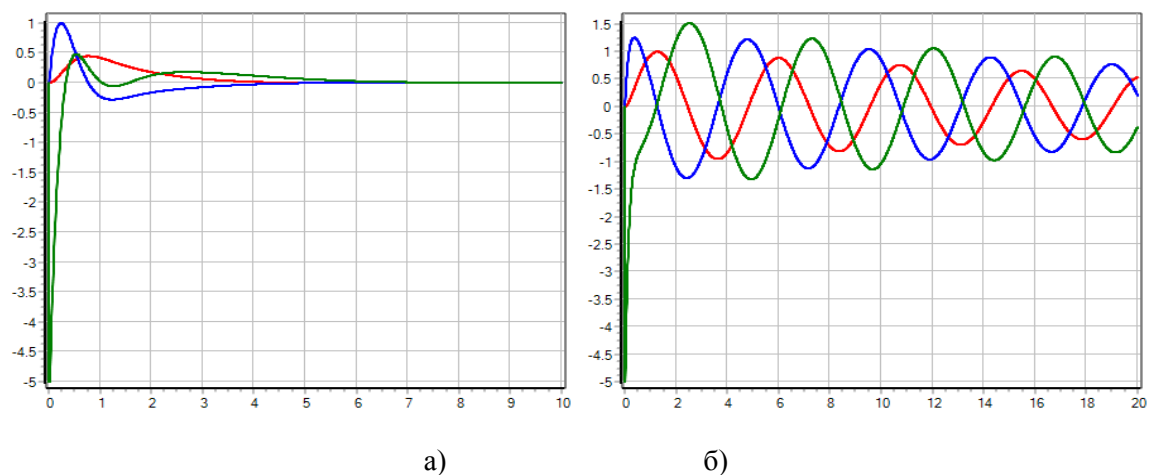


Рис. 2. Имитационная модель замкнутой системы «самолёт-АП ϑ »

На имитационной модели замкнутой системы «самолёт-АП ϑ » были смоделированы режимы исправной работы автопилота, а также режимы возникающие при отказах датчиков. На рис. 3 показаны переходные процессы, полученные в ответ на ступенчатое внешнее возмущение ΔM_z .



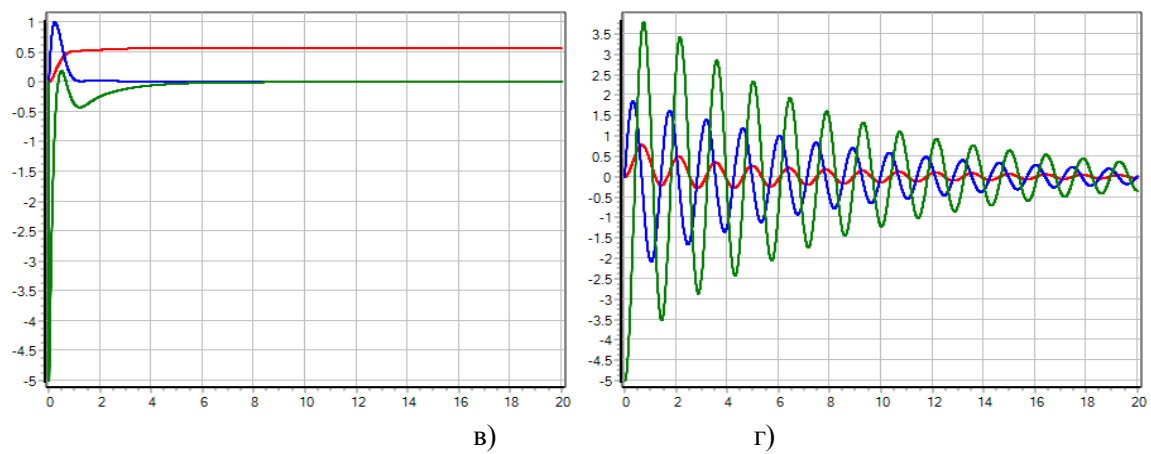


Рис. 3. Переходные процессы замкнутой системы «самолёт-АП⁹», полученные в ответ на ступенчатое внешнее возмущение ΔM_z : а) – исправная работа автопилота; б) – отказ датчика угловой скорости тангажа; в) – отказ датчика угла тангажа; г) – отказ датчика углового ускорения тангажа.

Литература

1. Воробьев В.Г., Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов. Москва : Транспорт, 1995. 448 с.

Секция высоких технологий в обеспечении безопасности жизнедеятельности

УДК 004.4

Биолого-социальные чрезвычайные ситуации: применение методов машинного обучения к анализу данных по заболеваемости по основным классам болезней в Российской Федерации

Л.Р. Борисова

Финансовый университет при Правительстве РФ

Избыточная смертность, по данным Росстата, наблюдалась в последние годы в России и вызвана она как непосредственно ковидом, так и развитием заболеваний, вызванных ковидом, а также в связи с перегруженностью системы здравоохранения, зачастую невозможностью получить медицинскую помощь в поддержании хронических больных и отсутствием ранней диагностики онкологических и других опасных заболеваний. В отличие от числа заражений показатель смертей нечувствителен к изменению числа тестирований, он лучше подходит к сравнению разных регионов по влиянию разных факторов на реагирование человеческого организма на новую инфекцию. Логично предположить, что здоровые и больные люди по-разному реагируют на ковид.

В статистическом сборнике «Регионы России» представлены данные по всем регионам по заболеваемости на 1000 человек населения. Последний статистический сборник датирован 2020 годом, в нем представлены данные за 2019 год [1].

Изучим влияние на смертность (на 100 000 населения на 08.09.2021) от коронавируса 8 показателей: числа зарегистрированных заболеваний у пациентов с диагнозом, установленным впервые в жизни; инфекционных и паразитарных болезней; новообразований; болезней крови, кроветворных органов и отдельных нарушений, вовлекающих иммунный ответ; болезней эндокринной системы, расстройства питания и нарушения обмена веществ; болезней нервной системы и болезней органов дыхания.

Интересно отметить, что существует связь между регистрацией новообразований и смертностью от ковида. Коэффициент корреляции при этом 0,3. Статистически значим (p -value < 0,01). Данные о смертности от ковида по регионам России были взяты с сайта [2]. Из проведенного исследования следует вывод, что стоит проанализировать вклад отдельных нозологий в общую заболеваемость, выявляемую впервые, сравнить данные по регионам России. Была изучена связь между числом зарегистрированных заболеваний у пациентов с диагнозом, установленным впервые в жизни и следующими нозологиями: инфекционные и паразитарные болезни; новообразования; болезни крови, кроветворных органов и отдельных нарушений, вовлекающих иммунный ответ; болезни эндокринной системы, расстройства питания и нарушения обмена веществ; болезни нервной системы и болезни органов дыхания. Оказалось, (с использованием непараметрического теста Вилкоксона–Манна–Уитни) что статистически достоверными являются лишь инфекционные и паразитарные болезни, новообразования, болезни органов дыхания (на 1000 человек) (p -value = 0).

На рис. 1 представлены результаты сравнения теоретической регрессии с данными по заболеваемости для 87 регионов Российской Федерации (учитываются данные для Архангельской области без Ненецкого автономного округа, Тюменской области с и без автономных округов).

Исходя из проведенного первичного анализа по критерию Вилкоксона–Манна–Уитни построим уравнение множественной регрессии – линейной зависимости между заболеваемостью, выявленной впервые на тысячу граждан (y) и инфекционными и паразитарными болезнями (x_1), новообразованиями (x_2), болезнями органов дыхания (x_3) (на 1000 человек). Это уравнение имеет вид

$$y = 141,7 + 2,15x_1 + 8,66x_2 + 1,3x_3 \quad (1)$$

Все коэффициенты в уравнении статистически значимы (p -value < 0,01). Множественный коэффициент корреляции равен 0,95, что свидетельствует в пользу тесной статистически достоверной связи между изучаемыми признаками. Коэффициент детерминации равен 0,90, то есть только 10% данных по заболеваемости, выявленной впервые, приходится на другие нозологии.

После проведенного регрессионного анализа были использованы методы машинного обучения.

В качестве целевого показателя (группирующей) был выбран показатель заболеваемости, выявленной впервые. Граница разбиения на классы – медианное значение по этому показателю – 773. Общее коли-

чество объектов 87. Количество объектов первого класса (со значениями по заболеваемости ниже границы) – 44, второго класса – 43.

В результате работы метода СВС получили долю правильных ответов алгоритма (Accuracy) – 0,78. Площадь под ROC-кривой равна 1. Результаты представлены на диаграмме качества на рис. 2. Были допущены всего 4 ошибки в распознавании: Костромская, Кировская, Калининградская области и Камчатский край по ошибке были отнесены к регионам с заболеваемостью, выше медианной.

Для анализа данных использовали пакет «Recognition» (ВЦ РАН), пакет «Data Master Azforus» (государственная регистрация программы для ЭВМ №2020610785), метод Статистически Взвешенных Синдромов (СВС). Достоверность найденных закономерностей была вычислена с помощью перестановочных тестов, которые позволяют также исключать из множества выявленных закономерностей разбиения с избыточной сложностью. Структура алгоритма распознавания позволяет осуществлять диагностику в смысле отнесения объекта к одному из исследуемых классов. Точность алгоритма определяется по общему числу соответствий автоматического диагноза и реального номера класса. Для того, чтобы наилучшим образом представить, на какие параметры следует обратить внимание для принятия правильного решения, строили одномерные и двумерные диаграммы рассеяния («Data Master Azforus»).

Данный пример убедительно иллюстрируют возможность использования методов машинного обучения при распознавании данных по различным чрезвычайным ситуациям, в том числе биолого-социальным чрезвычайным ситуациям, связанными с распространением особо опасных инфекций.

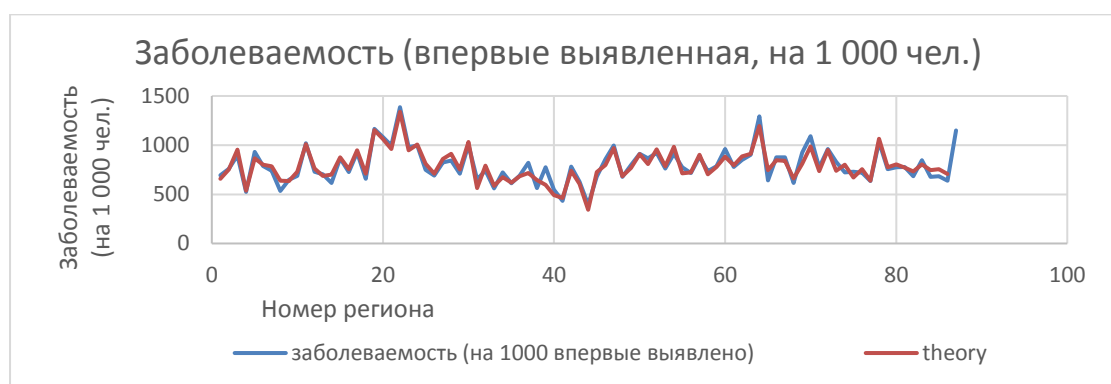


Рис. 1. Заболеваемость, выявленная впервые, и теоретическая кривая, рассчитанная по уравнению (1)

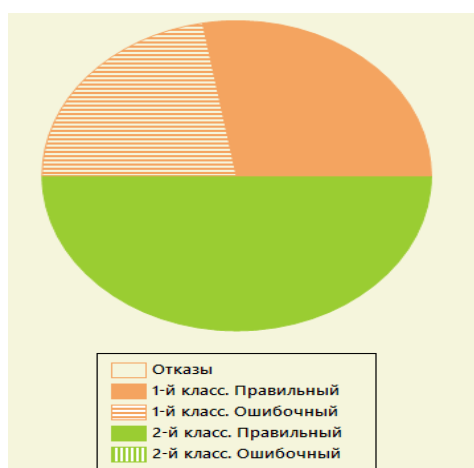


Рис. 2. Диаграмма качества классификации данных по заболеваемости в Российской Федерации, рассчитанная по методу статистически взвешенных синдромов

Литература

1. Регионы России. Социально-экономические показатели 2020. Москва : Росстат. 2020. 1242 с.
2. [Электронный ресурс]. URL: <https://yandex.ru/covid19/stat> (дата обращения 08.09.2021).

Биолого-социальные чрезвычайные ситуации: исследование устойчивости социально-экономической системы России методами машинного обучения

Л.Р. Борисова, Г.С. Жукова

Финансовый университет при Правительстве РФ

Исследование внутренних и внешних условий приводят к необходимости управления развитием социально-экономической системы на стратегическом, оперативном и тактическом уровнях. Управление стратегическими рисками должно быть направлено на обеспечение национальных приоритетов РФ, к которым относятся: повышение качества жизни; достижение экономического роста; развитие фундаментальной науки, образования, культуры; обеспечение обороны и безопасности страны [1].

Качество и уровень жизни населения в разных регионах страны влияет на показатель внутренней миграции, который можно считать индикатором благополучия территории. Вопросы миграции населения необходимо регулярно отслеживать и анализировать, чтобы на этой основе правильно определять резервы и планировать рост численности населения страны, рационально и ответственно проводить миграционную политику государства.

В работе использовали социально-экономические и демографические данные Росстата [2]. Проводился анализ данных с помощью непараметрических методов (критерий Вилкоксона–Манна–Уитни). Мы разделили 87 регионов (Архангельская область учитывалась вместе с Ненецким автономным округом и без него, Тюменская область учитывалась вместе с Ханты-Мансийским и Ямало-Ненецким автономными округами и округа отдельно) на две группы (с отрицательным и положительным коэффициентом миграционного прироста). Статистически достоверными по этому критерию оказались показатели плотности населения, среднедушевые доходы и уровень безработицы (p -value < 0,02). Выполнили анализ в случае распознавания только по этим трем показателям и по 14 индикаторам миграции:

- среднедушевые доходы (руб.);
- средний размер назначенных пенсий (руб.);
- коэффициент рождаемости (число рождений на 1 женщину);
- младенческая смертность (число детей, умерших до 1 года на 1000 родившихся живыми);
- доля домохозяйств, имеющих широкополосный доступ к сети Интернет (%);
- уровень безработицы (%);
- доходы от предпринимательской деятельности (% от общего дохода);
- коэффициент Джини;
- доля людей среди работающих, которые имеют высшее образование (%);
- плотность населения (человек на квадратный километр);
- удельный вес расходов на оплату ЖКХ (в % от расходов на общее число услуг);
- площадь жилья, приходящаяся в среднем на одного жителя (в м²);
- женская смертность в трудоспособном возрасте (число человек на 100 000 населения).

Получили практически одинаковые результаты. В качестве целевого показателя (группирующей) был выбран коэффициент миграционного прироста (на 10 000 человек). Общее количество объектов 87. Количество объектов первого класса (с отрицательным коэффициентом миграционного прироста 47), второго класса – 40. Использовали метод адаптивного бустинга. Отметим, что ошибки распознавания на скользящем контроле возникли для регионов: Мордовская Республика, Тульская область, Республика Саха-Якутия. Они характеризуются отрицательным коэффициентом миграционного прироста, но, видимо по ошибке, эти регионы в официальной статистике были отнесены ко второму классу (с положительным коэффициентом). Думается, главам этих регионов следует обратить внимание на социально-экономическую обстановку в регионе, установить причины, побуждающие отток населения (в первую очередь, трудоспособного), и экстренно принять действенные меры с целью уменьшения изменения направленности миграционных процессов. Одним словом, миграцией надо управлять в интересах региона и ее жителей.

Доля правильных ответов алгоритма (Assurasy) составила 0,83. На скользящем контроле правильно распознано 15 объектов в первом классе (83,33 %) из общего количества 18 объектов. В результате проведенного распознавания получили площадь под ROC-кривой, равную 0,89.

К индикаторам экономической безопасности (согласно рекомендациям Института экономики РАН) в социальной сфере относится показатель «число зарегистрированных преступлений на 100 тысяч населения».

Построим уравнение множественной регрессии – линейной зависимости между общим количеством преступлений на тысячу граждан (y) и продолжительностью жизни (лет) (x_1) и коэффициентом миграционного прироста (на 10 000 человек) (x_2).

Это уравнение имеет вид

$$y = 116 - 1,4x_1 - 0,01x_2 \quad (1)$$

Все коэффициенты в уравнении статистически значимы ($p\text{-value} < 0,05$). Множественный коэффициент корреляции равен 0,755, что свидетельствует в пользу тесной статистически достоверной связи между изучаемыми признаками. Из анализа уравнения (1) следует вывод, что при увеличении притока населения в регион общее количество преступлений уменьшается, а не наоборот, как зачастую хотят представить средства массовой информации. Это очень важный результат: если социально-экономическая обстановка в регионе благополучная, то в данный регион едут люди на постоянное место жительства. Отметим, что ранее было исследовано влияние на миграционный прирост разных факторов, в том числе преступности, при анализе данных по миграции в федеральных округах РФ [4]. Основной вывод, что на миграцию влияют прежде всего социально-экономические факторы, остается неизменным.

При использовании методов машинного обучения расчеты сделали в двух случаях: для всех отобранных для анализа 14 показателей и только для двух, представленных в уравнении 1 (наиболее информативных) – коэффициента миграционного прироста на 10 000 человек и ожидаемой продолжительности жизни. Как и следовало ожидать, результаты, полученные после обработки, не сильно отличаются между собой. Так, например, основной показатель, характеризующий точность модели – Accuracy score – классический для машинного обучения метод оценки точности модели, подразумевающий процент совпадения всех предсказанных и реальных результатов был практически одним и тем же (для 14 показателей и всего для 2): в первом случае 0,77, во втором случае тоже 0,78. Площадь под ROC-кривой равна 0,778. Напомним, что распознавание тем лучше, чем ближе эта площадь к 1.

Отметим, что ошибки распознавания на скользящем контроле возникли для следующих четырех регионов: Псковская, Астраханская, Свердловская и Омская области. Ошибочно эти регионы были распознаны как регионы с высоким уровнем преступности. На самом деле, во всех этих четырех регионах количество преступлений на 1000 граждан меньше медианного уровня. Значит, в этих регионах неблагоприятная социально-экономическая обстановка.

Проведение системного анализа социально-экономических и демографических процессов способствует выявлению потенциальных угроз, поиску возможных способов их устранения или регулирования в интересах конкретных регионов и всей страны. На основе таких исследований для территорий, имеющих приоритетное значение для национальных интересов России, необходимо разрабатывать и внедрять программы различного уровня (федерального, регионального и др.), регулирующие, контролируемые сферы жизни, важные для привлекательности регионов для комфортного проживания, а не оттока населения из них.

Литература

1. Стратегические риски России. Оценка и прогноз / под общей редакцией Воробьева Ю.Л. Москва : Деловой экспресс. 2005. 392 с.
2. Регионы России. Социально-экономические показатели 2020. – Москва: Росстат, 2020. – 1242 с.
3. [Электронный ресурс] URL: <https://infotables.ru/statistika/31-rossijskaya-federatsiya/944-kolichestvo-prestuplenij-v-rossii> (дата обращения 18.09.2021).
4. Борисова Л.Р. Анализ миграционной составляющей стратегических рисков России статистическими методами // Технологии гражданской безопасности». 2011. Т. 8, № 1. С. 74-80.

УДК 355.58 (082)

Методические особенности мониторинга и прогнозирования динамики крупных лесных пожаров – источников чрезвычайных лесопожарных ситуаций

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России»
(федеральный центр науки и высоких технологий)

Научные проблемы, предполагающие исследования в области защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера, включают и проблематику защиты населенных пунктов и объектов экономики от чрезвычайных лесопожарных ситуаций (далее – ЧЛС). Поэтому рассмотрены методические особенности мониторинга и прогнозирования динамики крупных лесных пожаров (далее – КЛП) – источников чрезвычайных лесопожарных ситуаций. В основе разработки указанных методических особенностей лежат методы: системного анализа, логического анализа и синтеза исследуемых процессов, а также методы математического моделирования динамики КЛП.

Следует учитывать, что в лесопирологической литературе и в нормативной базе под КЛП понимают

ЛП, распространившиеся на 25 гектаров и более лесной площади в зонах наземной охраны лесов и 200 гектаров и более – в зонах авиационной охраны лесов.

Важно также понимать, что большинство КЛП являются уже за счет пройденной огнем площади и нанесенного при этом экономического ущерба лесу – чрезвычайными лесопожарными ситуациями. При сгорании древостоя при КЛП наносится ущерб и снижаются: экологическая, почво- и пылезащитные функции леса, а также рекреационная и водозащитная и водоохранная функции.

При мониторинге динамики КЛП важнейшими направлениями сбора и анализа мониторинговых данных являются данные о погодных условиях над рассматриваемыми лесными участками. При этом сами погодные условия, такие как температура и влажность атмосферного воздуха, важны, но еще более важной характеристикой метеоусловий, влияющих на возникновение и динамику КЛП, являются классы пожарной опасности погодных условий (по критерию Нестерова) над лесными участками, поскольку именно они показывают готовность лесного горючего материала (далее – ЛГМ) к воспламенению и поддержанию процесса горения, т. е. динамике КЛП. Все эти данные необходимы для моделирования динамики КЛП и, соответственно, для ее прогнозирования [1].

Важен также учет лесорастительных условий, в месте действия очага лесного пожара (далее – ЛП) или потенциального развития ЛП. Здесь важное значение имеет породный состав древостоя на рассматриваемых лесных участках. Действительно отдельные породы древостоя имеют большую влажность и наличие горючих веществ в своей структуре и, соответственно, поддерживают процесс горения или препятствуют этому процессу [1–3].

Все процессы, связанные с мониторингом погодных условий на территории страны, осуществляют подразделения Росгидромета, которые доводят полученные мониторинговые данные и для структурных подразделений МЧС России.

Кроме указанных факторов, большое значение для, прежде всего, возникновения и развития КЛП имеет наличие на лесных участках и на пути следования кромки ЛП залежей, подсушенных лесных горючих материалов, к которым относятся деревья, подсохшие и лежащие на земле в результате ветровала, бурелома, снеголома, ожеледи, а также высохший древостой, стоящий на корню, но поврежденный вредителями.

Лесопожарный мониторинг должен быть направлен и на выявление и выработку рекомендаций для последующей ликвидации таких опасных залежей, подсушенных лесных горючих материалов. Вопросы организации и ведения лесопожарного мониторинга российским законодательством возложены на Рослесхоз. Для этого у него имеются соответствующие наземные и авиационные, включая беспилотники, силы и средства [4].

Необходимую мониторинговую информацию соответствующие подразделения Рослесхоза доводят, в том числе и для МЧС России,

Таким образом, можно сделать вывод о том, что мониторинг и прогнозирование динамики крупных лесных пожаров – источников чрезвычайных лесопожарных ситуаций является сложной научной проблемой, разрешение которой требует сбора достоверных мониторинговых данных, совершенствования прогнозных математических моделей динамики КЛП и применения мощностей современной элетронно – вычислительной техники.

Литература

1. *Подрезов Ю.В.* Основные особенности формирования погодных процессов в атмосфере Земли // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2015. № 5.
2. *Подрезов Ю.В.* Методологические основы прогнозирования динамики и последствий чрезвычайных лесопожарных ситуаций : дисс. на соискание ученой степени доктора сельскохозяйственных наук. Москва : Московский государственный университет леса, 2005.
3. *Подрезов Ю.В.* Современные особенности мониторинга и прогнозирования чрезвычайных ситуаций // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2018. № 4.
4. *Подрезов Ю.В.* Особенности применения беспилотных летательных аппаратов для мониторинга чрезвычайных лесопожарных ситуаций // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2019. № 3.

Лесопожарный мониторинг с использованием беспилотников

Ю.В. Подрезов

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России»
(федеральный центр науки и высоких технологий)

Планирование и осуществление лесопожарного мониторинга в нашей стране традиционно проводилось с использованием наземных и авиационных сил и средств. Действительно, состояние лесных зон требует регулярного контроля со стороны специальных служб, прежде всего, Рослесхоза и МЧС России. Мониторинг проводится по нескольким направлениям:

- наблюдение за качественным составом ресурсов;
- борьба с вредителями;
- аэросев;
- слежение за возникновением и развитием лесных пожаров (далее – ЛП);
- авиаразведка лесопожарной обстановки.

Ежегодно в целях проведения качественного контроля привлекаются сотни воздушных судов. Для отслеживания распространения огня МЧС России ежегодно привлекает более 300 самолётов с лётчиками-наблюдателями на борту. При этом возможности классической авиации ограничены: в зонах сильной задымлённости её применение неэффективно. Также важным фактом является то, что применение авиации, естественно, является достаточно дорогостоящим процессом, но оно требовалось и требуется для мониторинга лесных площадей на предмет выявления мест возгораний и оценки динамики лесных пожаров на удаленных таежных лесных участках, т.к. возможности организации мониторинга на столь больших лесных площадях, как таежные или удаленные значительно ограничены с технической точки зрения, да и при развертывании наземной сети мониторинга для больших территорий нашей страны оказываются также весьма затратными. Вопросы организации и осуществления лесопожарного мониторинга и тушения лесных пожаров достаточно подробно и всесторонне изложены в ряде работ автора [1, 2].

Определенным выходом из сложившейся ситуации является организация осуществления лесопожарного мониторинга с помощью беспилотников, что расширяет дальность его ведения по сравнению с наземным мониторингом, но, и, одновременно, является менее дорогостоящим, по сравнению с авиационным мониторингом [3].

Что же такое беспилотник или дрон? Это летающий (и не только) аппарат - робот, управляемый человеком дистанционно с помощью пульта управления или бортового компьютера. Чаще всего аппарат оснащен камерой, а также может также передвигаться по воде.

Таким образом, применение беспилотников (далее – БПЛА) для охраны лесов от пожаров является серьезной альтернативой классической авиационной разведке. Борьба с лесными пожарами – ресурсозатратное мероприятие.

При этом внедрение беспилотных летательных аппаратов в работу Рослесхоза и МЧС России, наблюдаемое в последние несколько лет, серьезно повышает эффективность борьбы с ЛП сразу по нескольким направлениям, а именно:

- гарантирует постоянное патрулирование;
- позволяет оснащать беспилотники ИК-камерами для мониторинга зон высокого задымления;
- дает возможность применения БПЛА в качестве связного ретранслятора при борьбе с ЛП и ЧЛС;
- позволяет осуществлять непосредственное тушение ЛП большими беспилотниками.

К преимуществам использования беспилотников для борьбы с ЛП и ЧЛС следует отнести:

- более дешевый лесопожарный мониторинг лесных площадей;
- высокоточное определение координат очагов ЛП;
- снижение риска человеческих потерь среди пожарных;
- наличие возможности оперативной ликвидации огня.

В МЧС России и в Рослесхозе применение беспилотников осуществляется в зависимости от конкретной цели. При этом применяют разные виды БПЛА:

- вертолётного типа – для разведки зоны небольшого удаления (до 15 км),
- самолётного типа – для контроля за удалёнными, труднодоступными местностями.

Выбор типа БПЛА определяется кругом задач, стоящих перед мониторинговыми службами. При выборе аппарата руководствуются задачами, которые стоят перед службами мониторинга, к числу которых относятся:

- простое обнаружение ЛП;

- обнаружение и дальнейший лесопожарный мониторинг;
- контроль за труднодоступной зоной (плохая видимость, особые климатические условия).

Беспилотники способны решать все перечисленные задачи. Действительно, перед полётом БПЛА оснащают фото- и видеокамерами высокого разрешения, в том числе тепловизорами, позволяющими фиксировать изображения в темноте и в плохих погодных условиях, а в дальнейшем передавать информацию оператору для последующего анализа.

Именно, благодаря качественной аппаратуре для съёмки, беспилотники могут обнаруживать даже самые мелкие очаги возгораний. Каждый беспилотник доступен в роли ретранслятора связи, а также как устройство оповещения населённых пунктов. Крупные модели способны не только мониторить обстановку, но и тушить ЛП самостоятельно. Глиссируя, беспилотники набирают воду из водоёма, используя её для ликвидации возгорания. Благодаря дронам МЧС России и Рослесхоз осуществляют непрерывное слежение залесопожарным состоянием леса.

Особо следует сказать о, так называемых дронах-пожарных, стреляющих файерболоми. Над ними работа началась в 2015 году. Проведены испытания гексакоптера Firefly, который заряжался 13 шарами, воспламенявшимися при вылете из устройства. При этом дрон выбрасывал по одному шару через каждые 6 метров в сухую траву, и созданные очаги сливались в единый фронт. И данный фронт можно рассматривать как отжиг, пускаемый навстречу верховому или пожару высокой интенсивности для выжигания лесных горючих материалов перед фронтами таких опасных интенсивных пожаров.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что организация и осуществление лесопожарного мониторинга с использованием БПЛА является сложной научной и прикладной проблемой, разрешение которой требует усилия ответственных структур Рослесхоза и МЧС России и их взаимодействия в данной области.

Литература

5. *Подрезов Ю.В.* Методологические основы прогнозирования динамики и последствий чрезвычайных лесопожарных ситуаций : дисс. на соискание ученой степени доктора сельскохозяйственных наук. Москва : Московский государственный университет леса, 2005.
1. *Подрезов Ю.В.* Особенности обеспечения безопасной эксплуатации авиации в неблагоприятных погодных условиях с использованием способов и средств активных воздействий на атмосферные процессы // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2016. № 5.
2. *Подрезов Ю.В.* Особенности применения беспилотных летательных аппаратов для мониторинга чрезвычайных лесопожарных ситуаций // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2019. № 3.

УДК 355.58 (082)

Особенности применения беспилотников для защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера

Ю.В. Подрезов

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России»
(федеральный центр науки и высоких технологий)

Защита населения и территорий от чрезвычайных ситуаций (далее – ЧС) природного и техногенного характера, согласно российскому законодательству является важнейшей обязанностью нашего государства. Для реализации этой обязанности разработана и введена в действие законодательная база и созданы соответствующие структуры, прежде всего, единая государственная система предупреждения и ликвидации ЧС (далее – РСЧС) и МЧС России. РСЧС предназначена для предупреждения чрезвычайных ситуаций в мирное и военное время, а в случае их возникновения – для ликвидации последствий, обеспечения безопасности населения, защиты окружающей среды и уменьшения ущерба экономике страны. РСЧС включает силы и средства различных министерств и ведомств Российской Федерации для предупреждения и борьбы с ЧС природного и техногенного характера в зонах своей ответственности [1–3].

Для решения стоящих задач перед РСЧС традиционно применяются наземные и авиационные силы и средства, а также спутники, находящиеся на различных космических орбитах.

Применение наземных сил и средств для борьбы с ЧС и, особенно, авиационных является весьма дорогостоящим процессом. Следует отметить, что одним из определенных современных выходов из сложившейся ситуации является организация и осуществление применения беспилотных летательных аппаратов (далее – БПЛА) различных модификаций. БПЛА – это летающий робот, управляемый человеком ди-

станционно с помощью пульта управления или бортового компьютера. Применение БПЛА является, прежде всего, менее дорогостоящим, по сравнению с применением классической авиации [2].

Приведем преимущества использования БПЛА в области защиты населения и территорий от ЧС:

- заметное снижение расходов. Так при использовании БПЛА вместо авиации стоимость работы существенно уменьшается, а также сокращаются средства на содержание штата сотрудников;
- в большинстве случаев отпадает необходимость наличия высококвалифицированного персонала. От работников нужно лишь умение управлять устройством, а также необходимо учесть, что специализированные курсы пилотирования БПЛА длятся всего несколько месяцев;
- маневренность и непритязательность к условиям эксплуатации - прежде всего, беспилотнику не нужна взлетно-посадочная полоса;
- возможность использования даже при плохих погодных и аварийных условиях – беспилотник можно эксплуатировать даже тогда, когда работа обычной авиации угрожала бы жизни летного экипажа или пилота;
- многозадачность устройства – БПЛА могут решать комплексы задач в области защиты населения и территорий от ЧС.

К общим недостаткам беспилотников чаще относят:

- возможность некачественной сборки: при чрезмерном нагреве двигателя вероятен взрыв или остановка посередине пути,
- опасность столкновения. Уже было зафиксировано несколько случаев аварий с участием беспилотников (столкновение с людьми, автотранспортом, другими летательными аппаратами),
- возможность перехвата и перенастройки сигналов управления.

Но БПЛА постоянно совершенствуются и их недостатки со временем нивелируются.

Следует также отметить, что БПЛА одновременно выполняют две основные задачи:

- патрулируют территории зон ЧС;
- снабжают информацией пункты управления и наземные команды, борющиеся с поражающими факторами источников ЧС.

На практике применяют БПЛА, классифицирующиеся по таким параметрам, как размер и «выносливость» аппаратов. По этим признакам выделяют следующие категории беспилотников:

- микро. Вес такого аппарата не превышает 10 кг, длительность полета не более 60 минут, а расстояние полета не превышает 1000 метров;
- мин. вес у аппарата доходит до 50 кг, а высота полета достигает 5 км при продолжительности полета – 5 часов;
- миди. Масса так называемого «среднячка» может доходить до 1000 кг, дальность полета – 10 км, при времени полета – 15 часов;
- макс. По сути, речь идет о полноценных самолетах и вертолетах, лишь управляемых не экипажем, а дистанционно. При этом масса БПЛА, как правило, превышает тонну, а расстояние полета около 20 км при длительности полета более суток.

Все технические характеристики отличаются от модели к модели и зависят прежде всего от предназначения аппарата. К таким характеристикам беспилотников относят следующие:

- взлетную массу – груз, который аппарат способен перемещать;
- максимальную скорость;
- продолжительность полета;
- количество пропеллеров и двигателей;
- мощность аккумулятора;
- размер и массу самого аппарата;
- максимальную высоту полета;
- диапазон рабочих температур;
- точность локации по спутнику.

Важным показателем БПЛА является цена аппарата, зависящая от технических характеристик и размеров. Так устройство класса макси будет стоить больше, чем квадрокоптер для съемки. При этом обычный беспилотник для съемки можно купить в обычном магазине техники. Аппараты специального назначения выпускаются концернами на заказ. При этом в среднем стоимость пожарного БПЛА начинается от 500 000 рублей.

Выпускаются промышленностью гексакоптеры и квадрокоптеры, имеющие самое заметное отличие друг от друга по количеству пропеллеров. Так, у гексакоптера их шесть, а у квадрокоптера – четыре. Аппараты этих видов являются самыми распространенными моделями на рынке, но подходят они для разных

целей.

В зависимости от цели осмотра определяется высота полёта БПЛА:

- 600–800 м – для общего мониторинга,
- 200–400 м – для детального осмотра.

Оснащённый камерами беспилотник выполняет полёт в зоне ЧС и передаёт получаемую информацию оператору в режиме реального времени. В свою очередь задачами оператора-диспетчера являются не только оперативный анализ полученных фото и видео данных, но слежение за передвижением беспилотника и регулировка параметров полёта (учет скорости и направления ветра, удалённости беспилотника от точки старта, слежение за напряжением батарей аккумуляторов и т.д.). Как только БПЛА вошел в зону ЧС, оператор должен перевести управление аппаратом в ручной режим, откорректировать его маршрут для решения возложенных задач.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что применение БПЛА, представляя собой сложную научно-прикладную проблему, существенно повышает возможности наблюдения за зонами ЧС природного и техногенного характера, а также возможности борьбы с поражающими факторами источников таких ЧС.

Литература

1. *Подрезов Ю.В.* Методологические основы прогнозирования динамики и последствий чрезвычайных лесопожарных ситуаций : дисс. на соискание ученой степени доктора сельскохозяйственных наук. Москва : Московский государственный университет леса, 2005.
2. *Подрезов Ю.В.* Особенности применения беспилотных летательных аппаратов для мониторинга чрезвычайных лесопожарных ситуаций // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2019. № 3.
3. *Подрезов Ю.В.* Особенности обеспечения безопасной эксплуатации авиации в неблагоприятных погодных условиях с использованием способов и средств активных воздействий на атмосферные процессы // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций 2016. № 5.

УДК 355.58 (082)

Природные чрезвычайные ситуации, вызванные лесоторфяными пожарами в октябре 2021 года в Свердловской области

Ю.В. Подрезов

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России»
(федеральный центр науки и высоких технологий)

Природные чрезвычайные ситуации (далее – ЧС), вызываемые лесоторфяными и торфяными пожарами, возникают, конечно, реже чем ЧС, вызываемые лесными пожарами. Но такие ЧС наносят большой вред здоровью людей, а порой и приводят к человеческим жертвам, да, и ощутим вред экономике, прежде всего, вследствие задымления больших территорий, включая территории городов и других населенных пунктов. Так, данные Минздравсоцразвития России свидетельствуют о том, что лес торфяные и торфяные пожары летом 2010 г. повлияли на общий показатель смертности за год - в целом за 2010 год количество умерших выросло на 20 тыс. человек сравнению с 2009 годом. Указанными пожарами наносится и значительный ущерб окружающей природной среде. Таким образом, можно сделать вывод о том, что лесоторфяные и торфяные пожары являются серьезной природной опасностью, угрожающей безопасности населения, объектам экономики и окружающей природной среды [1–3].

Что же в лесопирологической литературе относят к лесоторфяным и торфяным пожарам? К ним относят подземные (почвенные) пожары, которые являются разновидностью ландшафтных пожаров, возникающих спонтанно: или по антропогенным причинам – причинам нарушения правил пожарной безопасности людьми, или в результате воздействия лесного пожара, или за счет самовозгорания торфа (в последние годы эта причина наблюдается реже вследствие практически полного прекращения торфоразработок). Почвенный пожар, как правило, развивается в результате «заглубления» огня низового пожара в лесную подстилку и торфяной слой почвы [1–2].

В лесопирологической литературе почвенные пожары подразделяются на подстильно гумусные, при которых горение распространяется на всю толщину лесной подстилки и гумусного слоя, и подземные, или торфяные, при которых горение распространяется по торфянистому горизонту почвы или торфяной залежи под слоем лесной почвы. При таком пожаре сгорают корни, деревья вываливаются и падают, как правило, вершинами к центру пожара. При этом пожарище в большинстве случаев имеет круглую или овальную форму. Сами же торфяные залежи и имеют мощность (глубину) до 5–8 м и более (иногда более десяти метров), а глубина проникновения огня – чаще всего достигает 3 м и более. Следует также отметить,

что скорость распространения огня незначительна – от нескольких десятков сантиметров до нескольких метров – десятков метров, а иногда и более в сутки. Данные исследований свидетельствуют о том, что территориально лесоторфяные и торфяные пожары и вызываемые ими природные ЧС представляют наибольшую опасность для Московской, Тверской и Ленинградской областей, для Дальнего Востока, где расположены большие залежи торфа. Опасны они и для некоторых областей Урала, в частности, для Свердловской области [1–3].

Тяжелая обстановка с лесоторфяными пожарами в Свердловской области сложилась к середине октября 2021 года. Так с 10 октября из-за горящих торфяников улицы юга Екатеринбурга начали затягиваться густым дымом. Здесь для предотвращения ДТП в условиях почти нулевой видимости были перекрыты сразу несколько участков дорог, в том числе выезд на кольцевую дорогу. Местное управление Роспотребнадзора зафиксировало в воздухе превышение вредных веществ. По причине смога и тумана в Екатеринбурге было задержано несколько авиарейсов. Смог от тлеющих торфяников дошел до Югры. Едкий дым не позволял спрятаться горожанам в жилищах – в домах не спасают даже закрытые окна, на улице в нос сразу же бьет волна воздуха, которым невозможно дышать, а глаза начинают слезиться. При этом хуже всех пришлось жителям нижних этажей, где концентрация смога особенно высока.

Сами же пожары характеризовались тем, что огонь ушел на значительную глубину до 5–6 метров, когда даже сильный дождь их не мог бы потушить: он мог намочить верхний слой, прибить дым, но там, где мощная температура, «печка» внутри, падающая сверху влага просто испарялась бы. Но и дождей не было.

А в чем же причина свердловских пожаров? Руководитель Росгидрометцентра Роман Вильфанд считает, что возгоранию способствовала засушливая погода, которая стояла в Уральском регионе с мая по сентябрь. Что, безусловно, верно. В регионе выпало очень мало осадков за летний период: 50–60% от нормы, что привело к иссушению почвы, корни растений не питались влагой и создались условия для возгорания. В МЧС России наиболее вероятной непосредственной причиной возгораний считают поджог неустановленными лицами. Об этом говорится в пресс-релизе регионального ведомства. Проводится пожарно-техническая экспертиза, по итогам которой материалы будут переданы в следственные органы [4, 5].

Когда дым рассеется полностью, никто из представителей местной власти не прогнозирует. При этом они считают, что остановить горение могут только дожди. Тушить пожары начали еще 10 октября – очаг возгорания в круглосуточном режиме продолжали проливать водой. Конечно, ликвидировать горение торфяника очень сложно, так как огонь уходит в глубину, и там создается огромная температура. Как показывает практика борьбы с лесоторфяными пожарами, обычно такие участки разбивают на квадраты и по периметру создают мелиоративные каналы с водой. А вот если охранная работа не проводилась, то при возникновении пожара тушение торфяника осложняется, что связано по мнению экспертов с тем, что мощное горение торфа связано с его пористой структурой.

Наиболее эффективным способом борьбы с лесоторфяными пожарами экспертами признается так называемый «стволовой» способ. «Ствол» – это металлическая труба с просверленным отверстием и заостренным концом, который втыкают в землю. Ствол погружается в землю на определенную глубину, через рукав подается вода, желательна под хорошим напором, а в глубине, в торфяном слое, вода распределяется в разные стороны и происходит «заболачивание» почвы и, соответственно, тушение такого пожара. Это намного эффективнее, чем заливать пожар сверху. Но лучше его предотвращать.

Администрация области вводила режим ЧС локального характера на территории, прилегающей к Солнечному микрорайону Екатеринбурга в районе горения торфа. Главное управление МЧС России по Свердловской области нарастило группировку сил, задействованных в ликвидации торфяных пожаров в Солнечном микрорайоне уральской столицы. Дополнительно здесь действовала аэромобильная группа ГУ МЧС России по Свердловской области в количестве 30 человек [4, 5].

Следует отметить, что наиболее полезным способом и технологией, предупреждающим возникновение лесоторфяных пожаров, было бы применение способа и технологии упреждающего увлажнения искусственными осадками лесоторфяных залежей при возрастании пожарной опасности погодных условий в районах таких залежей. Данный экологически чистый способ основан на электрофизическом методе искусственного осадкообразования. Способ разработан учеными МЧС России, запатентован, прошел многократную натурную экспериментальную проверку в различных географических условиях и доказал свою эффективность [6].

Таким образом, можно сделать вывод о том, что борьба с природными ЧС, вызванными лесоторфяными пожарами, представляет собой достаточно сложную научно-прикладную проблему, решение которой возможно с внедрением и применением современных способов и технологий.

Литература

1. *Подрезов Ю.В.* Особенности возникновения и развития лесоторфяных и торфяных пожаров в Российской Федерации // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2016. № 1.

2. *Подрезов Ю.В.* Особенности борьбы с лесоторфяными и торфяными пожарами в Российской Федерации // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2016. № 3.
3. *Подрезов Ю.В.* Методологические основы прогнозирования динамики и последствий чрезвычайных лесопожарных ситуаций : дисс. на соискание ученой степени доктора сельскохозяйственных наук. Москва : Московский государственный университет леса, 2005.
4. https://pogoda.mail.ru/news/48373056/?frommail=1&exp_id=828/
5. <https://radiosputnik.ria.ru/20211014/smog-1754505892.html>.
6. *Подрезов Ю.В.* Обобщенный анализ современных способов и средств управления атмосферными процессами // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2016. № 6.

УДК 551.509.68

Особенности разработки системы мониторинга лесных пожаров
с использованием группировки беспилотных летательных аппаратов

Р.К. Анойкин

Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России (федеральный центр науки и высоких технологий)

Всестороннее исследование разработки онлайн-системы мониторинга и диагностики лесных пожаров (далее – ЛП) для оперативного реагирования является актуальной задачей для МЧС России в связи с со стохастичностью и особенностями моделирования динамики лесных пожаров различных видов.

Возможно создание системы тактического мониторинга лесных пожаров на базе многоцелевых беспилотных летательных аппаратов (далее – БПЛА), которая должна выполнять функции обнаружения, мониторинга и слежения за динамикой ЛП.

Необходимо использовать несколько БПЛА для обнаружения и слеживания динамикой ЛП, измерения их параметров и прогнозирования их будущего развития. В целом, система мониторинга лесных пожаров должна предоставлять информацию в реальном времени лицам, ответственным за принятие решений, для планирования действий по ликвидации ЛП. В дальнейшем, в случае применения специальных аппаратов, БПЛА могут быть сразу задействованы и для тушения пожара.

В целом работу системы можно разбить на три последовательных этапа: поиск пожара, подтверждение наличия пожара и наблюдение за динамикой ЛП. Предполагается, что каждый БПЛА будет выполнять определенную миссию на каждом этапе: патрулирование, подтверждение, мониторинг динамики пожара.

В систему могут входить следующие компоненты: несколько оснащенных бортовыми датчиками БПЛА, инфраструктура и оборудование для управления БПЛА, специальные методы дистанционного зондирования и обработки изображений и сигналов, выделенный наземный пункт управления специальными алгоритмами, решающие задачи обнаружения, слеживания, диагностики и прогнозирования пожаров [1].

Общие требования к используемым БПЛА должны быть следующие: возможность всепогодной работы, определение положения на местности, автономность навигации, способность к работе в группе БПЛА, наличие полезной нагрузки, способность к обмену информацией [1].

В патрульной миссии каждый задействованный БПЛА имеет свой собственный план полета, который содержит заранее запланированный трафик в виде последовательности путевых точек. Летя по заранее запланированному маршруту, БПЛА наблюдает за местностью с помощью бортовых датчиков и пытается автоматически выявлять возгорания. План полета, как правило, сильно ограничен из-за некоторых технических возможностей БПЛА, таких как продолжительность полета, дальность, высота, разрешение датчика и т.д. В зависимости от размера и характеристик области наблюдения разное количество БПЛА может участвовать в патрульной миссии одновременно по своим заранее запланированным маршрутам [1].

После обнаружения пожара начинается миссия подтверждения. В одном из вариантов патрульный БПЛА, обнаруживший пожар, может продолжить патрулирование, но должен дать специальный сигнал на пункт управления. Другие БПЛА с возможностью зависания должны быть отправлены к месту обнаружения пожара для зависания на безопасном расстоянии и подтверждения его наличия. Также можно воспользоваться вариантом изменения заранее запланированных траекторий, патрулирующих БПЛА на облет обнаруженного места возгорания, чтобы подтвердить пожар. Если обнаруженный пожар не подтверждается, патрульные БПЛА возобновляют свою миссию по наблюдению за регионом [1].

Если пожар подтверждается, запускается миссия по мониторингу динамики ЛП. Эта миссия обычно требует обработки информации, полученной БПЛА с разных углов наблюдения, поэтому для выполнения

миссии необходимо задействовать несколько БПЛА. Это позволяет постоянно получать информацию о пожаре. Требуемые оценки характеристик пожара должны быть доставлены лицам, принимающим решения на пункт управления, через наземную станцию, чтобы лучше организовать тушение пожара. С учетом того, что выполняемые задачи различаются по целям и требованиям, необходимы БПЛА разных типов, управляемых из единого наземного пункта управления [1].

Основная цель мониторинга лесных пожаров - постоянное получение информации, необходимой для приближенной модели распространения пожара для прогнозирования будущего развития ЛП. Известно, что на распространение огня влияет ряд факторов, включая погодные условия, топливную нагрузку и топографию [1–6].

Только несколько важных переменных для модели распространения огня поддаются непосредственному измерению. Например, датчики погоды сообщают нам температуру, влажность, скорость и направление ветра. Данные, накопленные в географической информационной системе, предоставляют информацию о типе растительности, рельефе местности, параметрах почвы.

С помощью методов дистанционного зондирования есть возможность получения оценки важных параметров, которые необходимы для моделирования (прогнозирования) распространения пожара: класс пожарной опасности погодных условий на рассматриваемом лесном участке; класс горимости лесной растительности на рассматриваемом лесном участке; вид ЛП; интенсивность горения; влажность лесных горючих материалов; размеры периметра ЛП и ряд других характеристик [2–6].

Таким образом, применение группы БПЛА в системе мониторинга лесных пожаров с использованием беспилотных летательных аппаратов для мониторинга лесопожарной обстановки позволяет повысить эффективность лесопожарного мониторинга.

Литература

1. *Zharikova M., Sherstjuk V., SokolI.* Forest Fire-Fighting Monitoring System Based on UAV Team and Remote Sensing // IEEE 38th International Conference on Electronics and Nanotechnology 2018. P. 664
2. *Подрезов Ю.В.* Методологические основы прогнозирования динамики и последствий чрезвычайных лесопожарных ситуаций : дисс. на соискание ученой степени доктора сельскохозяйственных наук. Москва : Московский государственный университет леса, 2005. - 395с.
3. *Подрезов Ю.В., Шахраманьян М.А.* Методологические основы прогнозирования динамики чрезвычайных лесопожарных ситуаций : монография. Издание первое. Москва : ВНИИ ГОЧС, 2001. - 266 с.
4. *Подрезов Ю.В., Шахраманьян М.А.* Методологические основы прогнозирования последствий чрезвычайных лесопожарных ситуаций : монография. Издание первое. – Москва : ВНИИ ГОЧС, 2001. 246 с.
5. *Подрезов Ю.В.* Математическое моделирование прогнозирования динамики чрезвычайных лесопожарных ситуаций. Научная сессия МИФИ-2000 : сборник научных трудов. В 13 томах. Т. 5. Москва : МИФИ, 2000.
6. *Подрезов Ю.В.* Методологические основы прогнозирования динамики чрезвычайных лесопожарных ситуаций // Проблемы безопасности при чрезвычайных ситуациях». Выпуск № 3. Москва : ВИНТИ, 2000.

УДК 614.8

Особенности комплексного анализа рисков обнаружения отдельных объектов гражданской обороны средствами технического мониторинга заинтересованных структур

В. С. Путин, В.В. Сериков

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России»
(федеральный центр науки и высоких технологий)

Для комплексного анализа рисков обнаружения отдельных объектов в настоящее время используется орбитальная группировка космических аппаратов мониторинга США (таблица 1) [1, 2].

Космический мониторинг дает возможность в сжатые сроки добывать информацию, охватывая многократно в течение длительного времени большие пространства земной поверхности.

В полете обычно находятся несколько американских спутников, которые ежедневно 8–12 раз пролетают над территориями всех стран.

Орбитальная группировка космических аппаратов мониторинга США

Системы	Количество и тип КА
Системы мониторинга	
Видового оптоэлектронного мониторинга	2 KH-11, TacSat-3, ORS, KestrelEye
Видового радиолокационного мониторинга	3 Lacrosse, 4 Ferret-D, 20 SSU, Shale, Vortex
Радиотехнического мониторинга	Ferret-D, SSU, SSU-2, SSU-3, SSU-4
Радио- и радиотехнического мониторинга	Vortex, Mercury Magnum, Orion, Mentor, Intruder, Jumpseat-2, Jumpseat-3, TacSat-4
Космическая система мониторинга IMEWS (Irish Maternity Early Warning System)	8 IMEWS (из них 5 находятся в оперативном использовании)
Система мониторинга ядерных взрывов	В качестве космического компонента используются установленные на борту спутников различного назначения (например, NAVSTAR) специальные комплексы датчиков и аппаратуры передачи данных
Космическая навигационная система	
Космическая радионавигационная система NAVSTAR	В состав космического компонента входят 29 КА (из них 24 в оперативном использовании)
Топогеодезическая, метеорологическая и контроля окружающей среды системы	
Система контроля окружающей среды	В состав космической группировки входят 6 КА Block-5D, 6 КА NOAA, 4 КА GOES
Топогеодезическая система Министерства обороны	Развернута на базе КА GOES-3, LAGEOS-1
Океанографическая система	Развернута на базе КА OrbView-2, SiStar. Также задействуются метеорологические КА
Система мониторинга природных ресурсов Земли	Развернута на базе 3 КА Landsat-
Спутниковые системы связи	
Система стратегической связи министерства обороны	DSCS-3, WGS
Объединенная система стратегической и тактической связи	MilStar-1, MilStar-2, AEFH
Система связи BBC (AFSatCom)	Использует каналы связи через КА типов FLTSATCOM, UFO, MilStar, SDS, DSCS, WGS
Система тактической узкополосной связи BMC, BBC и CB	UFO, MUOS, TacSat-4
Система передачи данных SDS	7 КА SDS
Система слежения и ретрансляции данных TDRSS	7 КА TDRS
Коммерческие космические системы связи	Геостационарные КА типов SATCOM, GStar, Telexu, PanAmSat, Aurora, Iridium и др. (часть каналов в ретрансляторах арендуется ВС США у различных американских фирм)
Системы контроля космического и воздушного пространства	
Система контроля космического пространства BBC Spacetrack. Система контроля космического пространства BMC SPASUR. Радиолокационная станция контроля космического пространства CB ALTAIR. Вспомогательные средства	
Контрольно-измерительные комплексы и управление космическими средствами	
Контрольно-измерительные комплексы в составе BBC (обеспечивают управление 80% КА), BMC, CB. Национального управления США по авиации и исследованию космического пространства (NASA) и Национального управления по океанографии и метеорологии (NOAA).	

В полете обычно находятся несколько американских спутников, которые ежедневно 8 - 12 раз пролетают над территориями всех стран.

Предложен алгоритм проведения анализа рисков, рассмотрены основные составляющие этапы анализа.

Этапы анализа рисков

Анализ рисков – это деятельность в сфере науки и управления, состоящая из этапов научных исследований, целью которых является определение точных, достоверных характеристик риска, их обоснованности, а также выработке мер по их снижению.

Величина среднего риска определяется базовой формулой:

$$R = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m g_{ij}(V) * P_j * P_i(j, z_j) * X_i,$$

где P_i – вероятность получения ущерба в результате наступления неблагоприятного события i -го типа;

P_j – вероятность наступления неблагоприятного события j -го типа;

X_i – величина ущерба;

R – количественная мера риска (выражается в тех же показателях, что и ущерб);

n – число возможных вариантов ущерба при наступлении любого неблагоприятного события (включая ущерб, равный нулю);

$g_{ij}(V)$ – вероятность выбора объектом ситуации с вероятностью наступления неблагоприятного события P_j и законом распределения ущерба $P_i(j, z_j)$, зависящим от принятых защитных мер z_j .

Для анализа рисков используется следующая шкала (таблица 2).

Таблица 2

Эмпирическая шкала уровня риска

Значения уровней риска	Уровни риска
0,0–0,1	Самый малый
0,1–0,3	Малый
0,3–0,4	Средний
0,4–0,6	Высокий
0,6–0,8	Самый высокий
0,8–1,0	Критический

В современных условиях существенным образом возрастают риски и их роль в устойчивом управлении отдельными объектами гражданской обороны.

Чтобы быть на уровне современных требований, необходимо постоянно совершенствовать структуру органов и отдельных объектов гражданской обороны, добиваться оснащения их новейшими техническими средствами связи и управления, совершенствовать организацию и методы работы всех должностных лиц, развивать и обобщать опыт теории и практики управления гражданской обороной, улучшать систему подготовки руководящего состава.

Литература

1. Волков С. Космос как поле для битвы (Часть 1) // Воздушно-космическая оборона (Электронный ресурс) – URL: <http://www.vko.ru/konceptii/kosmos-kak-pole-dlya-bitvy-1> (дата обращения 15.10.2021).
2. Стрелюк Ю.В. Военная активность в околоземном пространстве. Противоспутниковые системы (Электронный ресурс). – Москва : Центр по изучению проблем разоружения, энергетики и экологии при МФТИ. – URL: <http://www.armscontrol.ru/course/lectures05a/yvs050428t.htm> (дата обращения 15.10.2021).

УДК 355.58 (082)

Особенности защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного характера с использованием способов активных воздействий на атмосферные процессы

Ю.В. Подрезов

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России»
(федеральный центр науки и высоких технологий)

Для защиты населения и территорий от поражающих факторов источников чрезвычайных ситуаций (далее – ЧС) природного характера, используются традиционные, применяемые в течение нескольких десяти-

тилетий и более технологии и способы. Указанные технологии и способы постоянно совершенствуются с развитием аппаратуры и техники. Речь идет о борьбе лесными пожарами; наводнениями; сильными и продолжительными осадками (в виде дождя и снега); туманами; сильными ветровыми нагрузками (шторма, ураганы, смерчи и т.п.); засухой и др.

Развитие науки и техники позволило ученым ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ) МЧС России в конце XX века – начале XXI века разработать достаточно универсальные технологии и способы предупреждения и ликвидации целого ряда опасных природных процессов, приводящих к природным ЧС с использованием способов активных воздействий на атмосферные процессы.

В основе указанных технологий и способов лежит экологически чистый электрофизический (электрический) метод, суть которого в создании конвективного тока легких обводненных ионов кислорода, образующихся при «тихом» коронном разряде в результате избирательной ионизации воздуха специальными ионизаторами. Управление атмосферными процессами заключается в создании управляемых локальных конвективных ячеек для достижения необходимых целей защиты населения и территорий от ЧС природного характера. В Роспатенте запатентованы: “Способ локального воздействия на метеорологические процессы в атмосфере Земли, устройство и техническая система для его реализации” (RU №2297758 C1); “Способ управления атмосферными процессами” (RU №.2218750 C2); “Система предупреждения и ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций (RU №33824 U1). Имеется санитарно-эпидемиологическое заключение (сертификат) №77.01.09.802.П.07000.04.4 от 01.04.04 г. Госсанэпиднадзора на ионизатор воздуха типа “ГИОНК”. Исследования одобрены Российской академией наук [1–4].

Разработанные технологии и способы позволяют защищать площадные объекты (далее – защищаемые объекты) от различных природных опасностей – сильных (ливневых) осадков (в виде дождя и снега), засух, природных пожаров (лесных, степных, торфяных, ландшафтных), туманов, дымки, смога, сильных ветров (ураганов, штормов, шквалов, селей, оползней и т.п.).

Заданная цель от начала воздействий на атмосферные процессы достигается не более чем через трое суток (от нескольких часов до трех суток) в зависимости от исходной метеоситуации.

Для реализации технологий и способов необходимо создание системы предупреждения и ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций (далее – Системы).

Система включает:

- Центральный пункт управления (далее – ЦПУ);
- периферийные пункты управления (далее – ППУ) – стационарные и стационарно-мобильные пункты управления, располагающиеся на постоянной основе в местах указанных Заказчиком работ (по согласованию);
- выездные (мобильные) пункты управления (далее – ВПУ) – и стационарно-мобильные пункты управления (стационарные), располагающиеся на время выполнения работ в местах указанных Заказчиком работ (по согласованию);
- комплекс специальных ионизаторов (далее – Комплекс) стационарных или мобильных;
- подвижные источники электропитания (бензоагрегаты, дизельные электростанции и т.п.) мощностью до 1–2 кВт каждый, прежде всего, для ППУ (при отсутствии необходимого стационарного электропитания), а также для ВПУ и каждого ионизатора;
- средства связи на каждый ионизатор (средства связи должны быть мобильными – мобильный телефон или любая УКВ радиостанция, работающая на дальности до 20–100 км).

Комплекс специальных ионизаторов состоит из:

- 5 стационарных, или мобильных, или мобильно-стационарных специальных ионизаторов или их комбинации;
- 5 резервных электронных блоков специальных ионизаторов.

К основным возможным областям применения системы локального управления атмосферными процессами на базе специальных ионизаторов целесообразно, прежде всего, отнести возможности по предупреждению и ликвидации чрезвычайных ситуаций природного характера, а, именно:

- снижение классов пожарной опасности погодных условий для территорий с лесными участками, за счет предварительного увлажнения (полива) данных участков леса искусственными осадками, и, тем самым, снижения риска возникновения лесных и, в целом, ландшафтных пожаров;
- снижение классов пожарной опасности погодных условий над степными территориями, за счет предварительного увлажнения (полива) данных участков степи искусственными осадками, и, тем самым, снижения риска возникновения степных пожаров;
- снижение классов пожарной опасности погодных условий для территорий с торфяными участками, за счет их предварительного увлажнения;
- снижение классов пожарной опасности погодных условий для территорий с лесоторфяными участками за счет предварительного увлажнения (полива) данных участков искусственными осадками, и тем самым снижения риска возникновения лесоторфяных пожаров;

- тушение лесных, степных, торфяных, лесоторфяных и ландшафтных пожаров искусственными осадками;
- предотвращение ливней, сильных и продолжительных дождей;
- предотвращение сильных снегопадов, сильных метелей;
- предотвращение наводнений, вызываемых ливнями и продолжительными дождями;
- предотвращение ураганов и сильных ветров, тайфунов, штормов, шквалов;
- предотвращение селей и оползней, вызываемых сильными или продолжительными осадками;
- предупреждение и ликвидация туманов, дымки, смога;
- создание хорошей безоблачной или малооблачной погоды.

Возможно применение технологий и способов управления атмосферными процессами на базе специальных ионизаторов и для обеспечения безопасной и безаварийной эксплуатации воздушного, наземного (автомобильного, железнодорожного), морского и речного видов транспорта, а также обеспечения туристического бизнеса, спортивных соревнований и сельскохозяйственного производства и ряд других возможностей [2].

Таким образом, можно сделать вывод о том, что широкое внедрение и использование универсальных экологически чистых технологий и способов предупреждения и ликвидации целого ряда опасных природных процессов, приводящих к природным ЧС с использованием способов активных воздействий на атмосферные процессы, значительно повысит защищенность населения и объектов экономики от поражающих факторов опасных природных процессов.

Литература

1. *Подрезов Ю.В.* Методологические основы прогнозирования динамики и последствий чрезвычайных лесопожарных ситуаций : дисс. на соискание ученой степени доктора сельскохозяйственных наук. Москва : Московский государственный университет леса, 2005.
2. *Подрезов Ю.В.* Особенности обеспечения безопасной эксплуатации авиации в неблагоприятных погодных условиях с использованием способов и средств активных воздействий на атмосферные процессы // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2016. № 5.
3. *Подрезов Ю.В.* Обобщенный анализ современных способов и средств управления атмосферными процессами // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2016. № 6.
4. *Подрезов Ю.В., Ермаков С.Г.* Новые методические подходы к защите населения и территорий // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2020. № 4.

УДК 355.58 (082)

Особенности защиты объектов атомной энергетики от поражающих факторов лесных пожаров

Е.Г. Касперович

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России»
(федеральный центр науки и высоких технологий)

Согласно пункту 8 статьи 4 Федерального закона РФ от 30.12.2009 № 384-ФЗ «Технический регламент о безопасности зданий и сооружений» к зданиям и сооружениям повышенного уровня ответственности относятся здания и сооружения, отнесенные в соответствии с Градостроительным кодексом Российской Федерации к особо опасным, технически сложным или уникальным объектам. Ст. 48.1. Особо опасные, технически сложные и уникальные объекты (Градостроительный кодекс РФ № 190-ФЗ от 29.12.2004).

Летом 2021 года межрегиональный режим ЧС был введен в Мордовии и Нижегородской области из-за лесных пожаров, начавшихся в заповеднике в Темниковском районе, затем огонь перекинулся за периметр особо охраняемого закрытого территориального образования «Саров». Выгорело более 4300 гектаров леса. В борьбе со стихией участвовали аэромобильные группы МЧС России нескольких регионов, сотрудники Росгвардии, вертолеты Ми-8, самолет-амфибия Бе-200ЧС и два пожарных поезда. Площадь активного горения составляла более 50 га, численность привлеченной наземной группировки превысила 1000 человек. Последний раз такие масштабные лесные пожары в этом регионе происходили летом 2010 года.

Сегодня в России тушение природных пожаров не является законодательно закрепленной функцией МЧС России. Полномочия по охране лесов, в том числе тушение лесных пожаров, возложены на Рослесхоз и арендаторов лесных участков, а также на органы исполнительной власти субъектов Российской Федерации. Силы и средства МЧС России привлекаются для тушения пожаров, возникших вблизи населенных пунктов, когда существует угроза жизни и здоровью людей, а также безопасности потенциально опасных

объектов и других объектов экономики. Это касается и объектов атомной энергетики, причем, в первую очередь.

Основным последствием воздействия лесных пожаров на объекты атомной энергетики является угроза их повреждения или уничтожения с последующим развитием радиоактивной аварии. Так, например, в результате аварии на Чернобыльской атомной электростанции, произошедшей в 1986 году, были загрязнены долгоживущими радионуклидами: цезием-137 (Cs-137), стронцием-90 (Sr-90), плутонием-239 (Pu-239) значительные площади лесов на территории России, Украины и Белоруссии. В Российской Федерации территории с плотностью загрязнения почвы радиоцезием более 1 Ки/кв. км выявлены в 17 областях и республиках. По общей площади этих территорий загрязненные радионуклидами земли составили: Тульская – 39,7; Орловская – 31,2; Брянская – 17,3; Рязанская – 13,0; Калужская – 11,7; Пензенская – 9,6; Мордовия – 6,3; Белгородская – 6,0; Липецкая – 6,1; Курская – 4,0; Ульяновская – 2,9; Воронежская – 2,2 %. В Нижегородской, Саратовской, Смоленской, Ленинградской, Тамбовской областях загрязненные радионуклидами земли составляли от 0,02 до 1,0 % общей их площади.

Лесные пожары на загрязненных радионуклидами территориях – серьезная проблема затрагивающая благополучие тысяч людей в нескольких странах. Последствия лесных пожаров могут ухудшить состояние окружающей среды обширных регионов. При оценке опасности лесных пожаров в загрязненных радионуклидами лесах первостепенное значение приобретают факторы, ранее практически не учитывавшиеся в противопожарной охране лесов: твердые и газообразные продукты горения лесных горючих материалов (далее - ЛГМ), их количество, удельная радиоактивность, объемы дымовых выбросов. Образующиеся при лесных пожарах на загрязненной радионуклидами территории в зонах отчуждения и отселения продукты сгорания ЛГМ: зола, недожог, дымовые аэрозоли являются открытыми источниками ионизирующего излучения, концентрация радионуклидов в золе и недожоге составляет сотни тысяч и миллионы беккерелей на 1 кг их массы (или $n_{10,-6}$ - $n_{10,-5}$ Ки/кг). Следовательно, пожары, генерирующие открытые источники ионизирующего излучения с уровнем загрязнения радиоактивных отходов и массой в сотни и тысячи килограммов на 1 га лесной площади, правомерно называть радиоактивными лесными пожарами.

Таким образом, можно сделать вывод о необходимости оценки рисков воздействия поражающих факторов источников чрезвычайных лесопожарных ситуаций – лесных пожаров на потенциально опасные объекты, прежде всего, на объекты атомной энергетики расположенные на лесной площади

Литература

1. Градостроительный кодекс РФ № 190-ФЗ от 29.12.2004.
2. Федеральный закон РФ № 384-ФЗ от 30.12.2009 «Технический регламент о безопасности зданий и сооружений».
3. ГОСТ Р 22.1.09-99 Безопасность в чрезвычайных ситуациях Мониторинг и прогнозирование лесных пожаров Общие требования.
4. Федеральная служба лесного хозяйства России Приказ от 1.06.1995 № 83 «О введении в действие Руководства по противопожарному устройству лесов, загрязненных радионуклидами».
5. <https://rg.ru/2021/08/10/reg-pfo/ogon-ot-lesnyh-pozharov-iz-mordovii-potushili-na-podstupah-k-sarovu.html>

УДК 355.58 (082)

Особенности оценки опасностей лесных пожаров для критически важных объектов, расположенных на лесной площади с использованием современных и перспективных беспилотных летательных аппаратов

Р.А. Сафаров

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России»
(федеральный центр науки и высоких технологий)

На лесной площади нашей страны расположено множество объектов, которые относят, в соответствии с законодательством Российской Федерации, к критически важным объектам (далее – КВО). Причины для размещения КВО на лесной площади достаточно много: это и производственные аспекты, и экологические аспекты, и аспекты военного характера, и ряд других.

Какие объекты следует относить к КВО было достаточно долгий период времени научно-исследовательской проблемой. Ответ на это вопрос дал Федеральный закон «О защите населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера». Он закрепляет следующее понятие определения «критически важный объект»: Под КВО следует понимать объект, нарушение или прекращение функционирования которого приведет к потере управления экономикой Российской Федерации, субъекта

Российской Федерации или административно-территориальной единицы субъекта Российской Федерации, ее необратимому негативному изменению (разрушению) либо существенному снижению безопасности жизнедеятельности населения.

Проще говоря, к КВО относятся: крупные гидроузлы, химические и металлургические производства, атомные электростанции, различные предприятия нефтегазового, ядерно-топливного и оборонного комплекса, а также надводные и воздушные транспортные системы.

Критерии отнесения тех или иных объектов к категории критически важных разрабатываются в настоящее время в МЧС России и, более конкретно в ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ).

Постановление Правительства РФ от 14 августа 2020 г. № 1225 “Об утверждении Правил разработки критериев отнесения объектов всех форм собственности к критически важным объектам” устанавливает категории значимости критически важных объектов. В нем установлены КВО федерального уровня значимости, регионального уровня значимости и муниципального уровня значимости. При этом, к КВО:

- федерального уровня значимости относятся объекты, нарушение или прекращение функционирования которых приведет к потере управления экономикой 2 и более субъектов Российской Федерации, ее необратимому негативному изменению (разрушению) либо существенному снижению безопасности жизнедеятельности населения 2 и более субъектов Российской Федерации;

- регионального уровня значимости относятся – объекты, нарушение или прекращение функционирования которых приведет к потере управления экономикой субъекта Российской Федерации, ее необратимому негативному изменению (разрушению) либо существенному снижению безопасности жизнедеятельности населения субъекта Российской Федерации;

- муниципального уровня значимости относятся объекты, нарушение или прекращение функционирования которых приведет к потере управления экономикой административно-территориальной единицы субъекта Российской Федерации, ее необратимому негативному изменению (разрушению) либо существенному снижению безопасности жизнедеятельности населения административно-территориальной единицы субъекта Российской Федерации [1].

Следует отметить, что под существенным снижением безопасности жизнедеятельности населения понимается обстановка, которая возникла вследствие нарушения или прекращения функционирования объекта и при которой на определенной территории невозможно проживание людей, а также обстановка, которая возникла в связи с гибелью или повреждением имущества граждан, с угрозой их жизни или здоровью.

Следует отметить, что КВО, расположенные на лесной площади, нередко подвергаются опасности воздействия поражающих факторов лесных пожаров, особенно в летние периоды, что связано с высокими температурами окружающего атмосферного воздуха, достаточно частым отсутствием осадков, нарушениями мер лесопожарной безопасности, прежде всего, населением (при посещении лесов) и рядом других факторов [2–4].

Для решения задач оценки опасности ЛП и ЧЛС для КВО применяются наземные и авиационные силы и средства, а также спутники, находящиеся на различных космических орбитах.

Следует отметить, что применение наземных сил и средств для мониторинга опасностей ЛП и ЧЛС для КВО и, особенно, авиационных является достаточно дорогостоящим процессом. Одним из современных выходов из сложившейся ситуации является организация и осуществление применения беспилотных летательных аппаратов (далее – БПЛА) различных модификаций. БПЛА по сути представляет из себя летающий робот, управляемый человеком дистанционно с помощью пульта управления или бортового компьютера. Применение БПЛА является, прежде всего, менее дорогостоящим, по сравнению с применением классической авиации [3].

Преимуществами в использовании БПЛА оценки опасности ЛП и ЧЛС для КВО являются:

- заметное снижение расходов. Так при использовании БПЛА вместо авиации стоимость работы существенно уменьшается, а также сокращаются средства на содержание штата сотрудников;

- маневренность и неприязательность к условиям эксплуатации - прежде всего, беспилотнику не нужна взлетно-посадочная полоса;

- возможность использования даже при плохих погодных и аварийных условиях – беспилотник можно эксплуатировать даже тогда, когда работа обычной авиации угрожала бы жизни летного экипажа или пилота.

Также важным показателем БПЛА является цена аппарата, которая зависит от технических характеристик и размеров, но она значительно меньше цены классической авиации – самолетов и вертолетов. Особенно БПЛА выигрывает при их эксплуатации. Действительно, стоимость эксплуатации любой авиационной техники существенно выше стоимости эксплуатации беспилотников.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что применение БПЛА, представляя собой сложную научно-прикладную проблему, существенно повышает возможности оценки опасности ЛП и ЧЛС для КВО.

Литература

1. Постановление Правительства РФ от 14 августа 2020 г. № 1225 “Об утверждении Правил разработки критериев отнесения объектов всех форм собственности к критически важным объектам”
2. *Подрезов Ю.В.* “Методологические основы прогнозирования динамики и последствий чрезвычайных лесопожарной ситуаций : дисс. на соискание ученой степени доктора сельскохозяйственных наук. Москва : Московский государственный университет леса, 2005.
3. *Подрезов Ю.В.* Особенности применения беспилотных летательных аппаратов для мониторинга чрезвычайных лесопожарной ситуаций // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2019. № 3.
4. *Подрезов Ю.В.* Особенности обеспечения безопасной эксплуатации авиации в неблагоприятных погодных условиях с использованием способов и средств активных воздействий на атмосферные процессы // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2016. № 5.

УДК 355.587

Результаты оценки экспресс-методами биостойкости бетона марки В20, обработанного новыми антисептическими составами в интересах повышения сроков службы убежищ гражданской обороны

А.В. Сафонов

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Всероссийский научно-исследовательский институт по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России»
(федеральный центр науки и высоких технологий)

Перед гражданской обороной (далее – ГО) нашей страны нормативными правовыми документами Российской Федерации закреплено пятнадцать задач. Одной из них является предоставление населению средств индивидуальной и коллективной защиты [1].

К средствам коллективной защиты в специальной литературе относят защитные сооружения ГО (далее – ЗС ГО) – убежища, укрытия и противорадиационные укрытия. Указанные сооружения являются специальными сооружениями, которые предназначаются для защиты населения, личного состава сил, а также техники и имущества ГО от воздействия средств нападения потенциального противника [2].

По результатам инвентаризации защитных сооружений ГО в 2018 году, была выявлена низкая степень готовности их фонда.

Одной из основных причин неготовности ЗС ГО являются нарушения правил их эксплуатации, прежде всего, несоблюдение температурно-влажностного режима и, как следствие этого, – развитие коррозии арматуры и разрушение бетона, усугубляемые биокоррозией. Причем, наблюдаемые в ряде случаев размеры указанных повреждений порой весьма значительны, что приводит к необходимости серьезных финансовых вложений для приведения сооружений в работоспособное состояние.

Следует отметить, что основными биодеструкторами бетонов являются бактерии, грибы, водоросли, лишайники, мхи, растения, насекомые и т.п. Заселение и развитие этих живых организмов на бетонных поверхностях приводит не только к внешним биоповреждениям, но и к существенному ухудшению физико-технических свойств материалов, вплоть до их разрушения.

Поэтому был разработан новый эффективный специальный состав для консервации ЗС ГО от коррозии и разрушения бетона вследствие несоблюдения температурно-влажностного режима, усугубляемого биокоррозией, а также для защиты деревянного имущества, хранимого в указанных сооружениях, с учетом особенностей эксплуатации ЗС ГО [3].

Основные требования, предъявляемые к экспресс-методам испытаний по оценке устойчивости материалов к воздействию биодеструкторов, должны обеспечивать: надежность метода, высокую воспроизводимость полученных результатов, малую длительность и низкую стоимость испытаний, а также максимальную приближенность условий лабораторных испытаний к условиям природной биодеградации материалов. Лабораторные методы испытаний материалов на устойчивость к воздействию микроорганизмов должны опираться на унифицированные и однозначные критерии оценки биостойкости материалов. Экспресс-методы испытания материалов на биостойкость по способу, заложенному в основе определения степени поражения и контаминации различных материалов, в общем виде можно разделить на следующие четыре группы: физические, химические, биохимические, микробиологические. Классификация эта довольно условная, так как часто разные подходы применяются в одной и той же методике оценки строительных материалов на биостойкость.

К основным методам структурного анализа строительных материалов при оценке их биостойкости относятся: инфракрасная и электронная микроскопия, рентгенография, спектрофотометрия, фотоколориметрия. Микроскопические методы основаны на измерении спектров поглощения материалом излучений в

видимой, ультрафиолетовой и инфракрасной областях спектра. Среди химических экспресс-методов исследования биоповреждений строительных материалов, кроме собственно химических, в специальной литературе в основном представлены различные хроматографические методики. Биохимические методы при оценке биологического разрушения материалов позволяют использовать критерии, основанные на изучении метаболизма микромицетов в процессе биодеструкции строительных материалов. При этом определяются ферментная активность микроорганизмов и количество их метаболитов (аминокислот, карбоновых кислот и др.) как критерии биоповреждения материалов.

Существуют методы исследования образцов материалов на биостойкость в промышленных сооружениях систем биологической очистки сточных вод, содержащих биологически активную среду (далее - БАС): аэротенки и в технологических сооружениях для охлаждения воды (градирни). Привлекательность и целесообразность использования промышленных сооружений для испытания материалов на биостойкость обусловлено тем, что в них создаются условия, оптимальные для роста и развития микроорганизмов. Кроме того, в отличие от других методов, промышленные сооружения позволяют испытывать на биостойкость крупногабаритные образцы строительных материалов. Известен метод испытаний образцов строительных материалов в очистных сооружениях биологической очистки сточных вод в условиях воздействия биологически активной среды – активный ил. Для этих целей наиболее привлекательно применение аэротенков.

Это обусловлено тем, что в них создаются условия, наиболее оптимальные для роста и развития микроорганизмов. Микробная масса в аэротенке пребывает во взвешенном состоянии в виде отдельных хлопьев, представляющих собой зоогельные скопления микроорганизмов, простейших и более высокоорганизованных представителей фауны (коловратки, черви, личинки насекомых), а также водных грибов и дрожжей. Этот биоценоз микроорганизмов, развивающихся в аэробных условиях на органических загрязнениях, содержащихся в сточной воде, получил название *активного ила*. Доминирующая роль в нем принадлежит различным группам бактерий, одноклеточным подвижным микроорганизмам с достаточно прочной внешней мембраной, способным не только извлекать из воды и разлагать растворенные и взвешенные в ней органические вещества, но и самоорганизовываться в колонии – хлопья. Среди известных схем работы аэротенков для решения поставленной задачи предпочтительнее использовать аэротенк-вытеснитель ввиду возможности выбора различных условий испытаний (из-за разной нагрузки на активный ил по длине аэротенка). В ходе проведения испытаний исследуемые образцы материалов помещались в среду аэротенка на 28 суток. Биостойкость образцов минеральных строительных материалов в соответствии с ГОСТ 25881-83 определяли по потере массы до и после экспозиции в активной среде – результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1

Результаты испытаний

Результаты испытаний образцов-кубиков из бетона с покрытием (составы 1-3), без покрытия (составы 4-6)						
№ состава	1–11 см	2–12 см	3–13 см	4–14 см	5–15 см	6–16 см
Размер образца	10×10×10	10×10×10	10×10×10	10×10×10	10×10×10	10×10×10
Плотность, г/см ³	2,11	1,97	2,16	1,88	1,91	2,03
Масса, кг	2,42	2,25	2,41	1,98	2,15	2,19
Потеря массы, %						
30 сут	0,00	0,00	0,00	0,00	0,11	0,00
60 сут	0,00	0,21	0,19	0,56	0,63	0,44
Внешний вид	трещин, вздутий, раковин, обрастаний не обнаружено	трещин, вздутий, раковин, обрастаний не обнаружено	трещин, вздутий, раковин, обрастаний не обнаружено	трещины вздутия –+	трещины вздутия обрастания ++	трещины вздутия обрастания ++

Составы: 1 – СЛОП плюс биоцид, 2 – ЛВГ плюс биоцид, 3 – ТВГ плюс биоцид (толщина покрытия 0,1–2,0 мм, глубина пропитки 0,1–0,5 мм).

Таким образом, можно сделать вывод о том, что новые составы обладают высокими показателями защиты бетона марки класса В20, а самым эффективным из представленных является состав на основе СЛОП.

Литература

1. Федеральный закон от 12.02.1998 № 28-ФЗ. «О гражданской обороне»
2. Свод правил СП 88.13330.2014 «СНиП II-11-77*. Защитные сооружения гражданской обороны».

3. Сафонов А.В., Кузнецов М.В., Козлов И.А., Егоров В.М. Разработка антисептика для защиты материалов от биоповреждений // Безопасность жизнедеятельности. 2021. № 2.

Секция вычислительной математики и математического моделирования

УДК 519.63

Бикомпактные схемы для квазилинейного уравнения диффузии

М.Д. Брагин^{1,2}

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

²Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Одним из активно развивающихся в настоящее время классов высокоточных численных схем для уравнений в частных производных является класс бикомпактных схем [1–4]. В их основе лежит симметричная компактная аппроксимация пространственных производных на шаблоне, включающем по каждому направлению не более двух целых узлов сетки, что и дало название этим схемам. Высокий порядок аппроксимации на таком минимальном шаблоне достигается путем введения дополнительных искомым функций, для определения которых привлекаются дифференциальные следствия решаемых уравнений. Главным достоинством бикомпактных схем является сочетание нескольких положительных свойств: хорошая вычислительная устойчивость, экономичность реализации, совпадение числа граничных условий в дифференциальной и разностной постановках задачи, высокое спектральное разрешение (то есть малые диссипативные и дисперсионные ошибки), лучшее по сравнению с классическими компактными схемами равного порядка аппроксимации (см. [3]). Последнее свойство делает бикомпактные схемы привлекательными для применения при численном моделировании турбулентных течений жидкостей и газов.

Имеющееся обобщение бикомпактных схем на линейное многомерное уравнение диффузии [4] позволяет решать с их помощью уравнения Навье–Стокса для изотермических течений несжимаемой жидкости [5]. Однако, в наиболее интересном и содержательном случае сжимаемой жидкости коэффициенты в уравнениях Навье–Стокса зависят от решения, что вызывает потребность в дальнейшем развитии схем из работы [4].

Настоящая работа преследует две цели. Первая цель – построение полудискретной бикомпактной схемы четвертого порядка аппроксимации для квазилинейного многомерного уравнения диффузии. Пространственная аппроксимация, полученная в работе [4], существенно опирается на постоянство коэффициента диффузии, поэтому обобщение на случай переменного или даже нелинейного коэффициента не является самоочевидным. Вторая цель – разработка экономичных полностью дискретных неявных бикомпактных схем. Показывается, что бикомпактные схемы с дискретизацией по времени диагонально-неявными методами Рунге-Кутты (DIRK) не могут быть непосредственно реализованы при помощи алгоритмов [4]. Предлагаются два варианта решения проблемы: неявно-явные методы Рунге-Кутты (IMEX RK) [6], подобно аналогичной методике для разрывных схем Галеркина [7, 8], и новый итерационный метод на основе бикомпактной схемы с дискретизацией по времени неявно-явным методом Эйлера. Приводятся результаты расчетов двух тестовых задач для двумерного квазилинейного уравнения диффузии по трем бикомпактным схемам: в двух из них интегрирование по времени осуществляется методами IMEX RK второго и третьего порядков, а в третьей схеме – методом DIRK третьего порядка. В одной из задач коэффициент диффузии имеет широкий диапазон значений и быстро меняется по пространству. Демонстрируется сеточная сходимость выбранных бикомпактных схем с высоким порядком. Проводится сравнение бикомпактных схем с дискретизациями по времени IMEX RK и DIRK по критерию точность – скорость счета.

Работа выполнена при финансовой поддержке Московского центра фундаментальной и прикладной математики, проект № 20-06-01.

Литература

1. Михайловская М.Н., Rogov B.V. Монотонные компактные схемы бегущего счета для систем уравнений гиперболического типа // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2012. Т. 52. № 4. С. 672-695.
2. Bragin M.D., Rogov B.V. Conservative limiting method for high-order bcompact schemes as applied to systems of hyperbolic equations // Appl. Numer. Math. 2020. V. 151. P. 229-245.
3. Rogov B.V. Dispersive and dissipative properties of the fully discrete bcompact schemes of the fourth order of spatial approximation for hyperbolic equations // Appl. Numer. Math. 2019. V. 139. P. 136-155.

4. Брагин М.Д., Рогов Б.В. Бикомпактные схемы для многомерного уравнения конвекции-диффузии // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2021. Т. 61. № 4. С. 625-643.
5. Брагин М.Д., Рогов Б.В. О точности бикомпактных схем в задаче о распаде вихря Тейлора-Грина // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2021. Т. 61. № 11. С. 1759-1778.
6. Ascher U.M., Ruuth S.J., Spiteri R.J. Implicit-explicit Runge-Kutta methods for time-dependent partial differential equations // Appl. Numer. Math. 1997. V. 25. P. 151-167.
7. Xu Y., Shu C.-W. Local discontinuous Galerkin methods for high-order time-dependent partial differential equations // Commun. Comput. Phys. 2010. V. 7. P. 1-46.
8. Wang H., Zhang Q., Wang S., Shu C.-W. Local discontinuous Galerkin methods with explicit-implicit-null time discretizations for solving nonlinear diffusion problems // Sci. China Math. 2020. V. 63. P. 183-204.

УДК 519.63

Построение новых гибридных сеточно-характеристических схем для моделирования сейсморазведки в Арктическом регионе

И.Б. Петров, В.И. Голубев, Е.К. Гусева

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время сейсмическая разведка активно используется в Арктическом регионе при поиске и разведке месторождений углеводородов. Для описания динамического поведения льда, подстилающей толщи воды и неоднородного геологического массива используются определяющие системы уравнений акустики, линейной изотропной и анизотропной упругости и другие. Их общим свойством является гиперболичность, то есть волновая природа задачи.

В настоящей работе предложена новая сеточно-характеристическая схема, позволяющая с высокой точностью получить численное решение динамической задачи. Отметим, что важным свойством всех численных методов является монотонность. При этом монотонных линейных схем с порядком выше первого для гиперболических задач не существует. Для преодоления данной проблемы ранее было предложено множество подходов: использование различных ограничителей потоков таких, как *minmod*, использование реконструированных значений на границах разрыва, как в ENO и WENO схемах, использование различных критериев монотонности, например, монотонности по Хартену для TVD схем и гибридизация.

В настоящей работе на основе сеточно-характеристического критерия монотонности построена новая гибридная схема повышенного порядка точности. Для гибридизации схемы использовался сеточно-характеристический критерий монотонности [1]. Набор схем, использованных при этом, был взят из результатов анализа схем в пространстве неопределённых коэффициентов для линейного уравнения переноса [2], были выбраны схемы с порядками аппроксимации с первого по четвёртый на шеститочечном шаблоне. В этот список вошли схемы, наиболее близкие к области монотонных по Фридрихсу схем.

Результат тестирования схемы на примере одномерной задачи с начальным условием в виде «ступеньки» и числом Куранта $\sigma = 0,2$ представлен на рисунке 1.

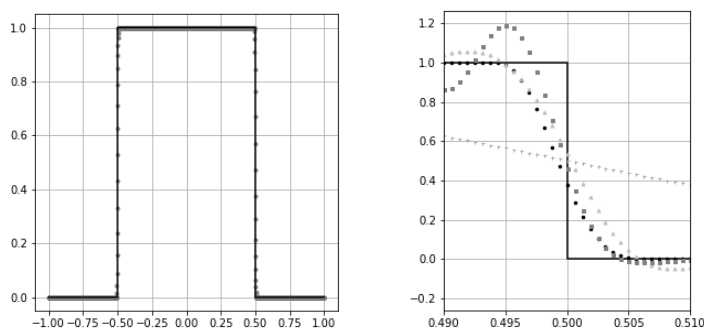


Рис. 1. Слева – численный расчёт по гибридной схеме (точки) и аналитическое решение (сплошная линия). Справа – окрестность правой границы импульса: схема 4-го порядка (квадраты), 3-го порядка (треугольники), гибридная схема, схема 1-го порядка (кресты), аналитическое решение (сплошная линия).

В работе была рассмотрена прямая задача сейсморазведки в Арктическом регионе. Для этого построена модель ледового острова (область 0 на рис. 2), погружённого в воду (область 3) и окружённого ледовым полем (области 1, 2). Ледовый остров стоит на морском дне (область 4), ниже располагаются слоистый геологический массив (области 5, 6 и 7) и резервуар с газом, метаном (область 8). Все области моделировались с помощью уравнений линейной изотропной упругости, включающих продольную, C_p , и попе-

речную, c_s , волны. Для воды и резервуара с газом полагалось $c_s = 1 = c_p$. В центре острова был расположен источник синусоидального импульса. Лёд описывался с использованием моделей вязкоупругости Максвелла (области 0, 1) и упруговязкопластичности Кукуджанова [3] (область 2), которые корректируют тензор напряжений и его девиатор после каждой ступени упругого расчёта.

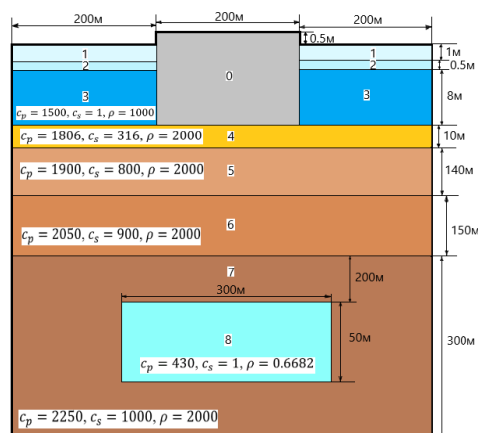


Рис. 2. Расчётная область с указанием параметров подобластей в системе СИ, где ρ – плотность

В работе дополнительно учитывалась зависимость модуля Юнга льда от температуры по формуле, предложенной Берденниковым [4]:

$$E = \left(1 - 3 \frac{S}{S_p} \right) (87,6 - 0,21T - 0,0017T^2) \cdot 10^8,$$

где S – солёность льда, S_p – солёность рассола, T – температура в градусах Цельсия. В работе полагалось $\frac{S}{S_p} = \frac{1}{4}$. Распределение температуры полагалось линейным по вертикали со значениями от -40° на поверхности до -2° на дне. На рис. 3 представлена волновая картина, содержащая отклик от резервуара.

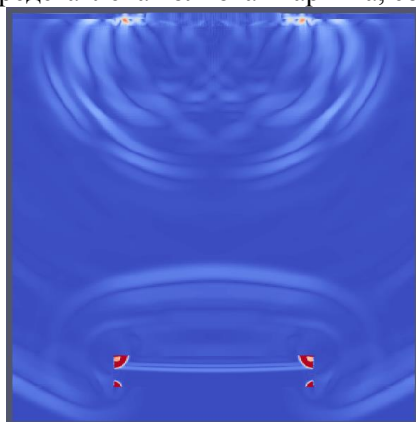


Рис. 3. Распределение модуля скорости в модели в момент времени 0.3 с после начала расчёта

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 19-11-00023).

Литература

1. Kholodov A.S., Kholodov Y.A. Monotonicity criteria for difference schemes designed for hyperbolic equations // Comput. Math. and Math. Phys. 2006. V. 46 (9). P. 1560–1588.
2. Kholodov A.S. The construction of difference schemes of increased order of accuracy for equations of hyperbolic type // USSR Comput. Math. and Math. Phys. 1980. V. 20 (6). P. 234-253
3. Кукуджанов В.Н. Численное решение неодномерных задач распространения волн напряжений в твердых телах // Сообщения по прикладной математике. Вып. 6. М.: ВЦ АН СССР, 1976. 67 с.
4. Берденников В.П. Изучение модуля упругости льда // Труды ГГИ. 1948. Вып. 7 (61). С. 13-23.

Неявный гибридный сеточно-характеристический метод в моделировании динамических процессов акустической среды

Е.А. Песня

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Введение

Сеточно-характеристический метод применяется в задачах сейсморазведки разрушения объектов при динамических нагрузках и т.д. В последние годы были предприняты попытки использовать его для решения задач безопасности железных дорог. Например, в работе [1] применен СХМ для моделирования движения поезда, где железнодорожный путь представлен как модель слоистой линейно-упругой среды.

Для расчета значений между узлами расчетной сетки использовался алгоритм расщепления по координатам, а для расчета по отдельно выделенному направлению применялась явная схема Русанова третьего порядка точности. Характерный продольный размер элементов модели намного больше поперечного. Этот факт существенно влияет на выбор параметров расчета, поскольку при использовании явных сеточно-характеристических методов необходимо учитывать условие устойчивости Куранта, которое накладывает ограничения на шаги интегрирования по пространству и времени, как следствие на расчетную сетку. В работе [2] был рассмотрен вывод и применение неявного сеточно-характеристического метода первого порядка точности.

В настоящей работе рассмотрена неявная схема второго порядка (схема Бабенко) и ее гибридизация, основанная на сеточно-характеристическом критерии монотонности. Для данных схем получены аналитические выражения для значений в граничных узлах в случае соответствующих граничных условий. Тестовой задачей был расчет напряжений в балке, жестко закрепленной по краям, сравнение проводилось с явной реализацией СХМ в пакете Rect.

Метод

При решении задач СХМ исходная система уравнений распадается на независимые уравнения переноса вида

$$\omega_t + c\omega_x = 0. \quad (1)$$

Для получения их решения применялись неявные схемы первого и второго порядка

$$\begin{cases} c > 0, & \frac{\omega_m^{n+1} - \omega_m^n}{\tau} + c \frac{\omega_m^{n+1} - \omega_{m-1}^{n+1}}{h} = 0, \quad n = \overline{1, N-1}; \quad m = \overline{2, M-1}; \\ c < 0, & \frac{\omega_m^{n+1} - \omega_m^n}{\tau} + c \frac{\omega_{m+1}^{n+1} - \omega_m^{n+1}}{h} = 0, \quad n = \overline{1, N-1}; \quad m = \overline{M-1, 2}. \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} c > 0, & \frac{\omega_{m-1}^{n+1} - \omega_{m-1}^n + \omega_m^{n+1} - \omega_m^n}{2\tau} + c \frac{\omega_m^{n+1} - \omega_{m-1}^{n+1} + \omega_m^n - \omega_{m-1}^n}{2h} = 0, \quad n = \overline{1, N-1}; \quad m = \overline{2, M-1}; \\ c < 0, & \frac{\omega_{m+1}^{n+1} - \omega_{m+1}^n + \omega_m^{n+1} - \omega_m^n}{2\tau} + c \frac{\omega_{m+1}^{n+1} - \omega_m^{n+1} + \omega_{m+1}^n - \omega_m^n}{2h} = 0, \quad n = \overline{1, N-1}; \quad m = \overline{M-1, 2}. \end{cases} \quad (3)$$

А также гибридная схема, основанная на сеточно-характеристическом критерии монотонности [3],

$$\omega_m^{n+1} = \begin{cases} \text{неявная схема второго порядка, если } (C \leq 1 \wedge \min(\omega_{m-1}^n, \omega_m^n) \leq \omega_m^{n+1} \leq \max(\omega_{m-1}^n, \omega_m^n)) \\ \text{или } (C \geq 1 \wedge \min(\omega_{m\pm 1}^{n+1}, \omega_{m\pm 1}^n) \leq \omega_m^{n+1} \leq \max(\omega_{m\pm 1}^{n+1}, \omega_{m\pm 1}^n)); \\ \text{иначе неявная схема первого порядка.} \end{cases} \quad (4)$$

где τ – шаг по времени, h – шаг по пространству, $C = \frac{c_{p,s}\tau}{h}$ – число Куранта.

В двумерном случае был реализован учёт таких граничных условий, как

заданная внешняя сила: $\mathbf{Bq}^{n+1} = \boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{n} = \mathbf{f}$, где \mathbf{n} – вектор внешней нормали к границе, \mathbf{f} – поверхностная плотность внешних сил.

заданная скорость границы: $\mathbf{Bq}^{n+1} = \mathbf{v}$, где \mathbf{v} – заданная скорость.

Решение на верхнем временном слое имеет вид

$$\mathbf{q}^{n+1} = \Omega^{in} \mathbf{z}^{in} + \Omega^{out} \mathbf{z}^{out} = \mathbf{q}^{in} + \Omega^{out} \mathbf{z}^{out}, \quad (5)$$

где Ω^{in} и Ω^{out} – прямоугольные матрицы, составленные из тех столбцов матрицы Ω , которые соответствуют входящим или выходящим из области интегрирования характеристикам, соответственно. \mathbf{z}^{in} , \mathbf{z}^{out} – соответствующие вектора инвариантов Римана. Путем задания граничных условий можно выразить \mathbf{z}^{out} через \mathbf{z}^{in} .

При использовании неявных схем, в общем случае, для нахождения значений \mathbf{z} на следующем временном слое, требуется решать систему уравнений. Учитывая небольшой размер используемых шаблонов, систему можно решать методом прогонки, а в случае шаблона, использующего два узла по пространству, методом бегущего счета предварительно получив значения на границе.

Результаты

Рассматривалась постановка, в которой на балку, закрепленную слева и справа (условие заданной скорости), давит вертикальная распределенная нагрузка. Сверху и снизу ставилось условие свободной границы.

Размеры балки: $L_1 = 2$ м, $L_2 = 20$ см. Параметры сетки: $h_1 = 0.02$ м, $h_2 = 0.002$ м. Т. е. шаги в разных направлениях отличаются в 10 раз. На верхней границе сила задавалась следующим образом:

$$f(x) = \begin{cases} -10000, & x \in [0.9, 1.1] \\ 0, & x \notin [0.9, 1.1] \end{cases} \quad (6)$$

Задача решалась явным методом первого порядка в пакете Rect с шагом по времени $\tau = 2 \cdot 10^{-7}$ с, числа Куранта: $C_{c_p,x} = 0.063$, $C_{c_s,x} = 0.031$, $C_{c_p,y} = 0.63$, $C_{c_s,y} = 0.31$. При расчете гибридным методом, шаг по времени $\tau = 2 \cdot 10^{-6}$ с, числа Куранта: $C_{c_p,x} = 0.63$, $C_{c_s,x} = 0.31$, $C_{c_p,y} = 6.303$, $C_{c_s,y} = 3.103$. В момент времени $T = 0.05$ с, для явного (сверху) и гибридного метода (снизу), распределение компоненты σ_{22} изображено на рис. 1.

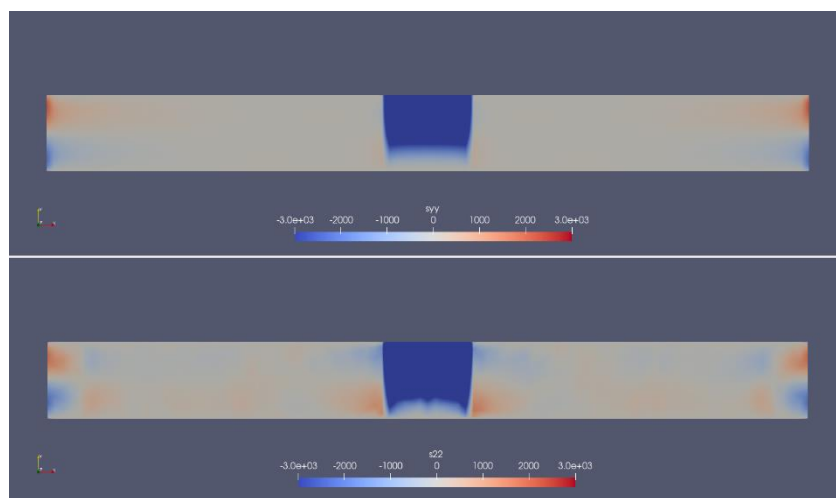


Рис. 1. Распределение компоненты σ_{22} для явного (сверху) и гибридного метода(снизу)

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект № 20-71-10028).

Литература

1. *Kozhemyachenko A.A., Petrov I.B., Favorskaya A.V., Khokhlov N.I.* Boundary Conditions for Modeling the Impact of Wheels on Railway Track // *Comput. Math. Phys.* 2020. 60, 1539-1554.
2. *Песня Е.А., Кожемяченко А.А.* Применение неявных методов для моделирования волновых процессов в линейно-упругих средах // *Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ 23–29 ноября 2020 года. Аэрокосмические технологии.* — Москва : МФТИ, 2020. — С. 116-118.
3. *Холодов А.С., Холодов А.А.* О критериях монотонности разностных схем для уравнений гиперболического типа // *Ж. вычисл. матем. и матем. физ.* 2006. 46:9. С. 1560-1588.

**Применение метода Dynamic Mode Decomposition
для поиска неустойчивых мод в задаче о ламинарно-турбулентном переходе**

В.С. Абрамов, М.Н. Петров

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Ламинарное и турбулентное течения принципиально отличаются по своей природе. В турбулентном пограничном слое увеличивается сопротивление, поэтому умение предсказывать точку (линию в трехмерном случае) перехода одного вида течения в другое и понимание природы таких изменений помогают в исследованиях, связанных с повышением экономической эффективности авиатранспорта, так как при большем сопротивлении увеличиваются затраты топлива.

Хорошо зарекомендовавшим себя подходом к поиску положения перехода является сочетание анализа теории линейной устойчивости и e^N -метода [1], в котором вычисляется рост амплитуд волн Толмина–Шлихтинга и принимается, что ламинарно-турбулентный переход происходит в момент, когда этот рост неустойчивых мод достигает заранее заданного значения $e^{N_{cr}}$, где N_{cr} известно из эксперимента. Метод основан на предположении о параллельности потока и поэтому плохо подходит для задач, где это не выполняется. Например, когда имеется значительная тангенциальная составляющая скорости. Кроме того, в данном методе необходимо моделировать возмущения в широком диапазоне частот, чтобы получить наиболее неустойчивую моду, что является сложной с вычислительной точки зрения задачей.

Альтернативным подходом к нахождению неустойчивых мод может служить применение метода Dynamic Mode Decomposition (DMD) [2], который позволяет проанализировать возмущения потока, используя данные о нем напрямую, без требовательного к ресурсам дополнительного моделирования, и не содержит в своей основе предположений о параллельности потока, что расширяет возможности применения. Суть метода заключается в разбиении области пограничного слоя на серию следующих друг за другом вниз по потоку подобластей, поле скоростей в которых связано линейным оператором \mathbf{A} :

$$\mathbf{v}_{i+1} = \mathbf{A}\mathbf{v}_i, \quad (1)$$

где $\mathbf{v}_i = (u_i^1, v_i^1, K, u_i^M, v_i^M)^T$ — одномерный вектор, содержащий информацию о распределении скоростей (u, v) в i -й подобласти. Здесь верхний индекс соответствует номеру ячейки расчетной сетки. Выражение (1) представляется в виде:

$$\mathbf{V}' = \mathbf{A}\mathbf{V}, \quad (2)$$

где $\mathbf{V} = (\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, K, \mathbf{v}_{N-1})$, $\mathbf{V}' = (\mathbf{v}_2, \mathbf{v}_3, K, \mathbf{v}_N)$. Матрицу \mathbf{V} можно записать, используя сингулярное разложение: $\mathbf{V} = \mathbf{U}\Sigma\mathbf{W}^*$, что означает $\mathbf{V}' = \mathbf{A}\mathbf{U}\Sigma\mathbf{W}^*$ (звездой обозначено эрмитово сопряжение). Проекция \mathbf{A} на \mathbf{U} : $\mathbf{A}' = \mathbf{U}^*\mathbf{A}\mathbf{U} = \mathbf{U}^*\mathbf{V}'\mathbf{W}\Sigma^{-1}$ имеет такие же максимальные по модулю собственные числа, что и \mathbf{A} . При этом собственные векторы Φ линейного оператора \mathbf{A} , соответствующие этим числам, находятся через собственные векторы Λ матрицы \mathbf{A}' : $\Phi = \mathbf{V}'\mathbf{W}\Sigma^{-1}\Lambda$. Таким образом, имея собственные числа и векторы \mathbf{A} , можно найти неустойчивые моды в исследуемой задаче. Затем, аналогично осуществляемой в e^N -методе процедуре, вычисляются кривые усиления и по превышению ими порогового значения $e^{N_{cr}}$ определяется положение ламинарно-турбулентного перехода.

В докладе будет представлено исследование получаемых при помощи описанного алгоритма результатов в зависимости от размера и количества подобластей, применяемых в поиске неустойчивых мод, а также других параметров расчета. В качестве решаемой задачи выступает определение точки ламинарно-турбулентного перехода на пластине, обтекаемой воздушным потоком с нулевым градиентом давления и параметрами: динамическая вязкость $\mu = 18.5 \text{ мкПа} \cdot \text{с}$, плотность $\rho = 1.214 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ и скорость набегающего

потока $u_e = 50 \frac{\text{м}}{\text{с}}$. Для такой постановки задачи известно значение $N_{cr} = 7.82$ и положение начала перехода $x = 0.784 \text{ м}$ [3]. На рис. 1 продемонстрированы расчеты при разном размере и количестве подобластей. Видно, что при небольшом изменении этих параметров результаты могут значительно отличаться.

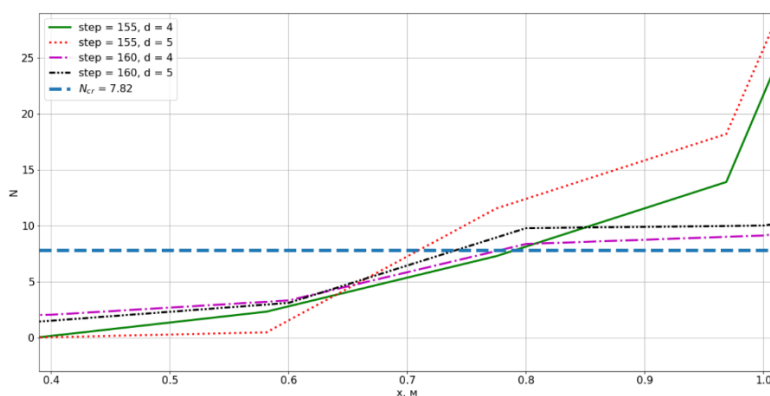


Рис. 1. Кривые усиления при различных параметрах поиска неустойчивых мод. Step — число ячеек исходной расчетной сетки по оси x , содержащихся в одной подобласти (ее размер), d — количество подобластей, применяемых при поиске неустойчивых мод при конкретном x . Горизонтальной штриховой линией отмечено значение N_{cr} , соответствующее началу ламинарно-турбулентного перехода.

Литература

1. *Van Ingen J.L.* The e^N method for transition prediction. Historical review of work at TU Delft. Paper No.: 2008-3830. // 38th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Seattle USA. — American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. (AIAA), 2008. — С. 1-49.
2. *Schmid P.J.* Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data // *Journal of Fluid Mechanics*. 2010. V. 656. P. 5-28.
3. *Boiko A.V. [et al.]* Laminar-turbulent transition prediction module for LOGOS package // *Thermophysics and Aeromechanics*. 2014. V. 21, N 2. P. 191-210.

УДК 519.63

Численное решение уравнений динамики одностороннего упорного подшипника скольжения компрессора

П.Е. Федотов¹

¹Казанский (Приволжский) федеральный университет

Упорные подшипники скольжения являются важным элементом конструкции корпуса центробежных и винтовых компрессоров. Они предназначены для восприятия осевой нагрузки, действующей на ротор, передачи ее на статор, а также для фиксации ротора относительно корпуса в осевом направлении.

Упорные подшипники имеют неподвижные подушки и вращающийся диск, между которыми находится тонкий слой смазки. В настоящей работе используется модель течения смазки в подшипниках, предложенная в [1], [2], которая представляет собой начально-краевую задачу для системы нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка. Система включает в себя двумерное уравнение Рейнольдса, характеризующее распределение давления в смазочном слое, и трехмерное нестационарное уравнение энергии, описывающее теплопередачу в подушке, диске и смазочном слое. Уравнение энергии в смазочном слое переменной толщины является нелинейным и характеризуется наличием доминирующей конвекции.

Для решения дифференциальных уравнений строятся сеточные схемы методом сумматорных тождеств и методом конечных элементов. Для решения уравнения энергии с доминирующей конвекцией построена схема разрывного метода Галёркина. Способ построения таких схем приведен в [3]. Для учёта теплообмена между областями строится итерационный метод декомпозиции. Предложены прямые и итерационные методы решения сеточных уравнений.

Ниже представлен метод декомпозиции для двух областей, имеющих разные скорости и коэффициенты теплопроводности:

$$\begin{aligned} \operatorname{div}(V_1 u_1^{k+1} - K_1 \nabla u_1^{k+1}) &= f, & \operatorname{div}(V_2 u_2^{k+1} - K_2 \nabla u_2^{k+1}) &= f, \\ -(V_1 u_1^{k+1} - K_1 \nabla u_1^{k+1}) \cdot n_1 + \omega_u u_1^{k+1} &= \lambda_1^k, & -(V_2 u_2^{k+1} - K_2 \nabla u_2^{k+1}) \cdot n_2 + \omega_u u_2^{k+1} &= \lambda_2^k, \\ \lambda_1^{k+1} &= -\lambda_2^k + 2\omega_u u_2^{k+1}, & \lambda_2^{k+1} &= -\lambda_1^k + 2\omega_u u_1^{k+1}, \end{aligned}$$

где V_i, K_i, u_i , — скорость, коэффициент теплопроводности и температура в области $i = 1, 2$.

Для решения построенных сеточных схем создан комплекс программ [4], с помощью которых проведены численные исследования, демонстрирующие эффективность используемых методов. Также они позволяют сделать выводы о сходимости схемы разрывного метода Галёркина с линейной скоростью на последовательности сеток [5]. Программа сборки и решения систем уравнений реализованы на языке C++. Для работы с разреженными матрицами используется средства библиотеки классов Eigen с открытым исходным кодом [6]. Построенный комплекс программ позволяет проводить моделирование работы упорного подшипника, используемого в компрессорах, при их различных геометрических и физических параметрах.

Литература

4. Sokolov N.V., Khadiev M.B., Maksimov T.V., Fedotov E.M., Fedotov P.E. Mathematical modeling of dynamic processes of lubricating layers thrust bearing turbocharger // Journal of Physics: Conference Series, – 2019. – Vol. 1158, No. 4. P.1–9.
5. Соколов Н.В., Хадиев М.Б., Федотов Е.М., Федотов П.Е. Математическое моделирование динамически нагруженного упорного подшипника скольжения центробежного компрессора / Актуальные проблемы морской энергетики: материалы восьмой международной научно-технической конференции. – СПб.: Изд-во СПбГМТУ, 2019. – С. 307-311.
6. Федотов Е.М. Предельные схемы Галёркина-Петрова для нелинейного уравнения конвекции-диффузии // Дифференц. уравнения. 2010. Т. 46, № 7. С.1033-1043.
7. Федотов П.Е., Федотов Е.М., Соколов Н.В., Хадиев М.Б. "Sm2Px3Txт — Динамически нагруженный упорный подшипник скольжения при постановке обратной задачи" Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020615227, 19 Май 2020.
8. Федотов П.Е. Численное моделирование нестационарных полей температуры в упорном подшипнике скольжения // Материалы конференции. Всероссийская научно-техническая конференция с международным участием имени профессора О.Н. Пьявченко «КомТех2020».
9. Eigen. - URL: <http://eigen.tuxfamily.org/> (дата обращения 18-августа-2021)

УДК 533.922

Spatial self-interlocking structures: three-dimensional and two-dimensional

Manturov V.O.¹, Kanel-Belov A.Ya.², Kim S.³

¹Moscow institute of Physics and Technology

²Bar-Ilan university

³Jilin University

This work is devoted to the theory of self-interlocking structures and to the recent breakthrough in it:

- a) There exist two-dimensional self-interlocking structures in 3-dimensional space;
- b) One can construct self-interlocking 2-dimensional structures which are rigid once two polygons are fixed.

The main idea of this construction is the "decahedron": collection of ten (stretched) faces of the dodecahedron (without two opposite ones). They were suggested by V.O. Manturov and realised in coordinates by V.O. Manturov and S. Kim

Until recently many constructions of 3-d self-interlocking structures were known; these structures are rigid if we fix all polytopes "along the boundary". The main ideas (truncated cubes, octahedra, dodecahedra) belong to A.Ya. Kanel-Belov.

The self-interlocking structure theory has many applications to architecture, composite materials, ceramics, armors etc. The principal novelty by V.O. Manturov is the possibility of constructing these structures of "infinitely thin" polyhedra (polygons).

Surprisingly, the system of self-interlocking cubes was found by A.Ya. Kanel-Belov only in 2002. It is related, in particular, with the lack of human intuition about 3-space.

References

1. Dyskin A.V., Estrin Y., Kanel-Belov A.J. and Pasternak E. Toughening by fragmentation – how topology helps // Advanced Engineering Mater., 2001. 3. P. 885–888.
2. Dyskin, A.V., Estrin Y., Kanel-Belov A.J. and Pasternak E. Topological interlocking of platonic solids: A way to new materials and structures // Phil. Mag. Lett. 2003. 83: 197–203.

3. *Dyskin, A.V., Estrin Y., Kanel-Belov A.J. and Pasternak E.* Interlocking properties of buckyballs // *Physics Letters A*, 319 (2003), 373–378.
4. *Estrin, Y., Dyskin A.V., Pasternak E., Khor H.C. and Kanel-Belov A.J.* Topological interlocking of protective tiles for Space Shuttle. // *Phil. Mag. Letters*. 2003. 83, 351–355.
5. *Dyskin, A.V., Estrin Y., Pasternak E., Khor H.C. and Kanel-Belov A.J.* Fracture resistant structures based on topological interlocking with non-planar contacts // *Advanced Engineering Mater.* 2003. 5:116–119.
6. *Dyskin, A.V., Estrin, Y., Pasternak, E., Khor, H.C., Kanel-Belov, A.J.*, The principle of topological interlocking in extraterrestrial construction // *Acta Astronautica*. 2005. 57:1, 10–21.
7. *Kanel-Belov, A.J., Dyskin A.V., Estrin Y., Pasternak E. and Ivanov I.A.*, Interlocking of convex polyhedra: towards a geometric theory of fragmented solids. *Moscow Mathematical Journal*, arXiv:0812.5089v1.
8. *Канель-Белов А.Я.* Самозаклинивающиеся структуры // *Квант*, Физико-математический журнал для школьников и студентов. 2009, Январь/Февраль, том 1. С. 20-23.
9. *Manturov V.O., Kanel-Belov A.J., Kim S.*, Two-dimensional self-interlocking structures in three-space, 2021 (Published online, 21 pp., arXiv: 2109.06426

УДК 519.63:532.546

Вычисление потока между скважинами с помощью линий тока

Р.Р. Ахунов, К. А. Поташев

Казанский (Приволжский) федеральный университет, г. Казань

Для анализа системы заводнения нефтяного пласта и прогноза эффективности геолого-технических мероприятий требуется информация о распределении приемистости нагнетательных скважин между реагирующими добывающими скважинами, а также границей залежи. Экспериментальные способы анализа являются затратными мероприятиями, вследствие чего востребована разработка надежных методов, основанных на вычислительном эксперименте.

Предложен метод оперативной оценки взаимовлияния нагнетательных и добывающих скважин, состоящий из двух этапов. На первом этапе решается двумерная стационарная задача фильтрации в горизонтальной плоскости осредненного по толщине пласта – строится поле фильтрационных потоков, формируются линии тока. На втором этапе по построенным линиям тока оцениваются степени взаимовлияния скважин, а также определяются законтурные перетоки пластового флюида без решения дополнительных задач. Разработанный алгоритм расчета оценки степени взаимовлияния скважин также имеет непосредственное применение к моделированию геолого-технических мероприятий методом фиксированных трубок тока [1 – 4], когда необходимо определить распределение расхода скважин по выделенным трубкам тока.

Эффективность системы заводнения может быть оценена по равномерности распределения закачиваемого объема воды по реагирующим добывающим скважинам, а также по доле законтурного оттока пластовой жидкости.

Исследована точность определения степени взаимовлияния скважин и определены оптимальные параметры вычислительного алгоритма на основе модельных задач, позволяющих определить точные значения степени влияния скважин. Основная вычислительная сложность алгоритма заключается в построении линий тока по найденному полю скоростей. Алгоритм не требует решения нестационарных задач по сравнению с аналогами – методами численной имитации закачки трассеров или гидропрослушивания скважин. Проведенное сравнение алгоритма с методом имитации закачки трассеров показало совпадение результатов расчетов при значительной экономии вычислительных ресурсов. Проведено сравнение со стандартными алгоритмами оценки взаимовлияния скважин по линиям тока, применяемым в коммерческих пакетах гидродинамического моделирования нефтяных пластов.

Применение предложенного алгоритма продемонстрировано на примерах определения динамики долей взаимовлияния скважин в процессе заводнения ячеек периодичности типичных схем расстановки скважин.

Литература

1. *Мазо А.Б., Поташев К.А., Баушин В.В., Булыгин Д.В.* Расчет полимерного заводнения нефтяного пласта по модели фильтрации с фиксированной трубкой тока // *Георесурсы*. 2017. Т. 19, № 1. С. 15–20.
2. *Поташев К.А., Мазо А.Б., Рамазанов Р.Г., Булыгин Д.В.* Анализ и проектирование разработки участка нефтяного пласта с использованием модели фиксированной трубки тока // *Нефть. Газ. Новации*. № 4 (187). 2016. С. 32–40.
3. *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.
4. *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.

Применение заметающих кривых к построению нелокального оператора, уточняющего решения задач внешней аэродинамики

С.В. Зимица, М.Н. Петров

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Численное моделирование турбулентных течений вычислительно затратно, особенно при проведении серийных расчетов, что требует нахождения баланса между точностью и скоростью вычислений. Целью данной работы является построение оператора перехода, позволяющего по результатам расчетов менее точной модели получить поле течения как при применении более точной. В работе результаты расчетов на основе менее точной модели Спаларта-Аллмараса с пристенной декомпозицией (ANDD) [1, 2, 3] уточняются на основе схожих расчетов, полученных с помощью базовой модели Спаларта-Аллмараса [4] с подробным разрешением пристенной области, с помощью методов машинного обучения. Хотя общая рассматриваемая методология может быть применена к любой паре выбранных специальной и базовой модели, в данной работе в качестве специальной модели используется метод ANDD, так как дает достаточно хорошее решение для лучшего обучения суррогатной модели. Все расчеты проведены на основе имеющегося кода лаборатории FlowModellium [5] для решения пространственных уравнений Навье–Стокса на неструктурированных сетках.

В работе [6] был рассмотрен локальный метод построения уточняющего оператора, в котором ошибка в каждой точке зависит от значения признаков переменных в этой точке. В данной работе уточняющий оператор строится нелокальным методом, в котором учитывается влияние всего поля течения на ошибку в каждой расчетной ячейке. Преимущество нелокального метода в том, что он позволяет лучше учесть пространственную зависимость, по сравнению с локальным методом. Так как сверточные нейронные сети (CNN) хорошо учитывают пространственную структуру входных признаков, именно они используются для построения суррогатной модели нелокальным методом. При этом в качестве входных и выходных данных используется все поле течения, а в качестве архитектуры нейронной сети выбрана архитектура энкодер-декодер, схожая с архитектурой, описанной в работе [7].

Так как применение двумерных CNN ограничено данными на структурированных расчетных сетках, в настоящей работе исследуются возможности сведения задачи к одномерной постановке с помощью заметающих кривых и последующего применения одномерных сверточных нейросетей (1D CNN). Схожая идея была применена в работе [8]. Сведение к одномерной задаче может позволить обобщить предложенный нелокальный метод на случай уточнения результатов расчетов, проведенных на неструктурированных расчетных сетках. Для перехода из двумерного пространства в одномерное в работе используются заметающие кривые – непрерывные кривые, ставящие в соответствие точкам в двумерном пространстве точки на отрезке. В данной работе в качестве заметающей кривой используется обобщение кривой Гильберта для прямоугольника произвольного размера. Кривая Гильберта строится рекурсивно, первые 4 шага построения кривой показаны на рис. 1. Преимущество кривой Гильберта в том, что она хорошо сохраняет локальные свойства, то есть точки, близкие на кривой, будут близки и на плоскости. Так как обратное в общем случае не всегда верно, полученные решения могут иметь проблемы с гладкостью, что может быть решено добавлением дополнительных сглаживающих слоев в архитектуру нейронной сети, а также использованием нескольких заметающих кривых.

В данной работе метод построения уточняющего оператора рассматривается на примере двумерной задачи сверхзвукового ($M = 1.5$) турбулентного обтекания угла сжатия при различных величинах угла сжатия α (в диапазоне $120^\circ - 160^\circ$) и числах Рейнольдса (в диапазоне $5 \cdot 10^6 - 10^7$). Предложенные модели используются для решений задачи интерполяции и экстраполяции по числу Рейнольдса, а также для решений задачи интерполяции и экстраполяции по величине угла α . При этом уточнение решения проводится для всех 5 компонент поля течения (v_x, v_y, ρ, p, T) .

В качестве примера приведем результаты, полученные при построении локального уточняющего оператора для задачи интерполяции по числу Рейнольдса при величине угла сжатия $\alpha = 132^\circ$. На рис. 2 показано трение на стенке, рассчитанное на основе компонент скорости (v_x, v_y) для базовой, уточняемой и полученной суррогатной модели для расчета из тестовой выборки ($Re = 1.1 \cdot 10^6$). Из графика видно, что построенный оператор уточняет результаты расчета, проведенного по приближенной модели, с достаточно высокой точностью.

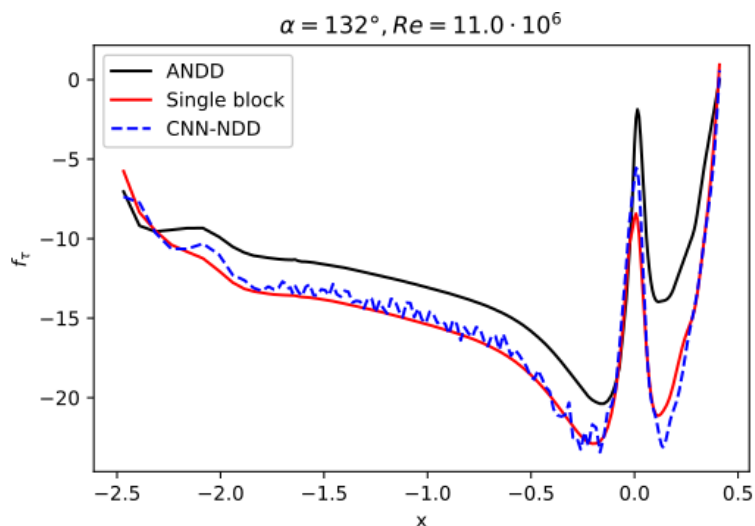
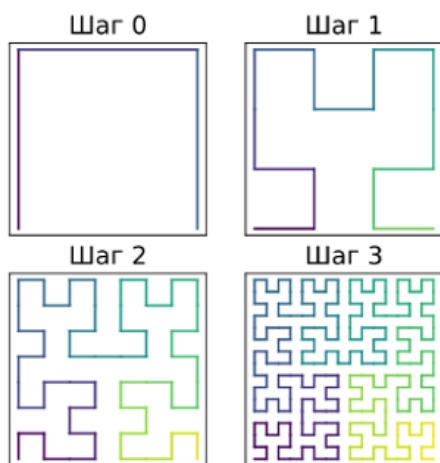


Рис. 1. Первые 4 итерации построения кривой Гильберта Рис. 2. Трение на стенке для базовой модели (Single block), уточняемой модели (ANDD) и результат уточнения (CNN-NDD)

Литература

1. Petrov M., Utyuzhnikov S., Chikitkin A. & Titarev V. On extension of near-wall domain decomposition to turbulent compressible flows // Computers and Fluids. 2020. V. 210. P. 9.
2. Chikitkin A., Utyuzhnikov S., Petrov M. & Titarev V. Non-overlapping domain decomposition for modeling essentially unsteady near-wall turbulent flows // Computers and Fluids. 2020. V. 202. P. 9.
3. Utyuzhnikov S., Petrov M., Chikitkin A. & Titarev V. On Extension of Near-Wall Non-overlapping Domain Decomposition to Essentially Unsteady Turbulent Flow // International Conference on 50 years of the development of grid-characteristic method. Springer, Cham. 2019. pp. 199-209.
4. Spalart P., Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, U.S.A.: American Institute of Aeronautics, Astronautics. 1992. P. 1-22.
5. Petrov M.N., Tambova A.A., Titarev V.A., Utyuzhnikov S.V. & Chikitkin A.V. FlowModellium Software Package for Calculating High-Speed Flows of Compressible Fluid // Computational Mathematics and Mathematical Physics. 2018. V. 58, N 11. pp. 1865-1886.
6. Зими́на С.В., Петро́в М.Н. Применение алгоритма Random Forest для построения локального оператора, уточняющего результаты расчетов в задачах внешней аэродинамики // Компьютерные исследования и моделирование. 2021. Т. 13, № 4. С. 761-778.
7. Zhu J.Y., Park T., Isola Ph., Efros A.A. Unpaired image-to-image translation using cycle-consistent adversarial networks // Proceedings of the IEEE international conference on computer vision. 2017. P. 2223-2232.
8. Heaney C.E., Li Y., Matar O.K., Pain C.C. Applying Convolutional Neural Networks to Data on Unstructured Meshes with Space-Filling Curves // arXiv preprint arXiv:2011.14820. 2020. P. 52.

УДК 519.6, 629.734.7

Об оценке перегрузочного режима парашютной системы с упругим звеном

Н.А. Егоров, Ю.Д. Шевелёв

Институт автоматизации проектирования РАН

Парашютная система с упругим звеном является одним из перспективных способов усовершенствования средств обеспечения мягкой посадки возвращаемых космических аппаратов [1]. Предварительные оценки показали, что анализ работы такой системы может быть выполнен с помощью проектной расчетной модели, использующей дискретно-вихревую схему обтекания купола. В настоящем докладе указанную модель предлагается дополнить учетом нелинейных характеристик упругих свойств звена.

Упругие свойства синтетических материалов, из которых могут быть сделаны звенья рассматриваемой парашютной системы, могут, в общем случае, претерпевать изменения в процессе неоднократных циклов «нагрузки – разгрузки». Описание этих свойств является достаточно сложной и трудоемкой задачей. В работе [2] предложена упрощенная методика аппроксимации гистерезиса зависимости «усилие – деформация». В ее основе лежит предположение о том, что петля гистерезиса, реализующаяся в процессе каждого из циклов «нагрузки–разгрузки», является аффинно подобной петле гистерезиса, реализованной на первом цикле. Форма этой исходной петли может быть определена экспериментально и аппрок-

симирована тем или иным подходящим для расчета способом.

В настоящем докладе рассмотрен начальный участок движения системы с упругим звеном. Расчетные значения перегрузки, действующей на полезный груз, сравниваются с экспериментом, проведенным С.В. Журиным на модели, сбрасываемой с мотодельтаплана. Зависимости усилия в упругом звене от деформации при первоначальном нагружении и разгрузении аппроксимированы полиномами шестой степени.

Результаты расчетов приведены на рис. 1. Осциллирующая линия соответствует летному эксперименту, сплошная линия – расчету с аппроксимацией гистерезиса аффинно подобными петлями, а пунктирная линия – расчету при постоянном значении коэффициента упругости ($k = 10,7$ Н/м). Из сопоставления полученных зависимостей видно, что предлагаемая математическая модель перспективной парашютной системы вполне удовлетворительно описывает перегрузки, возникающие при вводе упругого звена, и может быть использована в процессе формирования облика перспективных космических транспортных систем.

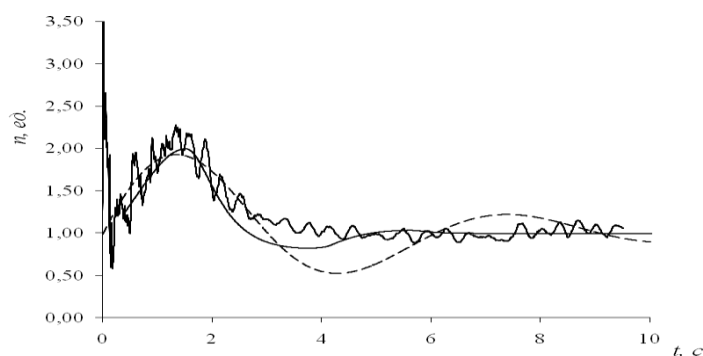


Рис. 1. Зависимость перегрузки от времени, действующей на полезный груз перспективной парашютной системы

Литература

1. Журинов С.В. Парашютно-реактивная система посадки с упругим звеном // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23, № 1. С. 107-114.
2. Васильченко А.Г., Свириденко А.Н. Феноменологическая модель стропы из синтетического материала // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 151(1). С. 143-149.

UDC 517.97:553.982

Regularization of the inverse problem of interpreting distributed temperature measurements in production well and uncertainty analysis

A. E. Karakulev², L. A. Kotlyar¹, I. L. Sofronov^{1,2}

¹Technology Company Schlumberger, LLC

²Moscow Institute of Physics and Technology

The inverse problem of interpreting distributed temperature measurements of production well fluid originates from [1]. The purpose is to quantify inflow profile by estimating reservoir parameters. In [2], [3] we formulate and solve this problem using gradient minimization of residual norm between field data and results of thermo-hydrodynamic modeling. Several modifications of problem statement and conjugate gradient method are suggested to improve performance and reliability of finding local minima.

This paper focuses on the ambiguity in resulting solutions of the problem and uncertainty analysis.

The ambiguity is observed even for synthetic data, Fig. 1. Along with the global minimum, the functional has multiple local minima with close residual values but noticeably different values of the sought-for reservoir parameters. To address this problem the functional is regularized by adding temperature derivatives both with respect to time and depth to the target functional when comparing field and simulated data:

$$\begin{aligned} \Phi(\mathbf{x}) = & \sum_{k=1}^K w_k \left[\sum_{m=1}^{M_k} \sum_{n=1}^{N_k} (\mathbf{d}_{n,m}^k - [\mathbf{y}(\mathbf{x})]_{n,m}^k)^2 \right] + \\ & + \lambda_N \sum_{m=1}^{M_i} \sum_{n=2}^{N_i} \left((\mathbf{d}_{n,m}^i - \mathbf{d}_{n-1,m}^i) - ([\mathbf{y}(\mathbf{x})]_{n,m}^i - [\mathbf{y}(\mathbf{x})]_{n-1,m}^i) \right)^2 + \\ & + \lambda_M \sum_{n=1}^{N_i} \sum_{m=2}^{M_i} \left((\mathbf{d}_{n,m}^i - \mathbf{d}_{n,m-1}^i) - ([\mathbf{y}(\mathbf{x})]_{n,m}^i - [\mathbf{y}(\mathbf{x})]_{n,m-1}^i) \right)^2. \end{aligned}$$

Also, for calculating the functional it was decided to use the space-time grid of the simulator which is coarser in comparison with the field data grid generated by position and sampling frequency of the sensors. These modifications allowed us to confidently find the global minimum for synthetic data. As to real data, a high-frequency noise in non-stationary temperature measurements does not allow time derivatives to be applied directly: further research is needed to determine the "true" temperature gradients against the background noise.

The above modifications increased reliability of the functional minimization process but, evidently, it is impossible to completely eliminate ambiguity of the solution for field data. Therefore, the interpretation and uncertainty analysis are organized as follows. First, a number of inversions (50 to 100) are launched with randomly selected initial guesses for reservoir parameters and many different solutions of the inverse problem are obtained – a set of inflow profiles corresponding to practically the same values of the functional local minima, Fig. 2a, b. Then this set is clustered with uncertainty estimation by using Bayesian inference according to [4], which makes it possible to form two or three final averaged inflow profiles, Fig. 2c.

Note that the shelf of local minima (Fig. 2a) and the distinctness of clustering are strongly influenced by characteristics of the model that are not included in the sought-for inversion parameters. Among them are radial position of temperature sensing fiber optic cable, surrounding formation temperature, division of reservoir model into permeable and impermeable zones, etc. The analysis of inversion sets with these characteristics being varied allowed to refine their values and created the prerequisites for further research on including these variables in the number of the sought-for parameters with appropriate generalization of the inverse problem statement.

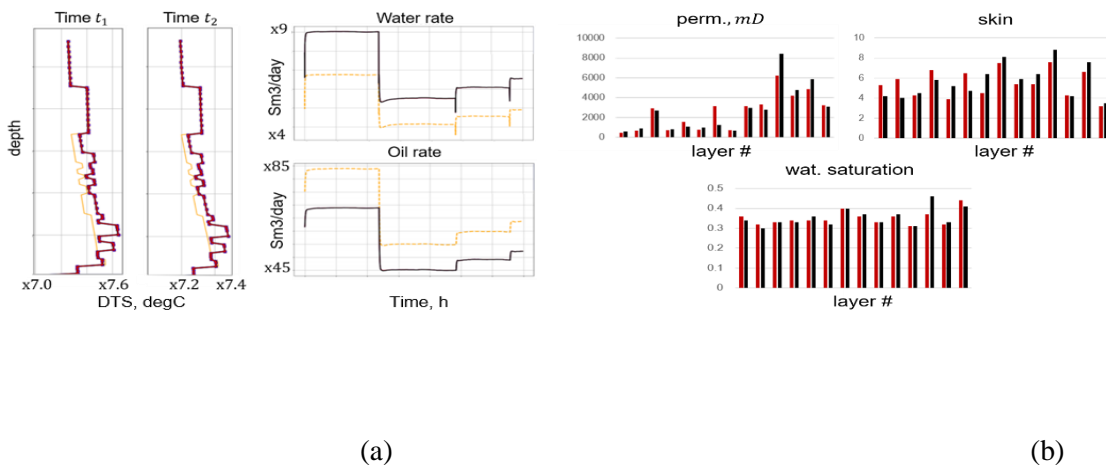
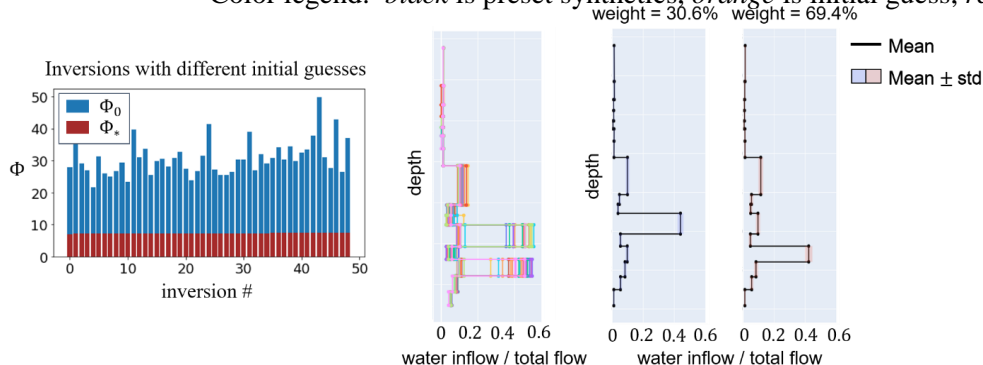


Fig. 1. Inversion results: data that are fitted in the functional (a); reservoir parameters – solution (b). Color legend: *black* is preset synthetics, *orange* is initial guess, *red* is inversion result.



The work was carried out at the Schlumberger Moscow Research Center. Authors are grateful to V.V.

Fig. 2. Values of inversion local minima in ascending order forming a sample of 49 solutions (a); water inflow profiles for this sample (b); two final interpretations with the weight of each cluster in the sample; and uncertainty estimates (c).

Shako for helpful discussions during the research.

References

1. *Kortukov D.* [et al.] Fiber Optic Measurements as Real Time PLT with New Transient Interpretation // SPE-196272-MS, SPE/IATMI Asia Pacific Oil & Gas Conference and Exhibition, 2019.
2. *Karakulev A. E., Kotlyar L. A., Sofronov I. L.* On formulation of the problem of estimating reservoir parameters in the near-wellbore zone during production // Abstracts of the 62nd MIPT Scientific Conference, November 2019, Section of Petroleum Engineering. P. 190–191.
3. *Karakulev A. E., Kotlyar L. A., Sofronov I. L.* Solution of the inverse problem of interpreting distributed temperature measurements of the wellbore fluid during production // Abstracts of the 63rd MIPT Scientific Conference, November 2020, Section of Computational Mathematics and Mathematical Modeling. P. 118–120.
4. *Karakulev A. E., Kotlyar L. A., Sofronov I. L.* Interpretation of distributed fluid temperature logging in a producer with gradient optimization and uncertainty analysis // Conference Proceedings, Data Science in Oil and Gas 2021. August 2021. V. 2021, P. 1–6.

УДК 51-72, 004-9

Обработка данных ПГИ и шумометрии для локализации зон притока

Е.Д. Колодзеева¹, И.Л. Софронов^{2,1}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²ООО Технологическая компания Шлюмберге

В [1] представлена формулировка и обсужден ряд трудностей рассматриваемой задачи. В качестве примера был рассмотрен сценарий, когда для каждого типа данных в скважине доступно несколько измерений в разное время. В данной работе исследуется сценарий, когда имеется только одна серия измерений для каждого датчика. Обсуждаются результаты по следующим проблемам: построение упрощенных профилей сигналов, увязка датчиков по глубине, анализ автоматизированной разметки зон притока. Основными данными для анализа из промысловых геофизических исследований – ПГИ и шумометрии в некоторой конкретной горизонтальной скважине для нас являются данные: расходомера (S), влагомера (WH), температуры (T), шумомера (CH2) и глубины по вертикали (TVD) в зависимости от координаты вдоль ствола скважины, называемой просто глубиной (MD).

Построение упрощенных профилей. Показания датчиков зашумлены, поэтому важно выделить профили сигналов, свободные от шума, и затем использовать анализ таких профилей для определения вероятных интервалов притока. Мы используем кусочно-линейные профили (КЛП), которые строим с помощью однопараметрического алгоритма PELT [2] локализации скачков на графике сигнала. PELT имеет единственный параметр – *penalty*, подбираемый на основе вводимого нами минимального интервала между скачками. Для каждого типа данных такой минимальный интервал имеет свое значение и назначается экспертом. Подбор оптимального *penalty* ведется перебором с проверкой соответствия минимальному интервалу между полученными точками скачков. Пример построения КЛП предложенным нами алгоритмом показан на рис. 1.

Увязка по глубине. Датчики находятся в колонне, которая движется по стволу скважины. Из-за расстояния между датчиками и возможных технических проблем при передаче сигнала полученные сигналы могут быть неувязанными по глубине. Увязка сигналов обычно выполняется как некоторая стандартная процедура. Для повышения качества увязки и автоматизации процесса мы разработали дополнительный двухэтапный алгоритм. На первом этапе для каждой пары датчиков из всех возможных комбинаций рассматриваются возможные сдвиги в диапазоне порядка длины колонны. Для каждого сдвига считается коэффициент корреляции Пирсона между этими сигналами. Из полученных точек выбирается максимум, который считается оптимальным сдвигом. После этого этапа получается антисимметричная матрица сдвигов. Ее недостаток – возможность существенного нарушения аддитивности (т.е., выполнение для последовательно расположенных датчиков A, B и C условия $AC - AB = BC$, где AB, AC, BC – найденные сдвиги). Чтобы минимизировать нарушение аддитивности, проводим второй этап: при сохранении антисимметричности матрицы построчно уменьшаем модуль среднего значения сдвигов, делая для этого несколько итераций. Итоговые значения этих средних значений сдвигов принимаем за относительные сдвиги датчиков. Результат работы алгоритма с предложенной после увязки схемой расположения датчиков (не обязанной совпадать с реальной схемой в колонне) показан на рис.2.

Разметка зон притока. В качестве первого приближения мы выделяем так называемые событийные участки – те, на которых сигналы датчиков меняются согласованно. При этом учитываются поправки от увязки по глубине. Предложены и проанализированы несколько алгоритмов автоматического выделения событийных участков при анализе КЛП: вычисление суммарного градиента изменений показаний датчиков, кластеризация, детектор аномалий. Результат работы одного из них приведен на рис. 3, где также пока-

зана экспертная разметка вероятных зон притока.

Видно, что 1) алгоритм отмечает все интервалы, указанные экспертом, 2) отмечает дополнительные интервалы. Возникновение дополнительных интервалов – тема дальнейших исследований и доработки алгоритмов.

Работа выполнена в Московском научно-исследовательском центре Шлюмберже.

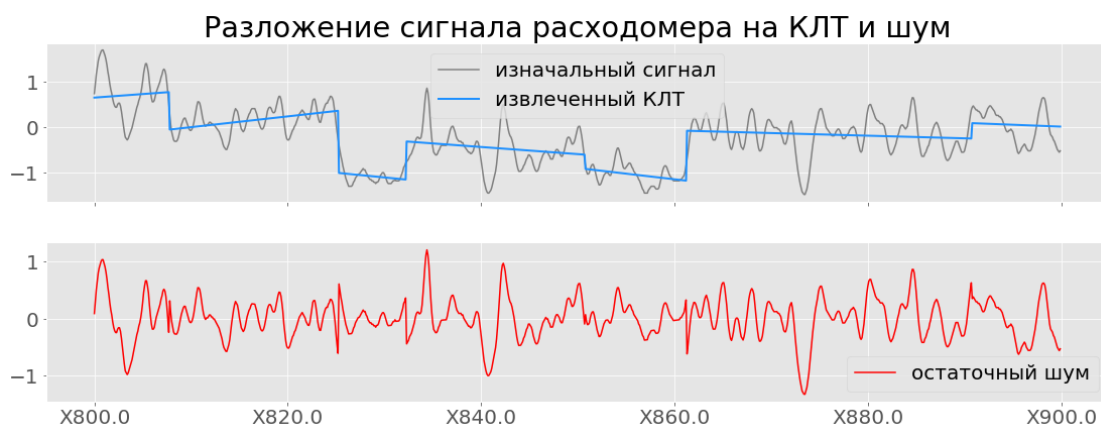


Рис.1. Исходный сигнал (серая линия), выделенный КЛТ (синяя линия) и их разность - остаточный шум (красная линия)

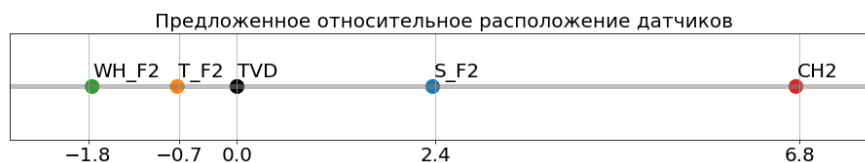


Рис.2. Схема расположения датчиков после увязки (значения указаны в метрах)



Рис 3. Сравнение автоматической разметки (красная линия) с экспертной разметкой зон притока (голубые полосы)

Литература

1. Колодезева Е.Д., Сушина М.Р., Михайлов Д.Н., Софронов И.Л. Автоматизация поиска в данных ПГИ скважины участков-кандидатов на зоны притока // ТРУДЫ 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ 23–29 ноября 2020, Аэрокосмические технологии, Секция вычислительной математики и математического моделирования. С. 87-88.
2. Truong C., Oudre L, Vayatis N. Penalty Learning for Changepoint Detection // 2017 25th European Signal Processing Conference (EUSIPCO).

УДК 519.635.8

О методе решения плохо обусловленных систем линейных уравнений, возникающих в

задаче трехмерного моделирования многофазных многокомпонентных течений в цифровом керне неявным методом.

Ю.А. Забегаев¹, Л.Е. Довгилович²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²ООО «Технологическая компания Шлюмберже»

Рассматривается задача моделирования течения нескольких несмешиваемых жидкостей в трехмерной пористой среде в масштабе пор. Такое моделирование позволяет ставить воспроизводимые численные эксперименты над керном, дополняя и оптимизируя лабораторное исследование. Решается система уравнений на основе метода функционала плотности в гидродинамике [1–2]. Система состоит из уравнений неразрывности сжимаемой жидкости и сохранения импульса. Для дискретизации используется метод конечных разностей. Производные приближаются на основе неявной схемы 2-го порядка аппроксимации. Вычисления проводятся на GPU с использованием CUDA [3]. Используется автоматическая генерация кода для конкретной модели жидкости с помощью библиотеки SymPy [4]. Работа опирается на полученные ранее результаты, изложенные на конференциях в докладах [5–6].

Шаг по времени сводится к решению нелинейной системы уравнений методом Ньютона. Чтобы сделать шаг метода Ньютона, линейная система уравнений решается методами подпространства Крылова (BiCGStab или GMRES) [7]. Эффективный сценарий использования неявной схемы реализуется при достаточно большом шаге по времени. Матрицы, получаемые при таком шаге, плохо обусловлены. Из-за этого методы Крыловского типа не могут сойтись, и неявная схема становится невыгодной по сравнению с явной. В [6] мы исследовали различные широко применяемые предобуславливатели (Якоби, Гаусс–Зейдель, многосеточный метод, блочные методы и др.) и показали, что они не приводят к сходимости в данном случае.

Новизна данной работы заключается в использовании предобуславливателя на основе дополнения Шура [8]. Новый метод обеспечивает сходимость при решении линейной системы. Таким образом, шаг по времени ограничивается только сходимостью метода Ньютона.

Предлагаемый предобуславливатель разделяет решаемую линейную систему на две подсистемы, каждую из которых можно решать наиболее подходящим для нее методом на основе ее свойств. В том числе это позволяет использовать внутри численные методы, поддерживающие массивное распараллеливание на GPU и многосеточный метод [9], обеспечивающий эффективное масштабирование. В качестве сглаживателя для многосеточного метода используется адаптивный алгоритм Чебышева [10].

Для проведения симуляции могут использоваться несколько GPU ускорителей в рамках технологии “Unified Memory” [11], поддерживающая абстракцию общей памяти между устройствами.

В результате работы реализована эффективная симуляция двухкомпонентной жидкости в трехмерном пористом пространстве на 4 GPU с эффективным шагом по времени, характерным для процесса переноса – $CFL \approx 1$. Протестирована работа предлагаемого предобуславливателя с различными режимами течения.

Работа выполнена в Московском научно-исследовательском центре “Шлюмберже”.

Литература

1. Демьянов А.Ю., Динариев О.Ю., Евсеев Н.В. Основы метода функционала плотности в гидродинамике. Москва : ФИЗМАТЛИТ, 2009. 312 с.
2. Armstrong R. T. [et al.]. Modeling of pore-scale two-phase phenomena using density functional hydrodynamics // *Transport in Porous Media*. 2016. V. 112, N 3. P. 577-607.
3. Cook, S. (2012). *CUDA Programming: A Developer’s Guide to Parallel Computing with GPUs* (1st ed.). San Francisco, CA, USA: Morgan Kaufmann Publishers Inc.
4. Meurer A. [et al.] (2017) SymPy: symbolic computing in Python // *Peer J. Computer Science* 3:e103.
5. Ю.А. Забегаев, Л.Е. Довгилович. Неявные численные схемы для расчёта многофазовых многокомпонентных течений в цифровом керне // 63-я Всероссийская научная конференция МФТИ. Москва : МФТИ, 2020. С. 108-109.
6. Ю.А. Забегаев, Л.Е. Довгилович. Неявный трехмерный алгоритм для расчета многофазных многокомпонентных течений в цифровом керне // Международная научная конференция студентов, аспирантов и молодых учёных «Ломоносов-2021».
7. Saad Y. Iterative methods for sparse linear systems // *Society for Industrial and Applied Mathematics*, 2003.
8. Zhang F. (ed.). *The Schur complement and its applications* // Springer Science & Business Media, 2006. Т. 4.
9. William L Briggs, Van Emden Henson, and Steve F McCormick. *A multigrid tutorial* // SIAM, 2000.
10. Жуков В. Т., Новикова Н. Д., Феодоритова О. Б. Чебышевские итерации с адаптивным уточнением нижней границы спектра матрицы // *Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша*, 2018, 172. 32 с.
11. Li W. [et al.]. An evaluation of unified memory technology on nvidia gpus // 2015 15th IEEE/ACM International Symposium on Cluster, Cloud and Grid Computing. IEEE, 2015. P. 1092-1098.

Исследование вариантов критерия прочности типа Мора

Т.А. Кузьмина^{1,2}, А.И. Олейников^{1,2}

¹ Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ)

² Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Критерии прочности однонаправленных композитов – монослоев – лежат в основе расчёта на прочность конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Проблема построения критерия прочности монослоев имеет длительную историю, тем не менее, остается до сих пор актуальной. [1, 2] Рассматриваются новые варианты критерия прочности связующего, в которых площадка возможного разрушения не является фиксированной и определяется максимумом функции разрушения. Угол α наклона этой площадки зависит от приложенных напряжений и параметров прочности композита. Построены кривые прочности для линейного и квадратичного вариантов критерия прочности стеклопластика и углепластика. В отличие от широко применяемых критериев исследуемые условия прочности позволяют описать ограниченное увеличение прочности матрицы, вызванное сжимающим поперечным напряжением. Исследуемое разрушение разделяется на 2 зоны: с углом $\alpha = 0$ и с углом α , отличным от нуля. Приводятся результаты исследования изменения углов наклона площадки разрушения для двухосных напряженных состояний как при сжимающих, так и при растягивающих поперечных напряжениях. Отмечается хорошая согласованность рассматриваемых новых критериев с экспериментальными значениями для стеклопластика и углепластика.

Отмечается различие в характеристиках прочности в виде изолированного однонаправленного композита и в виде монослоя в композиционном пакете. Задается постановка и решение обратной задачи по определению параметров прочности монослоя из испытаний слоистого ПКМ. [3]

Предлагается равномерная кусочно-линейная аппроксимация квадратичного критерия, которая обеспечивает аналитическое решение данной обратной задачи. Приводится сравнение расчётов прочности на основе свойств изолированного монослоя и свойств, полученных решением обратной задачи. Это позволило существенно повысить точность расчётов на прочность элементов конструкции из ПКМ.

Литература

1. Беклемышева К. А., Петров И. Б. Моделирование разрушения гибридных композитов под действием низкоскоростного удара // Матем. моделирование, 2018, Т. 30, № 11. С. 27–43.
2. Puck A., Schürmann H. Failure Analysis of FRP Laminates by Means of Physically Based Phenomenological Models // Composites Science and Technology. 1998. V. 58. P. 1045–1067.
3. Олейников А.И., Кузьмина Т.А. Определение упруго-прочностных характеристик монослоев в композиционном пакете // Ученые записки ЦАГИ, 2020. Т. LI, № 4. С. 77-86.

Выбор оптимального пайплайна для классификации высокочастотных временных рядов с применением свёрточных нейронных сетей для определения начала пескопроявления

В.Р. Касымов

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Методы машинного обучения внедряются в различных индустриях при анализе временных рядов для решения прикладных задач с использованием параметров, косвенно связанных с состоянием наблюдаемой системы. Примеры включают предсказание ресурса оборудования и автоматическое определение критических событий. Вынос песка разрушающе воздействует на нефтяную скважину. На данный момент мониторинг и обработка высокочастотных аудио-сигналов в реальном времени с применением методов машинного обучения позволяет автоматически информировать оператора о появлении негативных факторов для принятия решения об остановке скважины и проведении технического обслуживания оборудования.

В работе использовали лабораторные данные, полученные с применением экспериментальной установки. Установка содержит трубу с установленным распределенным аудио-датчиком, который записывает высокочастотный сигнал для двух случаев: песок посыпается на трубу и не посыпается. В работе были проанализированы временные ряды, характеризующие бинарное состояние системы в каждой пространствен-

но-временной координате. Основной задачей исследования является построение алгоритма с высокой точностью предсказаний наличия пескопроявления в экспериментальной установке. Для обеспечения возможности работы алгоритма в режиме реального времени необходимо обеспечить продолжительность его работы за меньшее время, чем длительность записи файла данных.

Для решения поставленной задачи исследована зависимость качества работы алгоритма от сложности архитектур нейронных сетей, а также подходов к работе с данными. Исходные данные представляют собой 15-и секундные файлы с частотой дискретизации сигнала 10кГц. Для работы с нейронными сетями рассматривалось одномерное и двумерное представление данных.

Для сравнения использовались как предобученные нейронные сети (ResNet18, ResNet34, ResNet50), так и непредобученные, написанные с помощью фреймворков Keras и PyTorch. По результатам сравнения работы сверточной нейронной сети с одномерной свёрткой для работы с одномерным представлением данных и свёрточных нейронных сетей с двумерной свёрткой для работы с матрицами данных, полученными из спектрограммы сигнала, было принято решение рассматривать в дальнейшем лишь второй подход в силу значительной разницы во временных затратах. В итоге, алгоритм принял вид классической задачи распознавания речи, поэтому сравнивались релевантные архитектуры нейронных сетей. По результатам сравнения различных архитектур нейронных сетей, гиперпараметров для создания спектрограмм и оптимизаторов удалось предложить архитектуру, обеспечивающую точность 0.92 на тестовой выборке. Продолжительность обучения этой нейронной сети составила 18 минут. Общее время обработки файла занимает 8 секунд, где чтение и подготовка данных составляет 6.3 с, а само построение предсказания — 1.7 с.

Работа выполнена в Московском научно-исследовательском центре Шлюмберже.

Литература

1. *Kashiparekh K. [et al.]. ConvTimeNet: A Pre-trained Deep Convolutional Neural Network for Time Series Classification // 2019 International Joint Conference on Neural Networks (IJCNN).*

УДК 519.63

Применение методов машинного обучения и сеточно-характеристического метода к ультразвуковому исследованию авиационных композитов

Н.В. Быков, В.А. Концевая

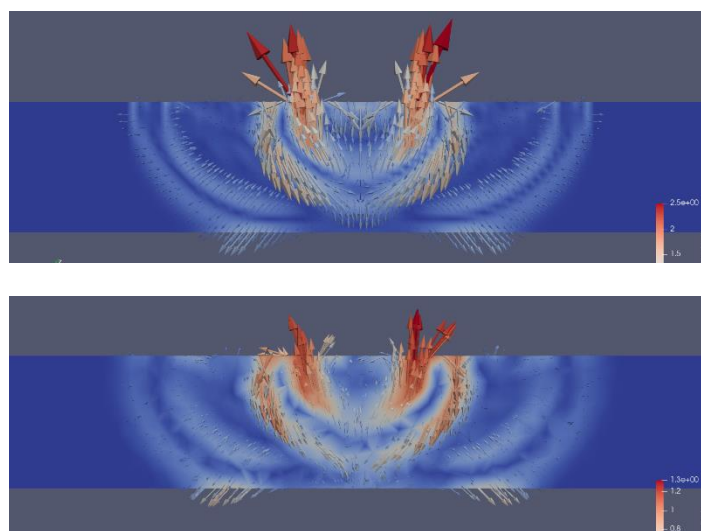
Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В работе рассматривается проблема восстановления упругих параметров композитов на основе численного моделирования с применением методов машинного обучения. Т.к. композиты являются материалами со сложной структурой, и их описание требует использования моделей с большим количеством параметров, то есть важно учесть влияние каждого параметра на изменение результирующего признака. Соответствующая постановка является типичной задачей регрессионного анализа.

Более того, многие из этих параметров сложно, дорого или невозможно измерить в эксперименте напрямую – надежно и с достаточной точностью. Поэтому методика определения параметров композита на основе обучающей выборки, построенной с использованием численного решения прямых задач, существенно удешевит разработку и исследование новых материалов.

В настоящее время алгоритмы машинного и глубокого обучения, получили широкое распространение среди задач анализа прочности и задач механики сплошных сред. Стоит отметить, что применение нейронных сетей также актуально, например, для решения задач, связанных с биомеханическими процессами или кристаллографией. Такая популярность методов машинного обучения обуславливается их способностью работать с неподготовленными данными, позволяя обойти этапы предобработки и интерпретации данных. Также решение задач с применением машинного обучения позволяет найти сложные зависимости целевой переменной с параметрами задачи, которые могут быть не очевидны на первый взгляд.

В данной работе нами рассматривается модельная задача об ударе по пластине малой толщины с параметрами 10×10×1 см (аналог задачи Лэмба – вместо полупространства берется пластина конечной толщины).



Волнами Лэмба называют упругие возмущения, распространяющиеся в твердой пластине (слое) со свободными границами, у которых есть смещение как в направлении распространения волны, так и перпендикулярно плоскости пластинки. Данная задача решается численно с помощью сеточно-характеристического метода.

Решение обратной задачи строится на результатах расчетов модельных экспериментов, полученных при решении прямых задач. А именно, в данной работе была сгенерирована обучающая выборка по числовым данным из численных расчетов. То есть решается задача регрессии по предсказанию параметров упругости материала на основе различных характеристик, описывающих распространение упругой волны в материале.

Для решения данной обратной задачи были исследованы различные модели машинного обучения, например, такие как классическая линейная регрессия, метод k ближайших соседей, случайный лес. Также, были применены методы регуляризации и оптимизации гиперпараметров для улучшения качества предсказаний моделей.

Литература

1. *Васюков А. В.* Численное моделирование деформаций и повреждений в сложных конструкциях при действии динамической нагрузки: дисс. ... канд. физ.-мат. наук. / МФТИ, 2012 г.
2. *Белоцерковский О.М.* Численное моделирование в механике сплошных сред. Москва : Физико-математическая литература. 1994, 442 с.
3. *Julian A.* Scikit-Learn Cookbook. Second Edition. Packt Publishing, 2017.
4. *Hastie, T., Tibshirani, R. and Friedman, J.* The Elements of Statistical Learning: Data Mining, Inference, and Prediction. Second Edition, February 2009.
5. *Breiman L.*, Random Forests, 2001.
6. *Christopher M. Bishop* Pattern Recognition and Machine Learning. 2006. P. 145-146.

УДК 536.46

Численное моделирование горения в твердотопливном ПВРД

И.А. Емекеев¹, С.Е. Якуш²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Институт проблем механики имени А.Ю. Ишлинского РАН

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) является простейшим представителем в классе воздушно-реактивных двигателей, но имеет некоторые проблемы со стабильностью горения. Изучение на экспериментальных стендах представляется затратным, поэтому для изучения данной проблемы и поиска оптимальной формы канала используется численное моделирование, что в разы удешевляет процесс. Данная работа не является итогом исследования в этой области, но представляет некоторые промежуточные результаты, которые могут подтвердить эффективность используемого метода.

В работе используется модифицированная версия программы численного моделирования RAM-JET2D [1]. В приведённой версии рассматривается процесс горения в твёрдотопливном ПВРД, где в качестве твёрдого топлива используется Полиметилметакрилата (ПММА). При протекании разогретого потока газа через двигатель ПММА пиролизуется до мономера метилметакрилата (ММА) и далее это вещество используется как топливо в камере сгорания. Моделирование проводится при входном давлении 1 атм, длительности всего процесса 200 мс и длинах стабилизатор пламени 30 мм, 45 мм, 60 мм.

Расчёты проводятся при разных условиях входного потока и различной форме камеры сгорания.

Работа выполнена на кафедре физической и химической механики в Институте проблем механики имени А.Ю. Ишлинского РАН.

Литература

1. *Rashkovskiy S.A., Yakush S.E., Baranov A.A.* Combustion stability in a solid-fuel ramjet engine //Journal of Physics: Conference Series. – IOP Publishing, 2018. – V. 1009. – N 1. – P. 012032.

УДК 621.454.3

Тепловое излучение факела на начальном и основном участке струи модельного ракетного двигателя

В.А. Кузьмин, И.А. Заграй, Н.А. Шмакова

Вятский государственный университет

Определение спектральных и интегральных характеристик излучения факела ракетных двигателей представляет практический интерес при решении целого ряда проблем: организация теплозащиты элементов конструкций двигателей летательных аппаратов (ЛА) от мощных тепловых потоков; диагностика дефектов при огневых испытаниях двигателей; обнаружение и распознавание ЛА по тепловому излучению факел а двигателей; выбор методов экспериментального определения температуры продуктов сгорания в различных тепловых двигателях и энергоустановках; установление влияния излучения на горение твердых ракетных топлив; применении малогабаритных ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) для разогрева пластов при добыче вязкой тяжелой нефти.

Конденсированная фаза (КФ) гетерогенных продуктов сгорания (ГПС) РДТТ представляет собой полидисперсную систему частиц оксидов легких металлов, обычно алюминия. В сопле и в факеле РДТТ может происходить догорание крупных частиц Al (химическая неравновесность), охлаждение жидких частиц Al₂O₃ и их кристаллизация, и дальнейшее охлаждение твердых частиц Al₂O₃ и всё это может обуславливать температурную неравновесность между газовой фазой (ГФ) и КФ. Расплавленные частицы Al₂O₃ разных размеров ускоряются и двигаются в камере сгорания и сопле с различными скоростями: мелкие частицы движутся быстрее крупных. Это обуславливает скоростную неравновесность между ГФ и частицами КФ. Кроме того, излучение из камеры на срезе сопла может рассеиваться на частицах КФ. Таким образом,

спектральные и интегральные характеристики излучения ГПС (сила излучения, интенсивность, плотность потока, степень черноты) определяются суммарным излучением ГФ, КФ и излучением из камеры сгорания на срезе сопла с возникающими в ГПС неравновесностями. И всё это должно учитываться в расчетной модели струи или факела. Значения величин скоростной и температурной неравновесностей между газом и частицами напрямую зависят от размеров частиц и геометрии сопла: диаметра критического сечения и других параметров.

При вычислительном эксперименте при определении характеристик излучения ГПС на срезе сопла и в факеле модельного РДТТ рассматриваются три режима работы: запуск и начало работы – учет догорания крупных частиц Al, охлаждение жидких частиц Al_2O_3 , кристаллизация и охлаждение частиц Al_2O_3 в пределах сопла и за его пределами; рабочий режим – учет кристаллизации и охлаждения частиц Al_2O_3 ; окончание работы – охлаждение частиц Al_2O_3 . Все три режима работы РДТТ сопровождаются температурной неравновесностью между газом и частицами. В работе рассматривались модельные двигатели с разными размерами и конфигурацией сопла. В качестве примера приведена конфигурация сопла при $\alpha = 45^\circ$, $\beta = 15^\circ$ и разном критическом сечении. Значения величин температурной и скоростной неравновесности между газом и частицами взяты из газодинамических расчетов [1]. Для оценки влияния температурной неравновесности на начальном участке струи (срез сопла) были произведены расчеты спектральной плотности потока F_λ и степени черноты ε_λ для модельного РДТТ с диаметром критического сечения 6,35 мм (рис. 1). Методика расчета характеристик излучения подробно изложена в работе [2]. На начальном участке струи преобладает сплошное излучение, но с присутствием основных полос излучения H_2O и CO_2 при $\lambda = 2,7$ мкм и 4,3 мкм. Расчетные значения F_λ при учете температурной неравновесности согласуются с экспериментальными результатами работы [3]. Поэтому в расчетах необходимо учитывать наличие температурной неравновесности в ГПС, что позволяет планировать, прогнозировать и интерпретировать результаты эксперимента. Для основного участка струи модельного РДТТ наблюдается явно выраженное селективное излучение ГПС (рис. 2).

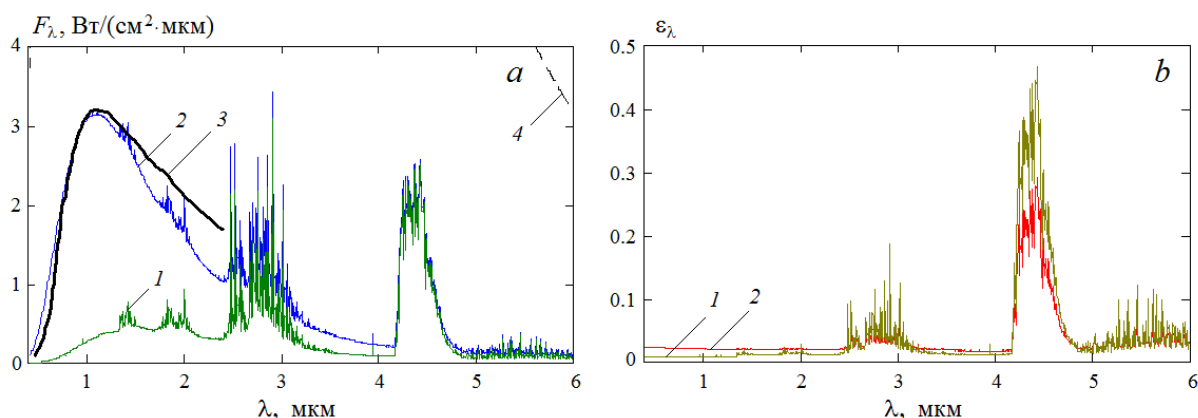


Рис. 1. Характеристики излучения на срезе сопла РДТТ.

1 – расчет при $T_c = T_r = 2000$ К, 2 – расчет при $T_c = 2600$ К и $T_r = 2000$ К, 3 – эксперимент [3], 4 – Функция Планка при $T = 2600$ К

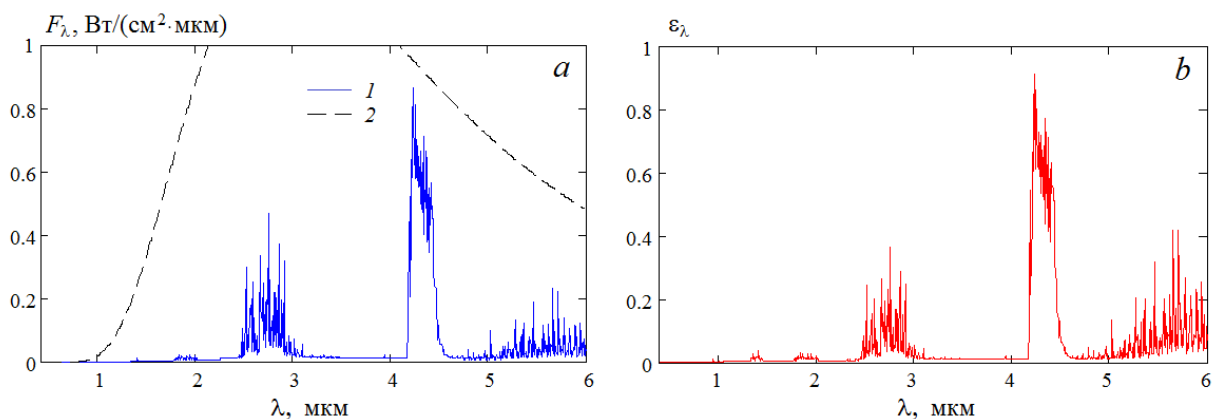


Рис. 2. Характеристики излучения на основном участке струи РДТТ.

1 – расчет при $T_c = T_r = 1000$ К, 2 – Функция Планка при $T = 1000$ К

На основе анализа тепловой истории горящих частиц алюминия в камере сгорания модельного РДТТ в зависимости от режимов его работы рассматривались различные варианты температурного состояния частиц Al_2O_3 на начальном и основном участке струи двигателя. Для конкретной конфигурации и размеров сопла модельного РДТТ и разных функций распределения частиц по размерам Al_2O_3 на основе лите-

ратурных данных были произведены расчеты величины температурной неравновесности между газом и частицами. С учетом тепловой истории и температурной неравновесности частиц Al_2O_3 и газа были проведены расчетные исследования спектральных плотностей потоков энергии излучения и степеней черноты ГПС. Полученные результаты сравнивались с расчетными и экспериментальными данными других авторов для условий среза сопла и основного участка факела модельного РДТТ. Проведенные исследования подтверждают необходимость учитывать температурную и скоростную неравновесности между газом и частицами при расчетах характеристик излучения ГПС малых и модельных РДТТ на начальном участке факела вблизи среза сопла.

Литература

1. Сарнер С. Химия ракетных топлив. Москва : Мир, 1969. 488 с.
2. Кузьмин В.А., Заграй И.А., Маратканова Е.И. Характеристики теплового излучения факела модельного ракетного двигателя на твердом топливе с учетом скоростной и температурной неравновесностей газа и частиц // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26, № 1. С. 75–84.
3. Кузьмин В.А. Тепловое излучение в двигателях и энергетических установках. Киров : Полекс, 2004. 231 с.

УДК 533.697;534.222.2

Моделирование горения водородо-воздушной смеси во вращающейся детонационной волне

И.А. Филатов^{1,2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова

Рассматривается моделирование горения предварительно смешанной горючей смеси во вращающейся детонационной волне (ДВ). Сжигание горючей смеси осуществляется в кольцевом канале. Геометрия расчетной области выбрана с учетом, в том числе экспериментальных [1], исследований предшественников. Моделирование проводится по средствам интегрирования уравнений Эйлера, система уравнений дополнена уравнениями кинетики для описания изменения химического состава смеси [2]. В качестве уравнения состояния, связывающего температуру, плотность и давление, используется уравнение Менделеева–Клапейрона. Для определения зависимостей энтальпии, энтропии и теплоемкости при постоянном давлении от температуры для каждого компонента смеси использовалась аппроксимация экспериментальных данных [3].

Для моделирования горения в одной ДВ был использован кольцевой канал длиной 24,5 см, с внешним радиусом, равным 3,5 см и внутренним – 3 см. Для упрощения моделирования на вход канала подается перемешанная горючая смесь, а во входной области (зона номер 1 на рис. 1) химические реакции “заморожены”. На рис. 1 можно также видеть одну из использованных расчетных сеток. Ячейки сетки сгущаются к области номер 2, в которой ожидается ДВ.

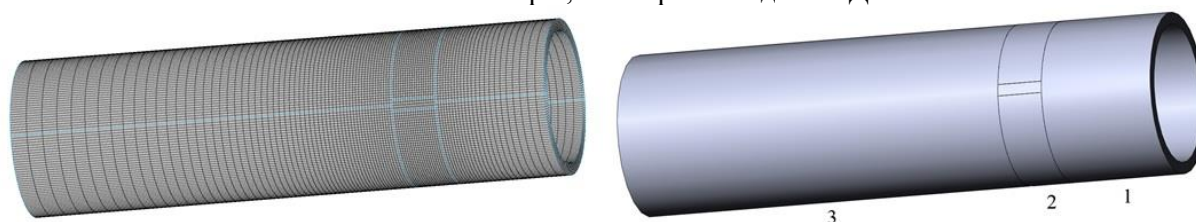


Рис. 1. Расчетная сетка (слева) и геометрия расчетной области (справа)

Для задачи с одной ДВ была получена серия решений на сетках с разным размером ячеек. Структура решений мало изменялась с уменьшением размера ячеек, за исключением последней рассмотренной сетки, на которой, по-видимому, разрешающая способность позволила получить новые особенности решения. Для данной задачи проведено исследование сеточной сходимости, в качестве отслеживаемых параметров были выбраны: осредненное по времени и по головной части ДВ давление и массовая доля ОН, линейная скорость движения ДВ относительно канала и температура, осредненная по выходной части канала и по времени.

На рис. 2 можно видеть поля давлений в канале, полученные на сетках различной мелкости (Каждая сетка получена уменьшением линейного размера ячейки в N раз, где $N = 1, 1.5, 2, 2.5, 3$) и график зависимости осредненного давления от параметра $1/N$. Видим, что на сетке с $N = 3$ во фронте ДВ появилась неодно-

родность в распределении давления. Также наблюдается общая тенденция к утончению фронта ДВ с ростом разрешающей способности сетки.

На рис. 3 представлены поля температур, полученные на сетках с разным размером ячеек, и график зависимости осредненной температуры от параметра $1/N$. Видим, что на сетке с $N = 3$ проявилась неустойчивость контактного разрыва, которая не была заметна на сетках с $N < 3$.

Также было получено решение с двумя детонационными волнами. Для моделирования этого течения диаметр канала был увеличен вдвое (при неизменных остальных параметрах канала). Структура ДВ в решении с двумя волнами не имеет отличий от аналогичного решения с одной волной.

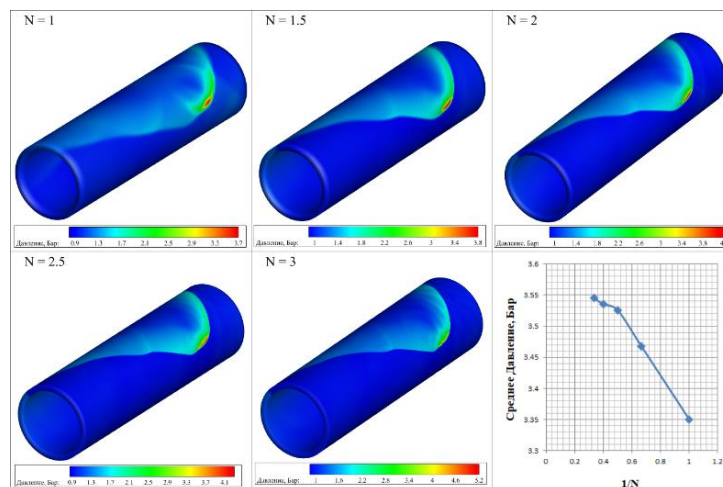


Рис. 2. Поля давлений и график зависимости осредненного давления от параметра $1/N$

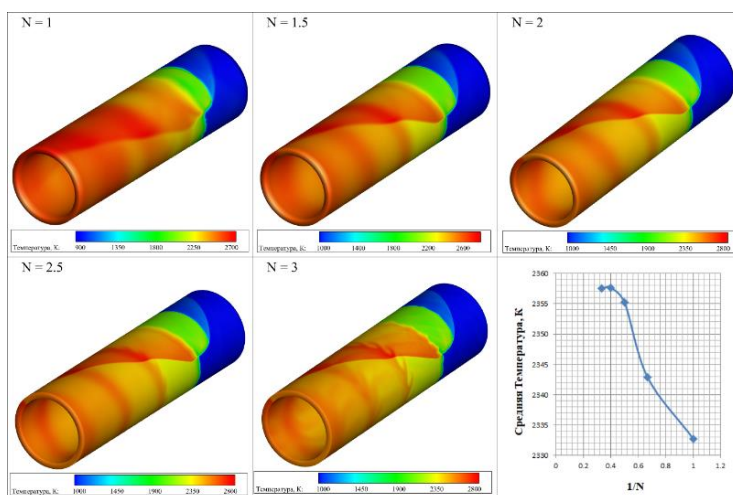


Рис. 3. Поля температур и график зависимости осредненной температуры от параметра $1/N$

Литература

1. *Быковский Ф.А., Ждан С.А., Ведерников Е.Ф.* Непрерывная спиновая детонация топливно-воздушных смесей // Физика горения и взрыва, 2006, т. 42, № 4. С. 107-115.
2. *Morris C.I.*, Numerical Modeling of Pulse Detonation Rocket Engine Gasdynamics and Performance, AIAA Paper 2004-0463. 12 p.
3. *Bonnie J. McBride, Michael J. Zehe, and Sanford Gordon.* NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species // Glenn Research Center, Cleveland, Ohio.

Расчетно-экспериментальные исследования энергетических характеристик аккумуляторной ячейки ЛИП-20А производства ООО «ФМ Лаб»

А.А. Осика¹, А.Н. Варюхин¹, А.В. Гелиев¹, И.О. Киселев¹

¹Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова

Мощность тепловыделения $dQ_{\text{тепл},p} / dt$, выделяемая в аккумуляторной ячейке при изотермическом разряде постоянным током I и при неизменном давлении материала ячейки P , описывается формулой (1) [1]:

$$\left. \frac{dQ_{\text{менл},p}}{dt} \right|_T = I [\text{НРЦ}(T, q_{\text{отд}}) - \text{НЗЦ}(T, q_{\text{отд}}, I)] - IT \left. \frac{\partial \text{НРЦ}(T, q_{\text{отд}})}{\partial T} \right|_{q_{\text{отд}}, P} \quad (1)$$

С помощью соотношения (1) расчетно-экспериментальным методом можно определить мощность тепловыделения аккумуляторной ячейки во всем диапазоне допустимых температур T , токов разряда и отданных емкостей $q_{\text{отд}}$. Для этого проводились экспериментальные исследования напряжений замкнутой цепи ($\text{НЗЦ}(T, q_{\text{отд}}, I)$) и напряжения разомкнутой цепи ($\text{НРЦ}(T, q_{\text{отд}})$) при разряде постоянным током при постоянной температуре, а также в отдельном эксперименте определялась зависимость НРЦ от температуры при различных уровнях отданной емкости.

Зависимости НРЦ и НЗЦ от отданной емкости при разряде током 200 А и температуре 55 °С представлены на рис. 1.

Зависимости мощности тепловыделения аккумуляторной ячейки ЛИП-20А от отданной емкости изображены на рис. 2 (для разрядов токами 80, 140 и 200 А и температур 25 и 55 °С).

Как видно на рис. 2, мощность тепловыделения при температуре 55 °С ниже, чем при 25 °С (при фиксированном токе разряда), кроме того, чем выше ток разряда, тем выше мощность тепловыделения (при фиксированной температуре).

На рис. 3 приведена зависимость вкладов в мощность тепловыделения аккумуляторной ячейки каждого из слагаемых (1) от отданной емкости при температуре 55 °С и токоотдаче 200 А.

Одной из важнейших характеристик литий-ионного аккумулятора является полезная электрическая мощность, а также баланс мгновенных значений электрической и тепловой мощностей в процессе разряда.

Зависимости полезной электрической мощности аккумуляторной ячейки от отданной емкости представлены на рис. 4 (для разрядов токами 80, 140 и 200 А и температур 25 и 55 °С).

Введем эффективность аккумуляторной ячейки, равную отношению электрической мощности к сумме электрической и тепловой мощностей (2):

$$\eta_{\text{я}}(I, T, q_{\text{отд}}) = \frac{I \cdot \text{НЗЦ}}{I \cdot \text{НЗЦ} + dQ_{\text{менл},p} / (dt)} \quad (2)$$

С помощью соотношения (2) получены зависимости эффективности ячейки от отданной емкости при температурах 25 и 55 °С и токах разряда 80, 140 и 200 А (рис. 5).

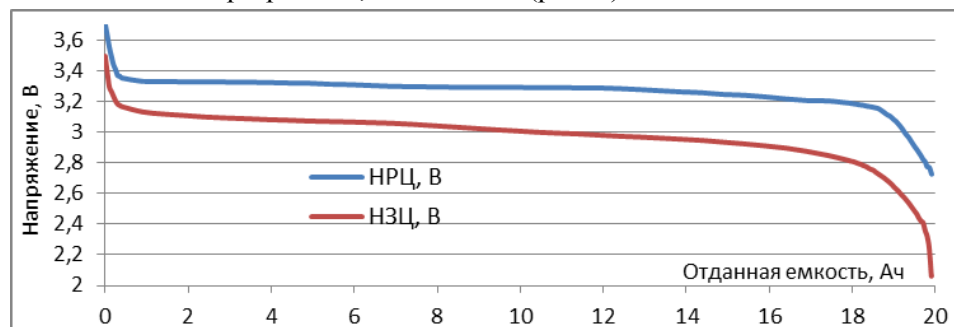


Рис. 1. Зависимости НЗЦ и НРЦ от отданной емкости при токоотдаче 200 А при температуре 55 °С

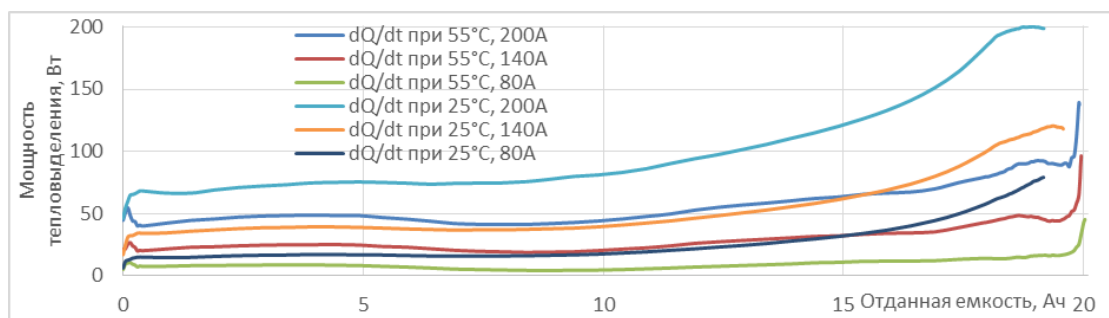


Рис. 2. Зависимости мощности тепловыделения аккумуляторной ячейки ЛИП-20А от отданной емкости (токи разряда 80, 140 и 200 А, температура 25 и 55 °С)

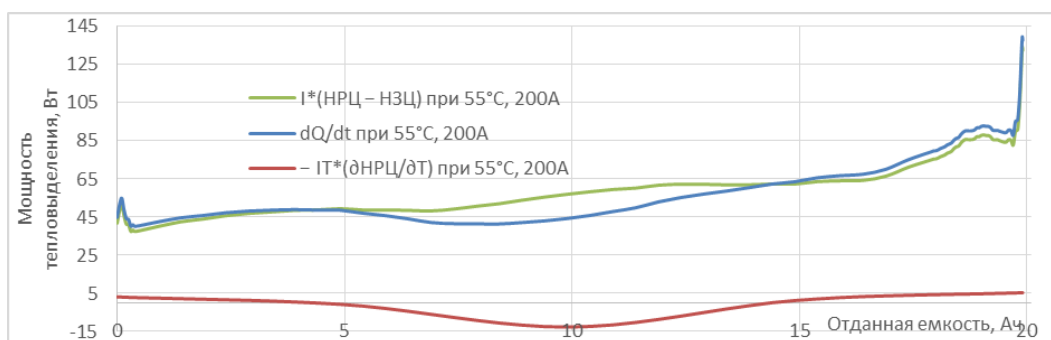


Рис. 3. Зависимости вкладов в мощность тепловыделения аккумуляторной ячейки ЛИП-20А каждого из слагаемых от отданной емкости при температуре 55 °С и токе 200 А

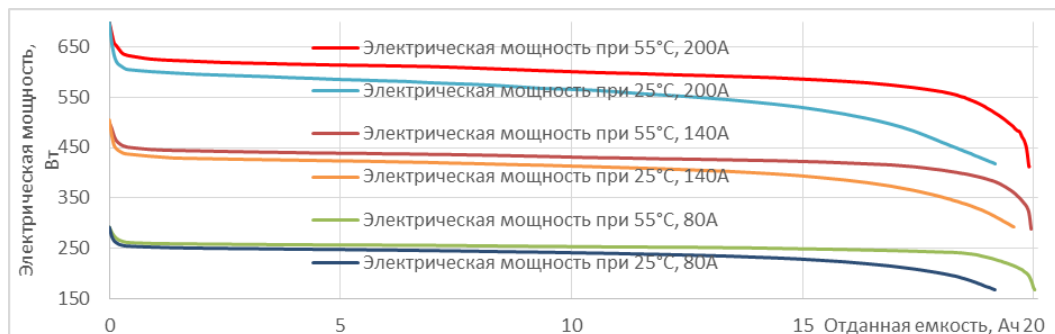


Рис. 4. Зависимости электрической мощности аккумуляторной ячейки ЛИП-20А от отданной емкости (токи разряда 80, 140 и 200 А, температура 25 и 55 °С)

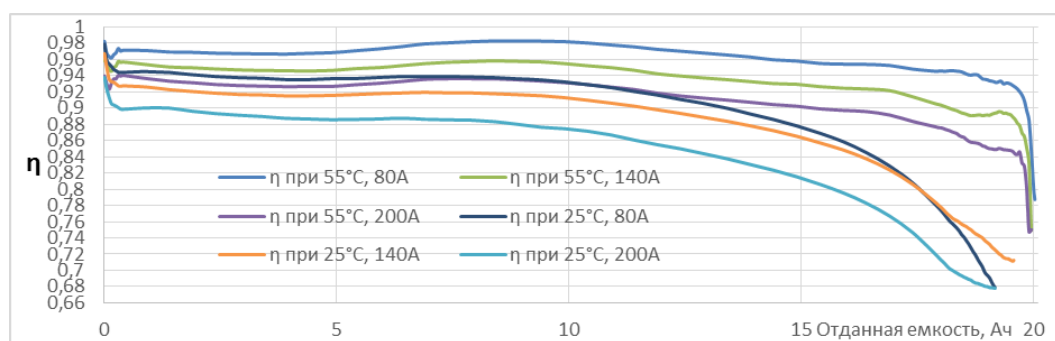


Рис. 5. Зависимости эффективности ячейки от отданной емкости (токи разряда 80, 140 и 200 А, температура 25 и 55 °С)

Литература

1. Bernardi D., Pawlowski E., Newmann J. A General Energy Balance for Battery Systems // Journal of The Electrochemical Society, 1985, V. 132, N 1.

Расчетное исследование влияния температурного фактора на аэродинамическое сопротивление модели с протоком

Д.А. Павлов^{1,2}, В.Ю. Александров¹

¹Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова

²Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Одной из основных проблем проведения расчетных исследований аэродинамических характеристик моделей высокоскоростных летательных аппаратов, интегрированных с проточным трактом силовой установки, является валидация математически моделей высокого уровня с использованием валидационных упрощенных аэродинамических моделей с протоком. Под валидацией здесь понимается подтверждение адекватности математической модели моделируемому объекту [1]. Для проведения таких валидационных исследований в лаборатории гиперзвуковых и плазменных технологий МФТИ предполагается разработка и создание упрощенной валидационной аэродинамической модели с протоком.

Известно [2], что обтекание тел простой геометрической формы совершенным газом характеризуется системой критериев подобия, включающей, помимо условия геометрического подобия, числа Маха набегающего потока M , числа Рейнольдса Re , так же и температурный фактор $\psi = T_w/T_o$, понимаемый обычно как отношение температуры стенки летательного аппарата к температуре адиабатически заторможенного газа. Значительный интерес представляет изучение влияния температурного фактора в области $\psi < 1$, в которой до настоящего времени накоплено очень мало экспериментальных данных для моделей с протоком. В некоторых случаях, как показано в настоящей работе, этот параметр оказывает значительное влияние на характеристики течения.

В настоящей работе проведено численное моделирование влияния температурного фактора в диапазоне $\psi = 0,1 \dots 1$ на аэродинамическое сопротивление осесимметричной модели с протоком.

Показано, что увеличение температурного фактора может приводить как к увеличению, так и к уменьшению аэродинамического сопротивления модели с протоком. При этом в основе такого поведения аэродинамического сопротивления лежит существенная перестройка структуры течения во внутреннем тракте модели с протоком.

Литература

1. ГОСТ Р 57188-2016. Численное моделирование физических процессов.
2. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Москва : Наука, 1976.

Взаимодействие сферических ударных волн с приповерхностным теплым слоем

Д.Д. Зарипова

Южно-Уральский государственный университет
(национальный исследовательский университет)

Исследовано взаимодействие сферических ударных волн с тепловыми неоднородностями, расположенными на плоской поверхности. Моделирование проводилось путем численного решения нестационарной системы уравнений Эйлера, записанной в цилиндрической системе координат. Система законов сохранения и уравнение состояния в безразмерной форме имеют следующий вид:

$$\frac{\partial \rho r}{\partial t} + \frac{\partial \rho u r}{\partial r} + \frac{\partial \rho v r}{\partial z} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u r}{\partial t} + \frac{\partial \rho u u r}{\partial r} + \frac{\partial \rho u v r}{\partial z} + \frac{\partial P r}{\partial r} = 0, \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho v r}{\partial t} + \frac{\partial \rho v u r}{\partial r} + \frac{\partial \rho v v r}{\partial z} + \frac{\partial P r}{\partial z} = 0, \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho E r}{\partial t} + \frac{\partial \rho u E r}{\partial r} + \frac{\partial \rho v E r}{\partial z} + \frac{\partial P u r}{\partial r} + \frac{\partial P v r}{\partial z} = 0, \quad (4)$$

$$e_0 = \frac{P_0}{\rho_0(\gamma - 1)}, \quad (5)$$

$$E = e + \frac{w^2}{2}, \quad (6)$$

где u и v – составляющие скорости w вдоль r и z соответственно, e – внутренняя энергия, γ – показатель адиабаты.

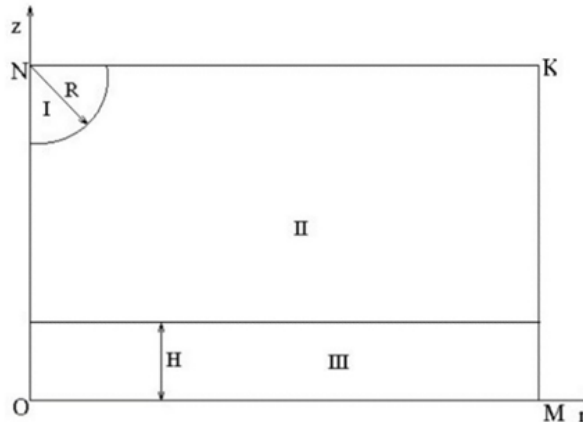


Рис. 1. Схема расчетной области

Система дифференциальных уравнений (1) – (6) решалась методом крупных частиц [1]. В начальный момент времени параметры имеют следующие значения (рис. 1): в зоне II газ находится при нормальных условиях $P_0 = 10^5$ Па и плотность $\rho_0 = 1.21$ кг/м³. В области I давление равно $2500P_0$, высота взрыва равна $7H$. Газ в зоне III находится под нормальным давлением $P_0 = 10^5$ Па, повышение температуры в этой области (тепловой слой) достиглось путем уменьшения плотности до значения, равного $0.57\rho_0$, что соответствует температуре 500 К. Расчеты проводились на сетке размером 330 x 210 узлов.

Рассмотрим влияние теплового слоя на динамику течения. При вхождении ударной волны в нагретый слой снижается ее амплитуда и размывается фронт (рис. 2). Скорость фронта ударной волны тем больше, чем больше температура слоя.

Зависимость давления от времени для разных значений плотности (увеличение температуры достигается уменьшением плотности при одном и том же давлении) представлена на рис. 3. Видно, что на один и тот же момент времени с уменьшением плотности (увеличением температуры) давление в эпицентре падает.

На рис. 4 и 5 изображены поля давления в отсутствие теплового слоя и при его наличии соответственно. В отсутствие нагретого слоя сферическая ударная волна, отражается от стенки и движется к центру взрыва, образуется ножка Маха. При повышении температуры в слое ударная волна раньше достигает подстилающей поверхности, и ножка Маха растет быстрее. При выходе маховской ножки из теплового слоя возникает вторичная ударная волна в виде всяческого скачка уплотнения. В это же время происходит образование предвестника ударной волны.

Похожие исследования проводились в работах [2, 3], где было установлено, что взаимодействие сферических ударных волн, возникающих при оптическом пробое, с твердой поверхностью, вызывает такие эффекты как образование вторичных всячих скачков, трансформацию головной и отраженной ударных волн в сложную конфигурацию с двумя тройными точками, формирование предвестника. В работе [4] исследовано взаимодействие сферических ударных волн с нагретым гетерогенным слоем, расположенном на плоской поверхности.

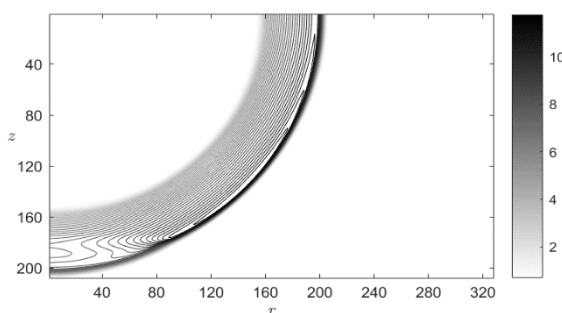


Рис. 2. Изолинии давления по достижению ударной волной теплового слоя

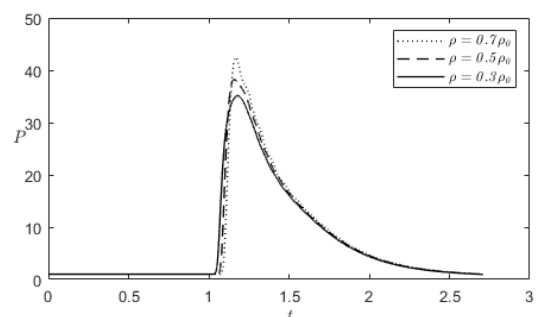


Рис. 3. Зависимость давления в эпицентре взрыва от времени

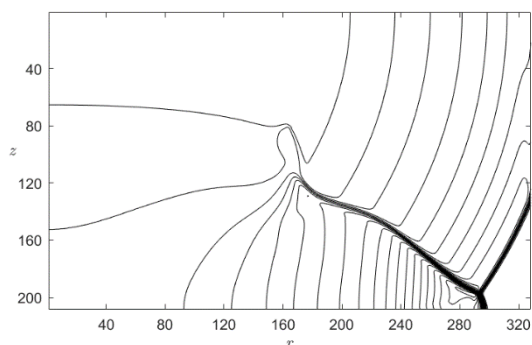


Рис. 4. Изолинии давления в отсутствие теплого слоя

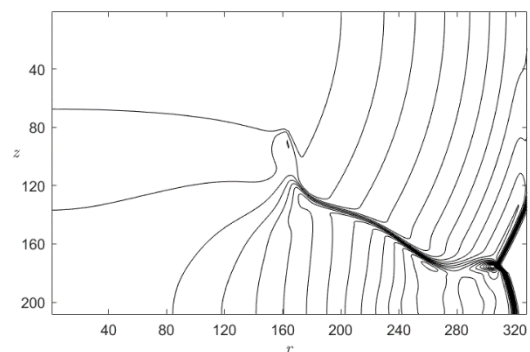


Рис. 5. Изолинии давления при наличии теплого слоя

Литература

2. Белоцерковский О.М. Метод крупных частиц в газовой динамике / О.М. Белоцерковский, Ю.М. Давыдов. Москва : Наука, 1982.
3. Андрущенко В.А. Отражение сферической ударной волны от плоскости при наличии на ней слоя нагретого газа / В.А. Андрущенко, М.В. Мещеряков, Л.А. Чудов // Механика жидкости и газа. 1989. № 24. С. 141-147.
4. Андрущенко В.А. Взаимодействие сферических ударных волн с приповерхностными тепловыми газовыми неоднородностями / В.А. Андрущенко, М.В. Мещеряков // Физика горения и взрыва. – 1990. № 3. С. 77-82.
5. Клиначева Н.Л., Ковалев Ю.М. Ослабление сферических ударных волн в гетерогенных средах // Вестн. ЮУрГУ. Сер. Матем. моделирование и программирование 2017. Т. 10. № 4. С. 35-45.

УДК 528.732

Сравнение открытых реализаций методов построения плотных цифровых моделей поверхности

Д.В. Василенко^{1,2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Акционерное общество «Ракурс»

В последнее десятилетие активно развиваются алгоритмы машинного зрения и автоматической обработки изображений с целью получения 3D-моделей местности. К наиболее распространенным алгоритмам, применяемым для этих целей, являются MVS (multi view stereo), SGM (semi global matching), нейронные сети и прочее.

В работе рассмотрены различные алгоритмы построения плотного облака точек реального объекта на основе фотограмметрических данных, полученных с БПЛА.

Выбраны ПО, обладающие следующими качествами: возможность загрузки элементов внешнего ориентирования, открытость исходного кода, соответствие аппаратным возможностям используемого ПК, возможность экспорта плотного облака точек и уникальность используемого метода. Выполнен анализ результатов обработки различных программных комплексов автоматического построения плотных облаков точек. Выявлены особенности алгоритмов каждой из программ. Анализ проведен на базе следующих программ с открытым исходным кодом: OpenMVS [1], PMVS-2 [2], HPMVS [3], MVE [4], SMVS [5], Vis-MVSNet [6] и PatchmatchNet [7]. Эти программы были выбраны, так как полностью отвечают заявленным требованиям.

Анализ качества обработки данных проводился на основе фотограмметрических данных с БПЛА. Съемка осуществлялась с высоты 40 м при помощи камеры Sony Alpha NEX-5 (размер кадра 4592×3056 пикс) с фокусным расстоянием 16 мм и размером пикселя на местности 2 см/пиксель. В ходе съемки было получено 37 изображений.

Уравнивание блока снимков проводилось на ПО с открытым кодом Colmap. Все алгоритмы использовали одни и те же результаты уравнивания, полученные в ПО Colmap, таким образом были исключены внешние факторы, влияющие на качество модели и позволили провести оценку собственно алгоритмов.

В результате сравнения выявлено: наилучшие результаты были достигнуты в ПО OpenMVS и SMVS. При этом в ПО SMVS меньше грубых ошибок чем в остальных, а в ПО OpenMVS – лучше сохранились мелкие детали объекта. Методам, основанным на нейронных сетях, не удалось продемонстрировать свои заявленные преимущества в виде реконструкции неламбертовых поверхностей и их результат оказался хуже, чем у классических методов.

На основе выявленных особенностей алгоритмов планируется модифицировать алгоритм SGM, используемый в OpenMVS, с целью снижения уровня шума на краях объектов.

Литература

1. *Hirschmüller H., Buder M., Ernst I.* Memory Efficient Semi-Global Matching // ISPRS Annals of Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. 2012. P. 371.
2. *Furukawa Y., Ponce J.* Accurate, Dense, and Robust Multi-View Stereopsis // IEEE Trans. on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 2010. V. 32. P. 1362.
3. *Locher A. [et al.].* Progressive Prioritized Multi-view Stereo // CVPR. 2016.
4. *Fuhrmann S., Langguth F., Goesele M.* MVE – A Multi-View Reconstruction Environment // Proceedings of the Eurographics Workshop on Graphics and Cultural Heritage, Darmstadt, Germany. 2014.
5. *Langguth F., Sunkavalli K., Hadap S., Goesele M.* Shading-Aware Multi-view Stereo // ECCV 2016. Lecture Notes in Computer Science. 2016. V. 9907.
6. *Zhang [et al.]* Visibility-aware Multi-view Stereo Network // British Machine Vision Conference (BMVC). 2020.
7. *Wang F. [et al.].* PatchmatchNet: Learned Multi-View Patchmatch Stereo // CVPR. 2021.

Алгоритм сопоставления изображений для глобальной навигации БЛА

Н.Ю. Шавин

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)»

Летательные аппараты обычно полагаются на модуль глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) для навигации при полете. Однако связь со спутниками ГНСС может быть частично или полностью нарушена, и в таком случае становится необходимым использование других способов навигации [1].

Одним из решений является навигация с использованием визуальных данных [2]. Летательный аппарат может получать информацию об окружении на основе изображений с установленной на нем видеокамеры. По этим изображениям можно получать оценку своей относительной позиции и характеристик движения.

Однако без наличия дополнительной информации таким способом можно получить только локальные координаты аппарата. Получение географических координат объекта возможно при сопоставлении снимков, полученных с камеры на аппарате с геолокализованными спутниковыми снимками [3]. Для этого необходимо сопоставить пару снимков, на которых изображена одна и та же сцена.

Одним из современных методов сопоставления изображений, получивших широкое распространение, является сопоставление особенностей (feature-matching) [4]. Особые точки обычно описываются своим положением на изображении и вектором значений некоторых функций, подобранных таким образом, чтобы их значение было бы, в той или иной степени, инвариантно по отношению к преобразованиям изображения. Алгоритм сопоставления особых точек может помочь повысить робастность всего метода, исключая неверные совпадения. Одним из алгоритмов является Random Sample Consensus (RANSAC) [5].

Таким образом, использование feature-matching и RANSAC позволяют определить собственное положение, опираясь на изображения сцены, полученные от одного источника и не содержащие временных изменений. Для того чтобы преобразовать снимки с БЛА и спутниковые снимки в изображения, содержащие признаки, устойчивые к временным изменениям и искажениям, в работе используется сиамская сверточная нейронная сеть вида Encoder-Decoder. Для обучения сети используются фрагменты двух спутниковых снимков местности, полученных в разное время.

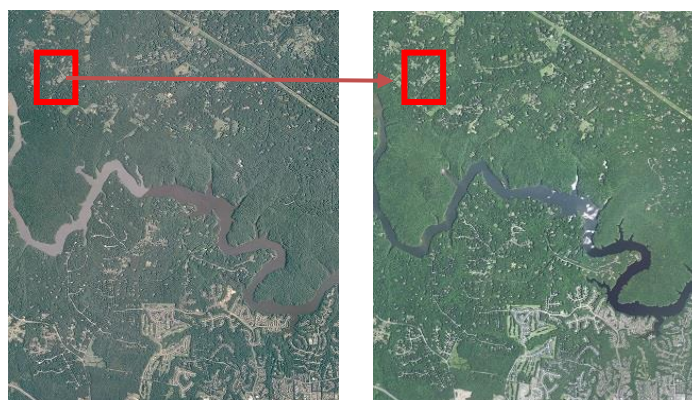


Рис. 1. Спутниковые снимки с иллюстрацией подбора фрагментов для обучения сиамской нейросети

Для имитации изображения, полученного с БЛА, используется фрагмент третьего спутникового снимка. Обученная нейросеть используется в работе для отображения изображений в пространство признаков инвариантных к временным изменениям, после чего осуществляется сопоставление с помощью feature-matching (рис. 2).

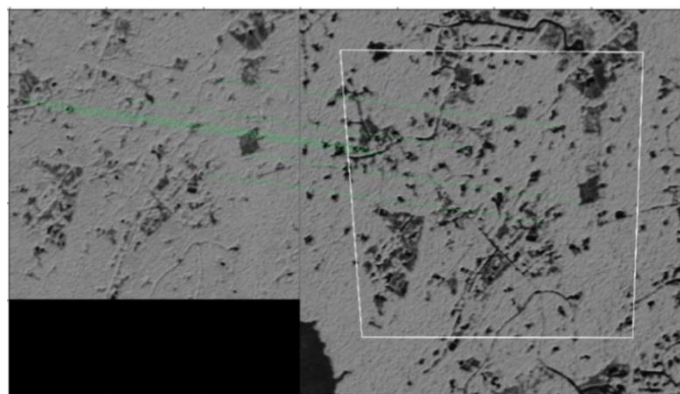


Рис. 2. Визуализация сопоставления изображения с БЛА со спутниковым снимком после преобразования нейронной сетью

В работе проведен анализ существующих методов и предложен свой алгоритм, производящий сопоставление снимков с БЛА со спутниковыми снимками, для осуществления глобальной навигации БЛА. На его основе разработана процедура предварительного обучения сверточной нейронной сети для преобразования изображений. Проведены эксперименты по сопоставлению изображений, имитирующих снимки с БЛА, со спутниковыми снимками.

Работа выполнена при поддержке Лаборатории перспективных систем управления МФТИ.

Литература

1. Rathinam S., Almeida P., Kim Z. W., Jackson S., Tinka A., Grossman W., and Sengupta R. Autonomous searching and tracking of a river using an uav // Proceedings of the 2007 American Control Conference, July 2007, pp. 359–364.
2. Caballero, F., Merino, L., Ferruz, J., & Ollero, A. Vision-based odometry and SLAM for medium and high altitude flying UAVs // Journal of Intelligent and Robotic Systems. 2009. 54(1), 137-161.
3. Conte D. and Doherty P. An integrated uav navigation system based on aerial image matching,” 2008, p. 110.
4. Mondragon I.F., Campoy P., Correa J.F., Mejias L.: Visual model feature tracking for UAVcontrol // IEEE International Symposium on Intelligent Signal Processing, WISP (2007)
5. Fischler M. A., Bolles R. C. Random sample consensus: a paradigm for model fitting with applications to image analysis and automated cartography // Communications of the ACM. 1981. Т. 24. №. 6. С. 381-395.

УДК 004.93'12

Разработка алгоритма распознавания объектов на гидролокационных данных

Д.Р. Махоткин

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

При проведении поисково-спасательных, осмотровых, разведывательных и других видов подводных работ для получения информации об окружающей обстановке используются главным образом оптические и акустические средства. Акустические средства обладают большей дальностью применения по сравнению с оптическими средствами и, следовательно, большим размером кадра, что обуславливает их эффективность при крупномасштабных работах.

Повышение требований к перспективным системам распознавания образов, в том числе требований к вероятности правильного обнаружения, определения положения, формы и размеров, а также идентификации объектов неизбежно приводят к необходимости разработки и реализации в железе перспективных систем технического зрения, основанных на методах машинного обучения.

Работа посвящена повышению эффективности подводных систем технического зрения за счет применения глубоких сверточных нейронных сетей для задач распознавания объектов на гидролокационных изображениях (ГЛИ), полученных гидролокатором бокового обзора (ГБО).

В ходе подготовки обучающей выборки были размечены около 326 км² ГЛИ дна Черного и Каспийского моря, рек Москва и Ока, всего получено 8035 ГЛИ с характерным размером 700×900 пикселей. После чего были отобраны 2016 ГЛИ, содержащих искусственные объекты и различные типы дна. В ходе работ для расширения обучающей выборки и балансировки классов применялись различные методы аугментации: варьирование яркости, отражения по вертикали и случайные вырезки областей с объектами.

В работе поставлена задача распознавания 7 классов объектов: колеса, причальные быки, пирсы, лодки, подводные коммуникации, буйки и прочие искусственные объекты, которые не удалось идентифицировать.

Основной метрикой, по которой производилось сравнение качества работы нейросетевых моделей, являлось среднее средней точности по всем классам объектов (mean average precision [1]). Для интерпретации качества работы моделей в целом также оценивалась вероятность правильного распознавания и вероятность ложного обнаружения.

Рассмотрены три подхода к анализу ГЛИ: сегментация ГЛИ на основе архитектуры SegNet (VGG-16) [2], детектирование объектов на ГЛИ на основе архитектуры YOLOv5 [3], распознавание объектов с помощью анализа отраженного сигнала (одномерные последовательности комплексных отсчетов) на основе архитектуры BiLSTM-conv1d [4]. Наилучшее качество работы, как показано в таблице 1, поучилось с применением подхода на основе детектора.

Таблица 1

Результаты применения различных подходов

Подход \ Значение метрики	mAP@0.5	Вероятность правильного распознавания	Вероятность ложного обнаружения
Сегментация	0,47	0,86	0,23
Детектирование	0,63	0,91	0,01
Анализ одномерных последовательностей	0,33	0,78	0,41

На ограниченном объеме комплексных ГЛИ (400 шт) дополнительно исследовано влияние числа каналов входных данных (мнимая часть, действительная часть, фазовые данные, амплитудные значения и спектральное представление) на качество работы алгоритма распознавания. Показано, что в условиях ограниченного числа обучающих примеров целесообразно использовать только амплитудные данные, как наиболее информативные.

Проведена оптимизация архитектуры детектора по скорости работы для обеспечения обработки данных с двух ГБО в режиме реального времени на персональном компьютере оператора (1 ядро 1,2 ГГц, 1 Гб оперативной памяти).

Разработан прототип ПО для потоковой обработки ГЛИ и отображения результатов распознавания на АРМ оператора.

Проведена валидация ПО распознавания объектов на полигоне на реке Москва, в ходе которой подтверждены значения метрик качества работы (вероятность правильного распознавания 0,89 и вероятность ложного обнаружения 0,01) и показана обработка в режиме реального времени. На рисунке 1 приведены результаты работы алгоритма распознавания объектов на ГЛИ.

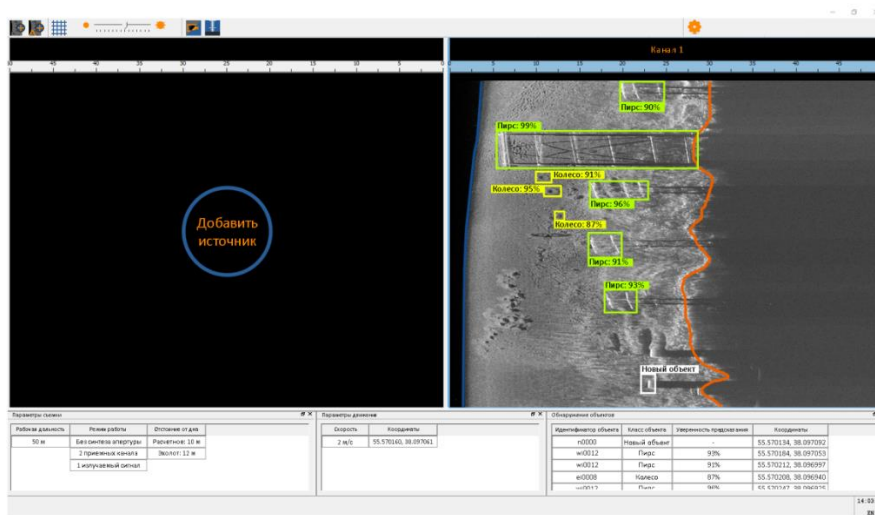


Рис. 1. Результаты работы алгоритма распознавания объектов

В рамках работы подготовлены и размечены 2016 ГЛИ для обучения нейросетевых моделей. Достигнута вероятность правильного распознавания 0,91 и вероятность ложного обнаружения 0,01 с помощью подхода детектирования объектов. Достигнута обработка ГЛИ, получаемых с двух ГБО в режиме мягкого реального времени.

В дальнейшем планируется расширение числа классов объектов распознавания, оптимизация пиковой нагрузки приложения и апробация разработанных алгоритмов в составе штатного программного обеспечения малогабаритных необитаемых подводных аппаратов (изделие).

Литература

1. Paul H., Vittorio F. End-to-end training of object class detectors for mean average precision // arXiv – 2016 – URL: <https://arxiv.org/abs/1607.03476> (дата обращения 21-08-2020).
2. Badrinarayanan V., Kendall A., and Cipolla R.. Segnet: A Deep Convolutional Encoder-Decoder Architecture for Image Segmentation. arXiv. Preprint arXiv: 1511.0051, 2015.
3. Redmon J., Divvala S., Girshick R., Farhadi A. You only look once: Unified, real-time object detection. CVPR, 2016.
4. Zhiheng Huang, Wei Xu, Kai Yu. Bidirectional LSTM-CRF Models for Sequence Tagging. arXiv – 2015 – URL: <https://arxiv.org/abs/1508.01991> (дата обращения 03-10-2021).

УДК 621.396.96, 551.46, 004.93

Разработка и испытание комплекса ледовой разведки в арктических условиях.

А.Е. Илюхин, А.В. Родин, К.Д. Бухаров, Н.А. Гришин, Малашевич С.В.

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Развитие судоходства и климатические изменения в Арктике требуют развития новых технологий оперативной ледовой разведки. Один из методов основан на применении радаров с синтезированной апертурой на базе беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). В МФТИ был разработан и испытан в Арктических условиях экспериментальный комплекс оперативной ледовой разведки, включающий РСА X и C диапазона, которые могут быть установлены на широком спектре носителей.

В качестве основного носителя был выбран БПЛА «Полярник», разработанный предприятием АО НПП «Стрела». Также была разработана конструкция для испытаний комплекса на вертолете Ми-8Т. По результатам испытаний принято решение подготовки решений на установку на другие летательные аппараты, включая перцептивные конвертопланы с гибридной силовой установкой.

Внешний вид комплекса ледовой разведки представлен на рисунке 1.



Рис. 1. Комплекс ледовой разведки на базе БПЛА «Полярник»

При формировании состава комплекса было проведено моделирование рассеяния излучения в различных типах морского льда в среде Comsol. По результатам моделирования были приняты решения по составу оборудования. В состав комплекса вошло следующее оборудование:

- радиолокатор с синтезированной апертурой (РСА) X-диапазона (С-диапазона);
- гиросtabilizированная оптико-электронная система (ГОЭС);
- высокопроизводительный вычислитель;
- канал широкополосной радиосвязи.

Антенны РСА размещаются на боковом кронштейне. ГОЭС устанавливается на носовом крон-

штейне. Блоки обработки и передачи данных были установлены на стойке в подкапотном пространстве БПЛА (рисунок 2).

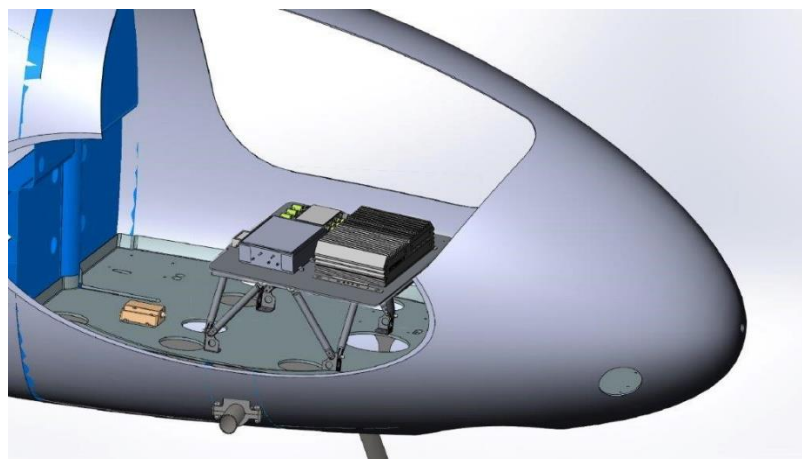


Рис. 2 – Размещение аппаратуры комплекса в подкапотном пространстве БПЛА

После установки и наземной отработки аппаратуры в составе БПЛА были проведены летные испытания комплекса на полигоне Дубровичи. В ходе испытаний была проверена электромагнитная совместимость научной аппаратуры с системами БПЛА, выполнен полет по маршруту и в режим реального времени получены изображения подстилающей поверхности. Синтез изображений выполнялся на борту БПЛА с помощью высокопроизводительного вычислителя. После обработки готовые изображения передавались на наземную станцию управления (НСУ) для дальнейшего использования их в ГИС системах.

С 12 мая по 15 июня 2021 года в поселке Сабетта (ЯНАО) прошли совместные испытания комплекса ледовой разведки по заданию ГК «Росатом». В рамках испытаний были получены изображения ледовой обстановки по маршруту следования судов (рисунок 3), выявлены недостатки как самого носителя, так и необходимые доработки комплекса.

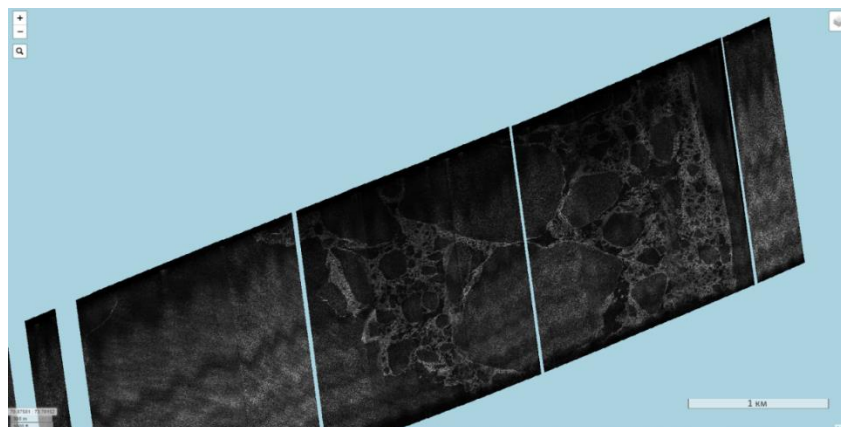


Рис. 3. Рабочее окно ГИС сервера НСУ с полученными РЛИ X диапазона

Проведенные испытания выявили невозможность применения стандартных подходов при построении систем управления для БПЛА, эксплуатируемых в высоких широтах. Навигация БПЛА вертолетного типа по данным ГЛОНАСС/GPS приемника и магнитного компаса на маршрутах дальностью более 10 км становится невозможной из-за накопления ошибки по курсу и риска с переходом в режим скольжения, что грозит потерей летательного аппарата. Выполнение полетов на большие дистанции требует внедрения высокоточных инерциальных навигационных систем. Кроме проблем с навигацией, была выявлена проблема обеспечения полетов на больших высотах. Практически круглогодично над открытой водой морских акваторий на высоте 8001000 метров находится слой переохлажденных паров воды, при пролете через который летательный аппарат с высокой вероятностью попадает в условия обледенения. На сегодня ни один БПЛА данного класса не обладает противообледенительной системой. Поэтому в части носителя полезной нагрузки было принято решение о разработке комплексов ледовой разведки с длинным плечом полета на базе БПЛА наземного базирования и с коротким плечом полета - палубного базирования. В качестве носителей комплекса будет доработан существующий носитель, а также апробированы БПЛА, построенные по схеме VTOL, и вертолеты Ка-27 и Ка-32.

Научная аппаратура комплекса ледовой разведки успешно отработала в ходе экспериментов. Радиолокационные изображения ледяных образований синтезировались на борту летательных аппаратов в

режиме реального времени, происходила их геопривязка и передача на наземную станцию управления. Затем снимки сшивались на ГИС-основе для создания общей карты ледовой обстановки и передавались в Штаб морских операций ФГУП «Атомфлот». Для практического внедрения разработанных технологий в цикл управления движением судов на Северном морском пути требуется освоение более высоких эшелонов полета с целью увеличения полосы захвата радиолокационного зондирования.

УДК 621.37

Результаты апробации программного комплекса синтеза радиолокационных изображений по данным РСА БО в режиме реального времени в ходе арктической экспедиции

В.Г. Семёнкин

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены результаты апробации программно-аппаратных решений, предназначенных для синтеза радиолокационных изображений по данным РСА БО в режиме реального времени, в ходе проведения разведки ледовой обстановки. Работы выполнены в рамках научно-исследовательской экспедиции МФТИ, проведенной в период с 11 мая по 9 июня 2021 г. в Ямало-Ненецком автономном округе, п. Сабетта.

В ходе проведения мониторинга ледовой обстановки применялись следующие аппаратные средства получения и обработки радиолокационных данных:

- радиолокационная аппаратура X -диапазона длин волн (РЛА);
- вычислитель, оснащенный высокопроизводительной графической картой;
- приемник GPS сигнала.

Ключевым преимуществом разработанного программного комплекса является возможность синтеза радиолокационных изображений (РЛИ) подстилающей ледовой поверхности в режиме реального времени, при минимальном участии оператора комплекса, тем самым обеспечивая высокую оперативность получения данных о ледовой обстановке. При этом в ходе выполнения работ по мониторингу ледовой обстановки реализовывалась передача данных радиолокационного зондирования на удаленную геоинформационную систему (ГИС) для обеспечения возможности интеграции в систему потенциального заказчика. Общая схема передачи данных на ГИС приведена на рис. 1.

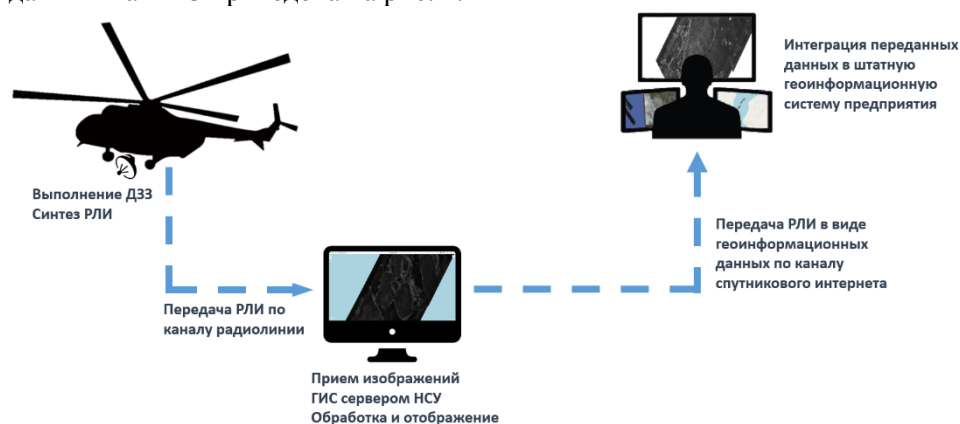


Рис. 1. Схема передачи данных радиолокационного зондирования ледовой поверхности на удаленную ГИС

Программный комплекс включает в себя модули обработки и синтеза РЛИ, реализующие в том числе алгоритм «Дальность-Доплер», алгоритм двумерной свертки, а также включает следующие вспомогательные программные компоненты:

- программные модули командно-информационного взаимодействия АРМ оператора и ПО обработки радиолокационных данных;
- программный модуль приема и обработки GPS данных и геопривязки РЛ кадров;
- программный модуль управления режимами работы РЛА;
- программное обеспечение АРМ оператора радиолокационного комплекса.

Непосредственно в процессе выполнения мониторинга ледовой обстановки в рабочей области графического интерфейса АРМ оператора формируется радиолокационное изображение подстилающей по-

верхности в режиме реального времени. На рис. 2 приведен внешний вид АРМ оператора РЛС X диапазона.



Рис. 2. Вид основного окна графического модуля оператора полезной нагрузки с сформированным радиолокационным изображением ледовой поверхности

В процессе обработки полученных изображений были достигнуты следующие основные параметры РЛИ: разрешение РЛИ 0.75×0.75 метра, ширина кадра около 2500 метров при высоте полета 800 метров.

Отработана технология ледовой разведки с борта пилотируемого носителя средствами радиолокационного комплекса, подтверждена корректность работы программно-аппаратных средств синтеза и автофокусировки РЛИ в режиме реального времени. В ходе полетов получено более 1000 погонных километров съемки, достигнут показатель 90% сфокусированных изображений. Разработан ряд требований по монтажу бортовых блоков аппаратуры и приемо-передающих антенн. Разработан ряд предложений по модификации программного обеспечения модуля обработки данных и программного обеспечения оператора полезной нагрузки.

По результатам экспедиции для дальнейшего развития разработанных решений выбраны следующие ключевые направления работ:

- оптимизация процедур обработки радиолокационных данных и алгоритмов синтеза РЛИ для обеспечения ширины кадра от 7 до 10 км;
- модификация радиолокационной аппаратуры и процедур обработки и синтеза Р для формирования поляриметрических изображений ледовой поверхности;
- модификация радиолокационной аппаратуры и процедур обработки и синтеза Р 0.3×0.3 метра.

Литература

1. Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли / Москва: Радиотехника, 2005.
2. Школьный Л.А. [и др.]; под ред. Школьного Л.А. Радиолокационные системы воздушной разведки, дешифрование радиолокационных изображений / М.: Издание ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008 - 531 с.
3. Антипов В.Н., Горяинов В.Т., Кулин А.Н. [и др.]; под ред. В. Т. Горяинова. Радиолокационные станции с цифровым синтезированием апертуры антенны / Москва: Радио и связь, 1988.
4. Верба В.С. [и др.]. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. / М.: Радиотехника, 2010 - 676 с.
5. Cumming I.G. and Wong F.H., Digital Processing of Synthetic Aperture Radar Data: Algorithms and Implementation, Artech House, Norwood, Mass, USA, 2005.
6. Сандерс Д., Кэндрот Эю. NVIDIA CUDA в примерах: введение в программирование графических процессоров / ДМК Пресс, 2011.
7. Soumekh M. Synthetic aperture radar signal processing with matlab algorithms. New York, Wiley, 1999.

Секция компьютерного моделирования

УДК 004.75

Развитие системы распределенных вычислений с целью снижения времени расчетов аэродинамических характеристик летательных аппаратов

Д.В. Апраксин

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В работе проведено исследование возможностей снижения времени расчетов при распределенной схеме организации расчета в конфигурации по умолчанию (1) и в конфигурации с применением оптимизированных настроек программных средств (2). Конфигурация 1 состоит из двух высокопроизводительных кластеров различной производительности и архитектуры, соединенных по локальной вычислительной сети (ЛВС). Кластеры работают под управлением своих операционных систем (без специфических настроек), двух локальных планировщиков (torque) и одного распределенного планировщика и менеджера ресурсов (moab). Конфигурация 2, в свою очередь, состоит из тех же двух высокопроизводительных кластеров, которые работают под управлением своих операционных систем со специфическими настройками (стек TCP/IP, оптимизация драйверов, настройки пакета OpenMPI и другие), двух локальных планировщиков (torque) и одного распределенного планировщика и менеджера ресурсов (moab), также имеющих специфические настройки. В качестве расчетных продуктов использовались пакеты OpenFOAM и ParaView. В конфигурациях 1 и 2 проводились аэродинамические расчеты задачи обтекания компоновки ЛА вязким дозвуковым потоком.

В результате проведенной работы:

- организован эффективный распределенный расчет;
- достигнуто снижение времени расчета на ~10%;
- определены основные направления снижения времени расчета;
- разработан набор рекомендаций для организации оптимизированного времени расчета.

Литература

1. *Belotserkovsky O.M.* Modern Solution Methods for Nonlinear Multidimensional Problems. Mathematics. Mechanics. Turbulence. Lewiston: The Edwin Mellen Press, 2000.
2. *Воеводин В.В., Воеводин Вл.В.* Параллельные вычисления. СПб : БХВ-Петербург, 2002.
3. *Олифер В.Г., Олифер Н.А.* Сетевые операционные системы. СПб : Питер, 2001.
4. *Амосов А.А., Дубинский Ю.А., Копчёнова Н.В.* Вычислительные методы. – Москва : МЭИ, 2008.

УДК 533.697

Анализ взаимодействия плоских волн с твёрдой поверхностью в стационарном потоке идеального газа. Сравнение с численным моделированием

Д.С. Матяш

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Данная работа посвящена анализу взаимодействия скачков и волн разрежения с твердой поверхностью в случае отсутствия вязкости и теплоподвода.

Исходная задача состоит в определении начальных параметров потока, при которых угол падения косоугольного скачка уплотнения равен углу отражения (частично решена в [1–2]). А в случае волн разрежения — в нахождении начальных чисел Маха и углов поворота потока, при которых передний или задний фронт волны Прандтля–Майера после прохождения через отраженную волну разрежения имеет равные углы падения и отражения.

В работе рассмотрен последовательный переход от области перед падающим скачком уплотнения к области за отраженным косым скачком. При этом используются стандартные соотношения для газодинамических параметров [3]. Для нахождения параметров потока за косым скачком уплотнения решено кубическое уравнение относительно тангенса угла наклона скачка, проведён анализ корней во всём диапазоне начальных параметров. В результате установлена неявная зависимость угла наклона отраженного скачка от начальных параметров потока. Также обнаружено, что при условии равенства углов падения и отражения, существует однозначная связь между числом Маха набегающего потока и углом при клине сжатия. Также

установлено, что область начальных параметров потока, где возможен поворот потока посредством двух косых скачков уплотнения, делится кривой на две области. Кривая определяется тем условием, что для неё угол падения скачка равен углу отражения. В одной из областей угол падения больше угла отражения, во второй — меньше.

Помимо этого, в данной работе рассмотрен угол отражения бесконечно слабого косоугольного скачка разрежения при различных параметрах набегающего потока. Найден условия, при которых характер отражения такого скачка разрежения меняется. В работе осуществлен переход от дифференциальных зависимостей к интегральным. Получена функция, зависящая от полярных углов переднего и заднего фронтов волны, которая определяет отклонение бесконечно слабого скачка при прохождении через веер волны разрежения. Отдельно были рассмотрены случаи, когда передний или задний фронт волны Прандтля–Майера не изменяет своего направления в результате прохождения через веер волны разрежения. Определены начальные параметры течения, при которых эти случаи реализуются.

Для подтверждения и проверки результатов взаимодействия волн Прандтля–Майера и косых скачков уплотнения были проведены расчеты методами компьютерного моделирования. Для этого использовалась программа A3Solver (рег. №2007611006) из пакета EWT (“Electronic Wind Tunnel”) (рег. №2008610227) ЦАГИ [4]. Решались уравнения Эйлера. Использовался метод конечного объема, реализованный на структурированной расчетной сетке. Основные соотношения приведены в работе [5].

Литература

1. Адрианов А.Л., Старых А.Л., Усков В.Н. Интерференция стационарных газодинамических разрывов // Новосибирск : Наука, 1995, 180 с.
2. Арутюнян Г.М., Карчевский Л.В. Отраженные ударные волны. Москва : Машиностроение, 1973. 376 с.
3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Т. 1. Москва : Наука, 1991. 600 с.
4. Босняков С.М., Власенко В.В., Енгулатова М.Ф., Кажан Е.В., Матяи С.В., Трошин А.И. Промышленные солверы пакета EWT-ЦАГИ и их верификация на серии стандартных тестов // Труды ЦАГИ. 2015. № 2735. С. 50-89.
5. Власенко В.В. О математическом подходе и принципах построения численных методологий для пакета прикладных программ EWT-ЦАГИ // Труды ЦАГИ. 2007. № 2671. С. 20–85.

УДК 533.6

Расчетная методика моделирования полета гражданского самолета в условиях обледенения

Н.Ш. Нгуен¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время численное моделирование широко используется для изучения процессов обледенения на элементах летательного аппарата при полетах в условиях обледенения. При столкновении переохлажденных капель в атмосфере с поверхностью тела возможно образование льда. Это может оказать большое влияние на работоспособность аппарата. Для моделирования обледенения необходимо определить аэродинамическое поле, траектории капель воды и решать термодинамическую модель нарастания льда [1, 2].

При разработке нового решателя используются подход Эйлера с параболической системой водности для описания динамики жидких капель и термодинамическая модель пленки воды по теории мелкой воды SWIM. Для повышения точности вычислений коэффициента теплопередачи и силы трения реализована модификация модели турбулентности Спаларта–Аллмараса с учетом шероховатости ледяной поверхности [3].

В данной работе представлены результаты расчетов обледенения профиля крыла NASA0012, датчика обледенения Rosemount Aerospace, модели CRM. Проведено сравнение полученных результатов с данными экспериментов и с результатами других авторов. Проведена оценка времени срабатывания датчика в разных условиях обледенения. Показано, что можно использовать разработанную методику и вычислительную программу для изучения задач обледенения.

Литература

1. Wright W. B., Rutkowski A. Validation Results for LEWICE 2.0 // NASA, Tech. rep. CR 1999-208690
2. Beaugendre H., Morency F., Habashi W.G. FENSAP-ICE’s Three-Dimensional In-Flight Ice Accretion Module: ICE3D // Journal of Aircraft. 2003. V. 40. P. 239-247.
3. Aupoix B., Spalart P.R. Extensions of the Spalart-Allmaras turbulence model to account for wall roughness // International Journal of Heat and Fluid Flow. 2003. V. 24. P. 454-462.

Исследование эффекта смены знака коэффициента подъемной силы с применением нейронных сетей

Ф.Е. Дорофеев

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Эффект изменения знака подъемной силы при изменении угла атаки в высокоскоростных плоских течениях впервые был обнаружен в [1]. В свободномолекулярном течении такой эффект был найден в [2]. В работе [3] показано, что при обтекании клина свободно молекулярным потоком газа при определенном соотношении угла полураствора и угла атаки подъемная сила клина может стать отрицательной. Причем этот эффект проявляется при любых скоростях газа и отношениях температур поверхности клина и газа. Данная работа посвящена изучению этого эффекта для тел в форме степенных моделей вращения в гиперзвуковом потоке разреженного газа без предположения о режиме свободномолекулярного обтекания. В настоящее время одним из новых и перспективных направлений развития вычислительной аэродинамики, является применение методов машинного обучения. Более конкретно, построение нейросетевых аппроксиматоров для быстрого вычисления аэродинамических характеристик летательных аппаратов по геометрии аппарата и параметрам потока уже неоднократно и успешно применялось для компоновок пассажирских самолетов [4, 5], а также для малых космических аппаратов [6].

Для исследования эффекта смены знака и построения множества примеров, необходимых для обучения нейросетевого аппроксиматора, используется метод, основанный на так называемой "гипотезе локальности" [7], которая предполагает, что для нормального давления и тангенциального трения в окрестности каждой точки летательного аппарата имеют место разложения для

$$p = p_0(\sin \theta)^2 + p_1 \sin \theta \quad (1)$$

$$\tau = \tau_0 \sin \theta \cos \theta \quad (2)$$

где коэффициенты p_0 , p_1 и τ_0 – эмпирические функции от режима полета, а угол θ – угол наклона элементов поверхности в данной точке к направлению вектора скорости набегающего потока. Если эти функции установлены, то аэродинамические характеристики тела вычисляются посредством численного интегрирования по поверхности тела. Геометрия поверхности тела, при этом, задается методом триангуляции.

В данной работе было показано, что при обтекании степенных моделей вращения разреженным газом при удлинении тела больше критического подъемная сила может стать отрицательной. Причем, этот эффект проявляется при любых скоростях газа и отношениях температур поверхности тела и газа. Также была получена зависимость критического удлинения при различных параметрах потока.

Литература

1. *Галкин В.С., Гладков А.А.* О подъемной силе при гиперзвуковых скоростях // ПММ.1961. Т. XXV, вып. 6.
2. *Галкин В.С.* О подъемной силе в свободномолекулярном потоке. ПММ
3. *Горелов С.Л.* Подъемная сила клина в свободномолекулярном потоке. Не опубликовано
4. *Дорофеев Е.А., Свириденко Ю.Н.* Применение искусственных нейронных сетей в задачах аэродинамического проектирования и определения характеристик летательных аппаратов //Труды ЦАГИ. Вып. № 2655, Москва. 2002 г.
5. *Дорофеев Е.А., Свириденко Ю.Н.* Применение нейросетевых технологий в задачах аэродинамического проектирования. Конференция ЦАГИ в Володарке.
6. *Дорофеев Ф.Е., Дорофеев Е.А.* Применение нейронных сетей для определения аэродинамических характеристик малых космических аппаратов // Труды МФТИ. 2020. Т. 12, № 2. С. 141-149.
7. *Галкин В.С., Ерофеев А.И., Толстых А.И.* Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом разреженном газе // Труды ЦАГИ. 1977. Вып. 1833.

Затупленное осесимметричное тело минимального сопротивления в гиперзвуковом потоке разреженного газа

С.Л. Горелов, В.Л. Нгуен

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Задача оптимизации тела – необходимая и существенная проблема в развитии аэрокосмической науки и техники, а также авиационной техники. В процессе движения с высокой скоростью в газе, тело всегда находится под воздействием аэродинамических сил, которые определяются из локальных моделей, главное предположение этих моделей состоит в том, что каждый элемент поверхности тела взаимодейству-

ет со средой независимо от других участков тела и сила, действующая на него, зависит лишь от ориентации элемента относительно направления движения.

Классическая задача оптимизации тела вращения минимального сопротивления по формуле Ньютона решалась во многих работах [1]. В связи с развитием космической техники появился интерес к оптимальным задачам высокоскоростной аэродинамики на больших высотах в разреженном газе [2].

В данной работе использование целевой степенной функции вместе с локальными методами [3] позволило свести вариационную задачу минимизации функционала (сопротивление тела вращения) к задаче поиска экстремума функции от одной или двух переменных.

Решены задачи определения формы тел вращения минимального сопротивления со сферическим затуплением в гиперзвуковом потоке разреженного газа в широком диапазоне чисел Рейнольдса.

Результаты расчётов представлены в Таблице в сравнении минимального сопротивления тела вращения для свободномолекулярного случая, локального метода и модели сопротивления Ньютона в широком диапазоне параметров. Даны значения λ , β , r_0 , Cx – удлинение, величина степени в образующей тела вращения, радиус сферического затупления, коэффициент сопротивления, соответственно. Также в Таблицу помещены величины Cx_0 – коэффициент сопротивления без затупления.

Свободномолекулярный случай					Локальная модель $Re_0 = 10$					Модель Ньютона				
λ	β	r_0	Cx	Cx_0	λ	β	r_0	Cx	Cx_0	λ	β	r_0	Cx	Cx_0
1	1.77	0.468	2.174	2.182	1	1.588	0.3577	1.4	1.43	1	1.57	0.352	0.75	0.803
2	1.64	0.235	2.114	2.117	2	1.46	0.128	1.16	1.17	2	1.45	0.123	0.321	0.33
3	1.59	0.132	2.082	2.083	3	1.41	0.053	1.08	1.08	3	1.4	0.05	0.165	0.167
4	1.56	0.082	2.064	2.064	4	1.39	0.026	1.04	1.04	4	1.37	0.024	0.098	0.099
5	1.54	0.056	2.052	2.052	5	1.38	0.015	1.02	1.02	5	1.36	0.013	0.064	0.065
6	1.53	0.04	2.044	2.044	6	1.38	0.009	1.0055	1.005	6	1.35	0.008	0.045	0.045
7	1.53	0.03	2.037	2.038	7	1.37	0.006	0.997	0.997	7	1.35	0.005	0.037	0.037
8	1.52	0.023	2.033	2.033	8	1.37	0.004	0.992	0.992	8	1.35	0.003	0.026	0.026
9	1.52	0.018	2.029	2.029	9	1.37	0.003	0.988	0.988	9	1.34	0.002	0.02	0.02
10	1.52	0.015	2.026	2.026	10	1.37	0.002	0.986	0.986	10	1.34	0.002	0.017	0.017
15	1.51	0.007	2.018	2.018	15	1.37	0.001	0.978	0.978	15	1.34	0.0	0.007	0.007
20	1.5	0.004	2.013	2.013	20	1.37	0.0004	0.976	0.976	20	1.34	0.0	0.004	0.004

Из этой таблицы, можно увидеть, что во всех локальных моделях течения для тел вращения со степенной образующей наличие затупления уменьшает величину аэродинамического сопротивления. Расчеты проводились для температурного фактора $t_w = 0.1$ и $\gamma = 1.4$.

Литература

1. *Ньютон И.* Математические начала натуральной философии. Москва : Наука, 1989, 688с.
2. *Бунимович А.И., Якунина Г.Е.* Исследование форм поперечного контура конического пространственного тела минимального сопротивления, движущегося в разреженном газе // Изв. АН СССР. МЖГ. 1986. № 5. С. 112-117.
3. *Галкин В.С., Ерофеев А.И., Толстых А.И.* Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом потоке разреженного газа // Труды ЦАГИ. 1977. № 1833. С. 6-10.

УДК 533.6.04

Аппроксимация аэродинамического профиля с помощью метода преобразования класса-формы (CST)

А.О. Жаворонкин, А.А. Савельев

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В терминах задачи оптимизации аэродинамической поверхности, параметризация означает представление ее формы в виде набора параметров. Изменение параметризации влечет за собой изменение оптимизационной задачи, поэтому, неудивительно, что выбор параметризации имеет огромное влияние на

весь процесс оптимизации.

Согласно [1] метод параметризации геометрии должен удовлетворять трём основным требованиям: экономичность (использование минимально возможного количества параметров), надёжность (способность создавать физически и геометрически разумные формы) и гибкость (способность генерировать широкий диапазон форм). На практике выбор способа параметризации является компромиссным решением, поскольку сложно удовлетворить трём перечисленным требованиям одновременно. В общем случае геометрия профиля задаётся таблицей координат точек верхнего и нижнего контуров. Такой способ параметризации способен обеспечить высокую гибкость, но не является ни экономичным, ни надёжным.

В работе решается задача аппроксимации формы аэродинамического профиля, заданного таблицей точек. Входными данными задачи являются наборы координат точек верхней и нижней аэродинамических поверхностей, а выходными — аналитические функции, аппроксимирующие их. Для решения данной задачи используется метод преобразования класса-формы (Class Shape Transformation, CST) [2]. В качестве базисных функций CST использует полиномы Бернштейна. Количество параметров можно легко менять, изменяя степень полиномов, что позволяет придавать поверхностям более сложную форму.

В качестве объекта параметризации в работе используется ламинаризованный аэродинамический профиль LV6. Критерием качества приближения является среднеквадратичное отклонение аппроксимации от задающих точек. В работе исследуется вопрос влияния степени полинома Бернштейна на точность аппроксимации.

Литература

1. Sobester A., Forrester A. Aircraft Aerodynamic Design: Geometry and Optimization. John Wiley & Sons, 2015. pp. 246.
2. Kulfan B.M., Bussoletti J.E. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes // AIAA Conf. Pap. 2006. No. 6948. P. 1–45.

УДК 519.6

Применение разложения по динамическим модам для анализа неустойчивости вихревого следа

Н.А. Клюев¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Разложение по динамическим модам (dynamic mode decomposition, DMD) было предложено в основополагающих работах [1, 2] для анализа результатов эксперимента и численного расчёта в области динамики жидкости и газов.

В базовой постановке алгоритма производятся измерения $\mathbf{x}_i^{\Gamma} = \mathbf{x}^{\Gamma}(t_i)$ с равным шагом по времени Δt , где $t_i = i\Delta t$. Предполагается линейная связь при переходе к следующему измерению: $\mathbf{x}_{i+1}^{\Gamma} = A\mathbf{x}_i^{\Gamma}$, что даёт возможность представить измерения в виде следующего ряда:

$$\mathbf{x}_i^{\Gamma} = \sum_j \phi_j^{\Gamma} b_j \lambda_j^i = \sum_j \phi_j^{\Gamma} b_j e^{\omega_j i \Delta t}, \quad (7)$$

где ϕ_j^{Γ} – динамическая мода (собственный вектор оператора A), b_j – амплитуда, λ_j – собственное число матрицы A , $\omega_j = \ln \lambda_j / \Delta t$. В разложении по динамическим модам осуществляется аппроксимация матрицы A . За счёт преобразований возможен поиск основных динамических мод, амплитуд и собственных чисел без прямого построения A , что особенно важно при анализе трёхмерных течений.

Количества полученных мод может быть недостаточно для описания процесса при использовании \mathbf{x}_i^{Γ} малого размера. Для преодоления этого ограничения формируются новые векторы измерений \mathbf{z}_i^{Γ} с помощью «окна» в который входит m векторов \mathbf{x}_i^{Γ} :

$$\mathbf{z}_i^{\Gamma} = \left(\mathbf{x}_i^{\Gamma T}, \mathbf{x}_{i+1}^{\Gamma T}, \dots, \mathbf{x}_{i+m}^{\Gamma T} \right)^T \quad (8)$$

В работе разложение по динамическим модам было применено к поиску характерных мод неустойчивости вихревого следа за самолётом. В качестве входных данных взят нестационарный расчёт LES, где были выделены координаты, соответствующие центрам двух вихрей. Запись координат велась при $t = 10, 20, 30, 40, 50, 55$ с от начала расчёта. Траектории центров вихрей представлены на рисунке 1.

Были обнаружены вносящие наибольший вклад в решение колебания с длинами волн 290 м, 200 м, 140 м и их амплитуды. Исходная координата вихря за вычетом среднего при $t = 40$ с и восстановленная только по длине волны 290 м по формуле (1) представлена на рисунке 2. Получен закон роста амплитуды для длины волны 290 м: $|b| \approx 1.096e^{0.036t}$ (рис. 3).

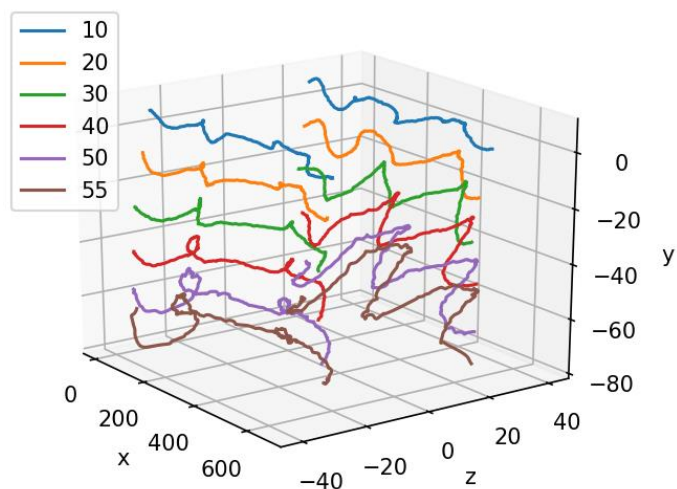


Рис. 1. Координаты центров вихрей в различные моменты времени

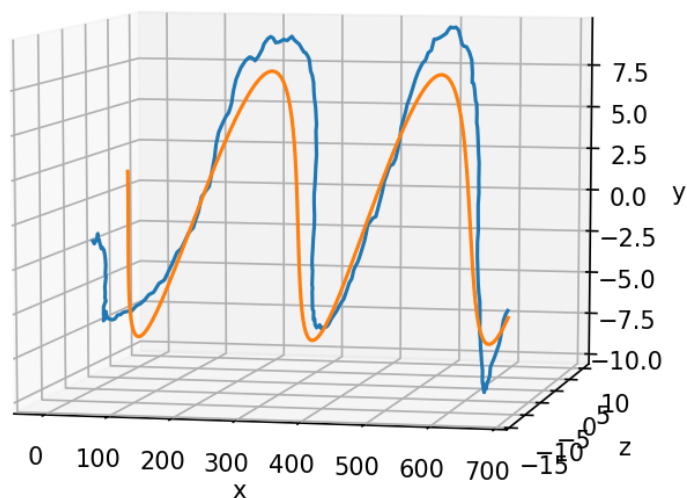


Рис. 2. Сравнение исходной координаты с восстановленной по длине волны ~ 290 м при $t = 40$ с

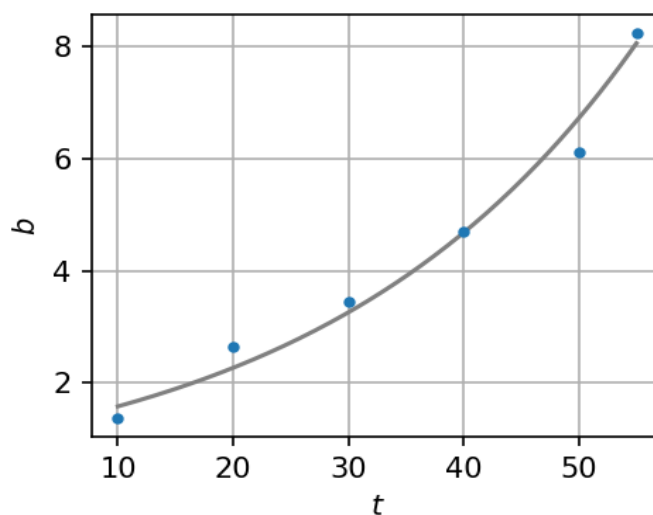


Рис. 3. Зависимость по времени амплитуды соответствующей длине волны 290 м

Литература

1. Schmid P.J. Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data // Journal of fluid mechanics. 2010. V. 656. P. 5-28.
2. Rowley C.W. [et al.]. Spectral analysis of nonlinear flows // Journal of fluid mechanics. 2009. V. 641. P. 115-127.

УДК 004.942

Суррогатная модель для быстрого расчёта поля изоэнтропического числа Маха на поверхности крыла

Р.А Штин, А.А. Савельев

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Суррогатная модель – это экономичная и удобная с точки зрения вычислений аппроксимация исследуемой физической модели. В вычислительной аэродинамике суррогатное моделирование используется для сокращения времени вычислений путём замены дорогостоящего аэродинамического расчёта (решение системы уравнений Рейнольдса) приближенными функциями, которые оцениваются гораздо быстрее. Для того, чтобы найти значения параметров и построить суррогатную модель, необходимо с помощью исходной точной модели вычислить значения откликов в наборе точек, называемом обучающей выборкой. Точки обучающей выборки находятся с помощью одного из методов планирования экспериментов, обычно метода латинского гиперкуба.

Подходы к суррогатному моделированию можно разделить на интерполяцию (если суррогатная модель точно соответствует значению физической модели в каждой точке обучающей выборки) и регрессию (если это не так). Методы регрессии обычно применяются для зашумлённых данных и основаны на применении полиномов, сплайнов, искусственных нейронных сетей, опорных векторов и др. Методы интерполяции, применяемые для чистых (незашумлённые) данных, включают в себя, например, метод обратных расстояний, радиальные базисные функции и кригинг. Методы суррогатного моделирования широко обсуждаются в литературе, см., например, [1].

В данной работе рассматривается задача построения суррогатной модели для быстрого расчёта распределения изоэнтропического числа Маха M_{is} на поверхности крыла по заданному углу атаки α и числу Маха M набегающего потока. Исходными данными (обучающей выборкой) в настоящей работе является набор из 64 прецедентов. Каждый прецедент представляет собой совокупность признаков (α и M набегающего потока) и откликов (значения M_{is} в узлах расчётной сетки на поверхности крыла).

Для построения суррогатной модели применяется подход, основанный на методе главных компонент (МГК). Цель применения МГК — найти в данных доминирующие паттерны и на их основе выделить в исходном пространстве признаков низкоразмерную ортогональную систему векторов (главные компоненты). Другими словами, главные компоненты u_i выступают в роли новых признаков, по которым исходные данные можно разложить линейно с минимальной ошибкой $M_{is} \approx \sum_{i=1}^n \alpha_i u_i$ (n — выбранное количество главных компонент).

Итоговая суррогатная модель представляет собой набор компонентных моделей, для каждого коэффициента α_i . Таким образом, процедура расчёта распределения M_{is} состоит из двух шагов: 1) расчёт с помощью суррогатных моделей набора коэффициентов α_i , 2) вычисление M_{is} как линейной комбинации главных компонент с коэффициентами α_i .

В работе исследуется влияние количества главных компонент и вида компонентных моделей на точность итоговой суррогатной модели. Для построения компонентных моделей используется программа с открытым исходным кодом SMT (Surrogate Modeling Toolbox [2]). Точность моделей оценивается методом кросс-валидации.

Литература

1. Forrester A.I.J., Sobester A., Keane A.J. Engineering design via surrogate modelling: a practical guide // J. Wiley. John Wiley & Sons, 2008. 228 p.
2. Bouhlel M.A., Hwang J.T., Bartoli N., Lafage R., Morlier J., Martins J.R.R.A. A Python surrogate modeling framework with derivatives // Adv. Eng. Softw. 2019.

Методика расчета и численная оптимизация характеристик профилей для воздушных винтов с использованием методов RANS

А.В. Лысенков^{1,2}, В.В. Ореховский²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского

Улучшение лётных характеристик является одной из ключевых задач при проектировании современных самолётов с ТВД. Основной частью ТВД является воздушный винт (ВВ), создающий тягу для движения ЛА. Самой важной частью ВВ являются его лопасти, чаще всего имеющие саблевидную форму. Комплексу экспериментальных исследований всегда предшествует численное моделирование, позволяющее проработать большое количество различных геометрических параметров обводов винта и провести его оптимизацию.

Для разработки аэродинамических проектов ВВ используют профили с уже известными характеристиками, такие как П-105, П-107 и др., разработанные в ЦАГИ [1]. Однако, для разработки перспективных ВВ с большой саблевидностью с наилучшим коэффициентом полезного действия понадобятся новые типы профилей с высокими аэродинамическими характеристиками в широком диапазоне режимов работы. Одним из способов проектирования новых профилей является многопараметрическая оптимизация с использованием методов RANS. По сравнению с более быстрыми методами, такими как решение уравнений полного потенциала и уравнений Эйлера, метод RANS позволяет более надежно предсказывать начало нелинейных эффектов (таких как отрыв воздушного потока).

В данной работе исследуются следующие тестовые дозвуковые профили: П-107 (ЦАГИ), НАСА-0009 и НАСА-8318. Основным отличием построения профиля лопасти от обычного крыльевого профиля является произвольное расположение хорды относительно начала координат [2]. Для верификации, валидации и расчёта используется пакет EWT-ЦАГИ, в котором реализован метод решения системы уравнений Рейнольдса (RANS). Получены зависимости характеристик профиля при различных углах атаки, числах Маха и Рейнольдса. Найдены режимы, на которых аэродинамическое качество достигает максимального значения.

Вторая часть исследования – оптимизация профиля в целях повышения его характеристик. В данной работе проводится построение оптимизационных циклов геометрических параметров профилей ВВ. Целевой функцией оптимизации является аэродинамическое качество профиля на заданной скорости и высоте полета. Варьируемые параметры – геометрические параметры профиля (от 11 до 15 параметров) и угол атаки. Ограничением является требуемая величина коэффициента подъемной силы C_y . Оптимизации проведены для величин коэффициента подъемной силы 0.1–2. В качестве оптимизационного алгоритма используется генетический с последующим уточнением решения градиентным алгоритмом из программы с открытым исходным кодом Dakota.

Показано, что использование модели с 11-ю параметрами позволяет получить наилучшее решение за наименьшее время. Получены оптимальные профили с толщиной 9% для величин коэффициента подъемной силы $C_y = 0.1–2$. Так, для числа Маха набегающего потока $M = 0.5$ и коэффициента подъемной силы $C_y = 0.75$ получены геометрические параметры профиля с аэродинамическим качеством $K = 69$, что выше на 5%, чем у профиля П-107.

Литература

1. *Остроухов С.П.* Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. Москва : Физматлит, 2014. – 328 с.
2. *Обуховский А.Д.* Геометрическое моделирование аэродинамических обводов : учебное пособие / А.Д. Обуховский. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2018. 66 с.

Расчётные исследования вихревого течения в следе за крылом магистрального самолета при отклонённой механизации крыла и включённом реверсе тяги двигателя

Д.И. Дугин, И.А. Курсаков, С.В. Матяи

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского

В теории аэродинамики накоплено большое количество данных о бафтинге горизонтального оперения, вызываемого пульсациями потока в следе крыла. Поток за крылом становится особенно сложным и пульсирующим на режиме посадки самолёта при отклонённой механизации крыла и включённом реверсе тяги двигателя. В таких случаях развитие вихревого течения может привести к появлению существенной несимметричной нагрузки ГО, что может повлечь за собой снижение ресурса и эксплуатационных характеристик самолёта.

В данной работе с помощью численного моделирования оценивается степень возможных неблагоприятных эффектов, воздействующих на горизонтальное оперение магистрального самолёта, от вихревого течения, вызванного отрывным обтеканием тормозных щитков, и реактивными струями из реверса двигателя. Созданы расчётные структурированные сетки для трубной модели самолёта, включающей элементы экспериментального стенда. Для проведения расчётных исследований используется пакет программ EWT-ЦАГИ. Производится сравнение с данными, полученными из эксперимента с трубной моделью в трубе ЦАГИ Т-104. Расчёты проводятся в постановке Unsteady RANS (URANS) из-за сути постановки задачи о нестационарном течении. В работе исследуются два вида крыла модели: крыло при режиме посадки, с выпущенными закрылками, предкрылками и тормозными щитками, и крыло при крейсерском режиме с гладким профилем. Рассмотрены спектральные характеристики нестационарного течения около горизонтально оперения.

Сопоставление характеристик, полученных для двух рассмотренных конфигураций, позволяет оценить эффект от взаимодействия нестационарного потока в следе механизированного крыла, с реверсивной струей двигателя.

УДК 004.94

Оптимизация аэродинамических характеристик использованием компьютерного моделирования

С.В. Лупатова, М.А. Мухай, В.А. Ситников

Московский авиационный институт

Рассматривается анализ применения компьютеризированного расчета аэродинамических характеристик с целью оптимизации геометрии крыла для достижения необходимых параметров и анализ необходимости разработки специального программного обеспечения для решения аэродинамической задачи.

В работе показано, что использование программного обеспечения необходимо для упрощения получения требуемых аэродинамических коэффициентов. На сегодняшний день добиться требуемых характеристик можно с помощью обратной аэродинамической задачи с использованием панельного метода или метода вихревой воронки.

Суть панельного метода заключается в разделении профиля крыла на части, называемыми панелями (рис. 1), причем точность метода зависит от их числа. Каждая панель имеет «оригинальность» (алгебраические функции, являющиеся решением уравнения), где применяется уравнение Лапласа. Это дает линейный набор алгебраических уравнений. Необходимо дополнительное уравнение, так как получается $N + 1$ неизвестная и N уравнений ($N + 1$ вершина и N панелей). Оставшееся уравнение – постулат Жуковского-Чаплыгина: поток должен покинуть заднюю грань гладко. После решения уравнений можно получить все необходимые аэродинамические характеристики крыла.

Метод вихревой воронки имеет базовые сходства с панельным методом, но он проще в использовании. Так как метод числовой, его было сложно применять для практических задач до развития компьютеров. Метод делит подъемные поверхности на панели, каждая из которых имеет подковообразную воронку (рис. 2), после чего с помощью уравнения Лапласа высчитываются необходимые характеристики.

Проанализировав все способы оптимизации геометрии крыла с использованием электронных вычислительных машин, получаем, что доступных программ, прямым функционалом которых является решение обратной аэродинамической задачи, кроме PANAIR, нет.

Такая программа может применяться к потенциальным потоковым проблемам, используя панельный метод высокого порядка. PANAIR решает задачу только для околосзвукового потока без учета вязкого эффекта. К сожалению, панельный метод не всегда надежен и может привести к неправильному результату. Поскольку большее количество данных об этой программе засекречено, достоверная информация неиз-

вестна, но заявляется, что она используется, и в полной мере выполняет функцию.

Программное обеспечение торнадо — это код, основанный на методе вихревой воронки. У него есть два метода решения, зависящие от типа попутных воздушных потоков: зафиксированный воздушный поток или метод Торнадо. Модель крыла сделана с помощью разделения, и грубая модель фюзеляжа может быть посчитана. Разделение — секция крыла, где геометрические характеристики не изменяются. Торнадо — MATLAB-реализованный код, опубликованный под лицензией GNU (General Public License). Программное обеспечение Торнадо вычисляет большое количество неизвестных таких, как подъемная сила, лобовое сопротивление (и их безразмерные коэффициенты), изгибающий момент и перерезывающие силы. Оно вычисляет аэродинамические силы поверхностей подобных крыльям (группа хвостового оперения), но не фюзеляжа или гондол.

Также в Центральном аэрогидродинамическом институте был разработан алгоритм для Ansys, который позволяет улучшить аэродинамические характеристики элементов. Проблема обратного метода в том, что он некорректен в общем ключе, поэтому не каждое заданное распределение давления может быть физически реализовано. Условия решения точно определены для двумерного потенциального потока. Инженерные подходы используются для настоящих вязких, околосвуковых и в редких случаях трехмерных потоков.

Разработка программного обеспечения для более быстрой и автоматизированной оптимизации несущей поверхности является необходимой задачей в будущем, поскольку это поможет гораздо проще достичь необходимых характеристик летательного аппарата для повышения эффективности его эксплуатации.

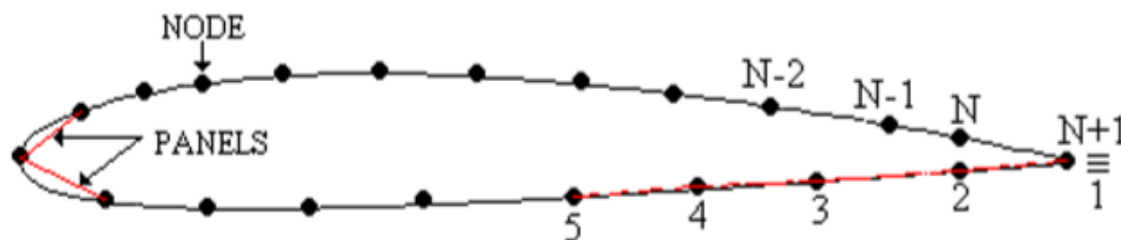


Рис. 1

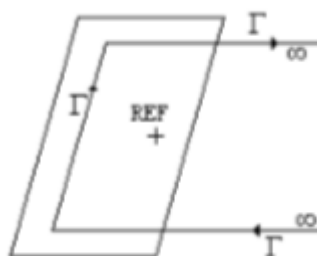


Рис. 2

Литература

1. Edwin J., Wang K., Kenneth W. Aerodynamic Assessment of Flight Determined Subsonic Lift and Drag Characteristics of Seven Lifting-Body and Wing-Body Reentry Vehicle Configurations. 2002. 159 с.
2. Usman G., Wormleaton P., Hashmi N. Three Dimensional CFD Modeling of Flow Structure in Compound Channels. October 2010. 568 с.
3. Gubanova M.A. Inverse methods for aerodynamic design using the navier-stokes equations. 2014. 10 с.
4. Sun Y., Smith H. Supersonic Business Jet Conceptual Design in a Multidisciplinary Design Analysis Optimization Environment. - January 2018. 21с.
5. Гонтаренко А.А. Решение обратных задач аэродинамики для невыпуклых форм. 2011. 5 с.

Секция космических летательных аппаратов

УДК 629.78.018.4

Использование газообразных хладагентов для имитации эксплуатационных температур «криогенных» топливных баков РН с целью повышения эффективности экспериментальной отработки их прочности

О.А. Юранев

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

В преддверии отработки прочности ракет космического назначения (РКН) и разгонных блоков нового поколения необходимо усовершенствовать технологии их экспериментальной отработки, в том числе в части правильной имитации температурных полей, с учетом новых задач и тенденций по сравнению с существовавшим периодом. Способы усовершенствования методик температурного нагружения изделий при проведении лабораторных криогенно-статических испытаний разрабатываются с учетом основных целей и задач развития экспериментальной базы отработки прочности и динамики, а также основных положений идеологии наземной отработки прочности и динамики. Объективная необходимость экспериментального исследования прочности конструкций при эксплуатационных температурах состоит в том, что температурные эффекты могут существенно влиять на прочность и жесткость конструкции, степень влияния которых трудно, а порою и невозможно предсказать расчетом, даже используя высокоэффективные численные методы и мощную вычислительную технику. А для получения объективной и достоверной информации о влиянии температуры на свойства конструкций необходимо задавать на конструкции температурные поля, максимально приближенные к эксплуатационным. Зачетным прочностным статическим испытаниям должны подвергаться все разрабатываемые ступени ракет-носителей (РН). При их проведении должны имитироваться эксплуатационные температуры испытываемого объекта, поскольку они влияют на свойства материалов и, следовательно, на прочность и жесткость конструкции [1].

В докладе представлено расчетно-экспериментальное обоснование возможности охлаждения до 90 К и 20 К крупногабаритных емкостей с помощью газообразного азота и гелия на примере технологии относительно недорогого и взрывобезопасного охлаждения бака-демонстратора перспективной РН.

В качестве примера охлаждения до 90 К и 20 К взят модельный бак «Г», изготовленный из алюминий-магниевого сплава, состоящий из цилиндрической обечайки диаметром около 4 м и длиной около 8 м и двух сферических днищ с радиусом кривизны 3 м. Предполагается, что данный бак соответствует размерностям водородного (кислородного или метанового) бака второй ступени перспективной РКН, выполненной по тандемной схеме. Водородные баки таких размерностей характерны для ряда эксплуатируемых в настоящее время РКН, таких как семейство Delta IV (США), Н-2А и Н-2В (Япония) и др.

Снижать температуру емкости жидкого водорода предполагается с помощью газообразного гелия, который будет охлаждаться в специальном рефрижераторе [2, 3]. Охлаждающая установка должна обеспечить циркуляцию и хранение газообразного гелия, что позволит уменьшить его общий расход и использовать гелий в дальнейшем. Основным параметром установки, определяющим ее возможности, будет являться хладопроизводительность и расход гелия. Хладопроизводительность установки в процессе работы расходуется на охлаждение стенок бака и теплоизоляции и на компенсацию теплопритоков из окружающей среды. Поэтому работу всей установки можно построить следующим образом: генерировать некоторую постоянную составляющую хладопроизводительности для охлаждения конструкции и генерировать некоторую переменную составляющую хладопроизводительности для нейтрализации теплопритоков из окружающей среды.

По результатам расчетов время захлаживания стенки бака до температуры 80 К составит порядка 21 000 с (~ 6 ч), до температуры 90 К (температура жидкого кислорода) составит порядка 11 725 с (~ 3,5 ч), до температуры 112 К (температура жидкого метана) составит порядка 7600 с (~ 2,2 ч). Как видно, время захлаживания стенки бака до температур жидкого кислорода и метана гораздо меньше времени одной рабочей смены.

Литература

1. ЦНИИМАШ. Центр исследований прочности. История развития [текст] // под ред. Н.Г. Паничкина. – Королев, М.О.: ЦНИИмаш, 2001.
2. Юранев О.А. Исследования различных способов захлаживания криогенных топливных баков изделий ракетно-космической техники // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 3. С. 64-71. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-64-71.

3. Васюкова Д.А., Колозезный А.Э., Юранев О.А.. Квалификация способов расчета захолаживания крупногабаритной испытательной сборки «криогенного» топливного бака РКН при свободной конвекции газообразного хладагента // Общероссийский научно-технический журнал «Полет», № 7. 2015 г. С. 18-24.

УДК 629.786.2

Методика прогнозирования сроков исчерпания прочностного ресурса конструкций долговременных орбитальных станций на основе анализа временных зависимостей их напряженного состояния

А.В. Анисимов, А.А. Стец

АО «ЦНИИмаш»

Задача прогнозирования сроков исчерпания прочностного ресурса конструкции долговременной орбитальной станции (ДОС) возникает на той стадии ее эксплуатации, когда текущий возраст станции начинает приближаться к сроку эксплуатации, запланированному программой полета. На этой стадии накопленный усталостный износ конструкции может достигать значительной части от величины предельного износа, полученной по результатам натурных ресурсных испытаний конструкционных аналогов модулей ДОС, и требуется подтверждение достаточности остаточного прочностного ресурса конструкции, а также оценка возможных сроков его продления.

С использованием рассчитанных к текущему моменту времени количеств накопленных эквивалентных циклов напряжений как меры накопленного усталостного износа во всех точках конструкции и предельных количеств полетных эквивалентных циклов, полученных по результатам ресурсных испытаний, рассматриваемая задача сводится к оценке годовых темпов накопления усталостного износа и сроков исчерпания остаточного количества циклов в каждой расчетной зоне конструкции станции.

Такая оценка должна выполняться с учетом всех факторов, определяющих предполагаемый в будущем характер нагружения конструкций, для которых проводится прогнозирование. Во-первых, необходимо учитывать планируемую конфигурацию ДОС (модульный состав орбитальной сборки) в период, для которого выполняется прогнозирование. Для этого создается расчетная динамическая модель, описывающая орбитальную конфигурацию ДОС на финальной стадии ее развертывания.

Во-вторых, должны учитываться режимы работы системы управления движением и навигацией, которыми задаются запуски комбинаций реактивных двигателей станции и пристыкованных к ней кораблей, максимально близкие к тем, которые предположительно будут реализовываться в оставшийся период эксплуатации. Кроме того, аналогичные требования целесообразны и для параметров иных внешних динамических воздействий, таких как стыковки к станции кораблей и модулей, а также тренировки членов экипажа станции на физических тренажерах. Поэтому внутренние силовые факторы в интерфейсах расчетных зон рассчитываются на прогнозный период с использованием фактических силовых функций, относящихся к некоторому репрезентативному периоду предыдущей эксплуатации ДОС.

В-третьих, корректность расчетной динамической модели конструкции ДОС, максимально близкой к используемой на прогнозный период, а также параметров типовых внешних воздействий, должна быть подтверждена на основе измерительных данных, полученных с систем бортового мониторинга и фиксирующих динамический отклик конструкции на внешние воздействия. Согласование расчетного и измеренного отклика конструкции станции на известные внешние силовые воздействия, полученное в рамках сопоставительного анализа с использованием записей ускорений, получаемых с бортовых акселерометров, подтверждает корректность используемой расчетной модели и параметров внешних динамических воздействий, а также диссипативных характеристик конструкции станции [1, 2].

Для каждого динамического режима вычисляются временные зависимости полей напряжений на основе временных зависимостей внутренних силовых факторов в интерфейсах расчетных зон. Это осуществляется с использованием методического подхода [3], позволяющего учитывать в расчете только квазистатические составляющие полей напряжений от силовых факторов, действующих в граничных интерфейсах подконструкции [4], и от активных сил, действующих на внутреннюю область подсистемы, а также поле напряжений от действия внутреннего избыточного давления:

$$\mathbf{T}(\overset{\mathbf{r}}{x}, t) = \sum_{\rho=1}^r \sum_{\nu=1}^6 P_{\rho\nu}(t) \mathbf{T}_{\rho\nu}(\overset{\mathbf{r}}{x}) + \sum_k q_k(t) \mathbf{T}_k(\overset{\mathbf{r}}{x}) + \mathbf{T}_p(\overset{\mathbf{r}}{x}) \quad (1)$$

где $\mathbf{T}(\overset{\mathbf{r}}{x}, t)$ – динамическое тензорное поле напряжений в области подсистемы, $P_{\rho\nu}(t)$ – временная зависимость ν -го силового фактора в ρ -ом граничном интерфейсе подсистемы, $\mathbf{T}_{\rho\nu}(\overset{\mathbf{r}}{x})$ – тензорное поле напряже-

ний в области данной подсистемы от действия единичного ν -го силового фактора в ρ -ом интерфейсе, $q_k(t)$ – закон изменения во времени k -го активного силового фактора, действующего на внутреннюю область подсистемы, $T_k(\vec{x})$ – тензорное поле напряжений от единичного силового фактора, действующего в точке приложения по направлению k -й активной силы, $T_p(\vec{x})$ – тензорное поле напряжений от избыточного внутреннего давления.

Далее проводится схематизация временных зависимостей интенсивности напряжений в каждом пластиночном конечном элементе детализированной модели расчетной зоны и переход от полученных полей спектров циклических напряжений к полям количеств эквивалентных циклов напряжений при всех динамических режимах. Для каждой расчетной зоны определяется суммарное поле количеств эквивалентных циклов, накапливаемых за время, равное длительности принятого репрезентативного периода. Темпами накопления усталостного износа за год в каждой зоне будет являться наибольшее по всем ее пластиночным элементам суммарное количество эквивалентных циклов, деленное на длительность репрезентативного периода, выраженную в годах. Оценка сроков исчерпания прочностного ресурса для каждой расчетной зоны (в годах) будет определяться следующим образом:

$$T_{ост} = \frac{N_{пред} - N_{макс}}{N_{темп}} \quad (2)$$

где $N_{темп}$ – темпы накопления усталостного износа в данной расчетной зоне, $N_{пред}$ – предельное количество полетных эквивалентных циклов в данной зоне, $N_{макс}$ – максимальное по зоне накопленное количество полетных эквивалентных циклов.

С учетом результатов прогнозирования срока исчерпания прочностного ресурса конструкции ДОС проводится определение возможности и сроков ее дальнейшей безопасной эксплуатации.

Литература:

1. *Титов В.А.* Контроль бортовой микрогравитационной обстановки и продление сроков эксплуатации долговременной орбитальной станции // Космические исследования, 2018. Том 56, № 2. С. 145–155. DOI: 10.7868/S0023420618020073
2. *Стец А.А.* Аппроксимация затухающих колебаний крупногабаритных космических конструкций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки, 2021, № 3 (96), с. 64–76. DOI: 10.18698/1812-3368-2021-3-64-76
3. *Анисимов А.В., Сафронов В.Н., Стец А.А.* Построение временных зависимостей напряжений в модулях Международной космической станции с использованием глобальных и локальных расчётных моделей // Космонавтика и ракетостроение. 2018, вып. 4(103). С. 93–98
4. *Анисимов А.В., Лиходед А.И., Стец А.А.* Определение динамических напряженных состояний конструкции российского сегмента Международной космической станции в обеспечение её прочностного ресурса // Космонавтика и ракетостроение. 2018, вып. 4(103). С. 83–92

УДК 629.784

Применение уточненных методов построения механических аналогов топливных баков при определении нагрузок от переходных процессов

А.Ю. Бондаренко

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

В ракетно-космической технике механические аналоги используются для моделирования динамического поведения сложных систем, анализа нагрузок на такие системы, а также анализа динамики и устойчивости движения ракет-носителей (РН). Использование аналогов позволяет осуществить конденсацию сложных пространственных систем для включения их в упрощенные балочные модели конструкций [1–2 и др.].

В частности, включение в динамические модели механических аналогов применяется для учета волновых и гидроупругих колебаний жидкого топлива в баках РН при расчете нагрузок. В этом случае сложная динамическая система, включающая жидкое топливо, корпус бака, элементы подачи топлива и пр., моделируется набором одностепенных гармонических осцилляторов.

В случае если к нижнему днищу топливного бака через ферменную конструкцию присоединяется

двигательная установка (ДУ), возникает вопрос корректного распределения силового воздействия между механическими аналогами. В [3] показано, что в этом случае силы, действующие на осцилляторы, определяются следующим образом:

$$F_j(t) = f^{\text{eng}}(t) \cdot \lambda_j, \quad \lambda_j = (\Phi_j^T M e) \cdot \Phi_j^{\text{eng}}, \quad j = 1, 2, \dots, n, \quad (1)$$

где Φ_j – j -я форма колебаний динамической системы, нормированная на единицу по массе, M – матрица масс динамической системы, e – вектор из нулей и единиц, в котором единицы соответствуют обобщенным координатам, описывающим перемещение конструкции в направлении воздействия, Φ_j^{eng} – осевое перемещение ДУ по j -й форме парциальных колебаний бака, $f^{\text{eng}}(t)$ – циклограмма работы ДУ. В данной работе продемонстрировано хорошее совпадение усилий, определяемых по полной модели и модели с механическими аналогами (см. рис. 1). При этом показано, что для корректного задания силовых воздействий необходимо обеспечить сходимость суммы коэффициентов λ_j (1) к единице.

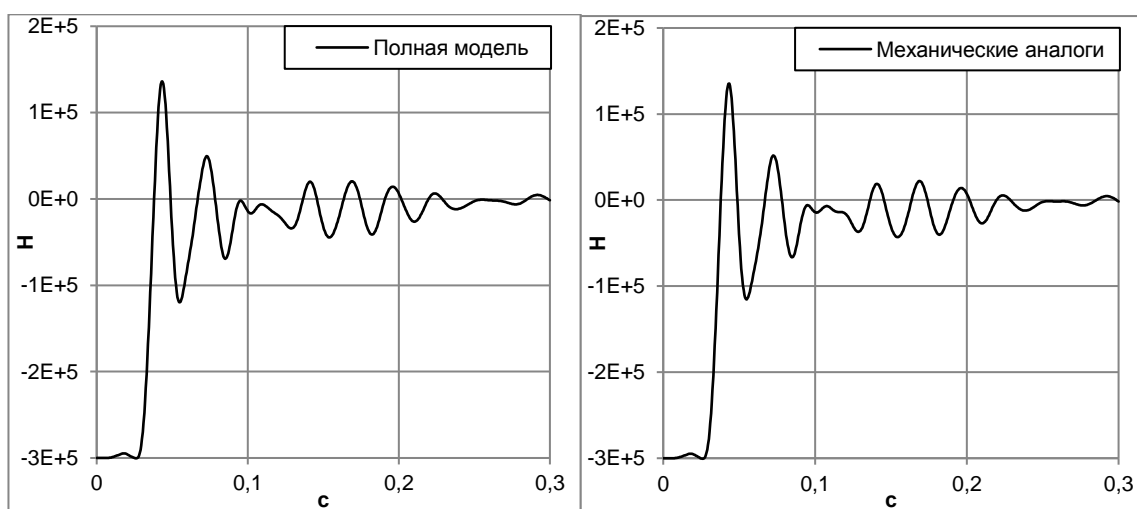


Рис. 1. Сравнение рассчитанных усилий в заделке по полной модели и модели, построенной на основе механических аналогов

В работе анализируются методы построения уточненных механических аналогов топливных баков, в частности аналог, который связан некоторыми жесткостями как с нижним, так и с верхним шпангоутом бака. При этом жесткости связей с нижним и верхним шпангоутом бака определяются соотношениями:

$$k_1 = -C_j Q_{1j}, \quad k_2 = -C_j Q_{2j}, \quad C_j = \Phi_j^T M e, \quad j = 1, 2, \dots, n, \quad (1)$$

где Q_{1j}, Q_{2j} – силовые факторы в интерфейсах бака j -го тона колебаний (в данном случае это продольные усилия в интерфейсах).

В результате получается более точно воспроизвести усилия, приходящиеся от топлива на верхний шпангоут бака при продольных гидроупругих колебаниях. Учет этих воздействий может быть существенным для анализа нагрузок в тех расчетных случаях, когда баки полностью заправлены (например, при старте или аварийном выключении двигателей, запуске ДУ высотных ступеней).

В этой работе на примере типовой ступени РН исследуются предложенные методы построения механических аналогов. Проведена оценка влияния использования уточненных методов на динамическое нагружение конструкций ракетно-космической техники.

Литература:

1. Колесников К.С. Динамика ракет. Москва :Машиностроение, 2003. 519 с.
2. Кармишин А.В., Лиходед А.И., Паничкин Н.Г., Сухинин С.Н. Основы отработки прочности ракетно-космических конструкций. Москва : Машиностроение, 2007.
3. Bondarenko A.Yu., Likhoded A.I., V.V. Sidorov V.V. Creation of Mechanical Analogs of Space Rocket Substructures Taking the Active Forces Acting on Them into Account // Mathematical Models and Computer Simulations. Vol. 13, No. 2, pp. 338–346. 2021. DOI: 10.1134/S2070048221020034.

Модели деформирования и разрушения полимерных композиционных материалов

М.С. Берлизова

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Проведены экспериментальные исследования растяжения и сжатия полимерного композиционного материала (ПКМ). По результатам экспериментальных исследований сделан выбор математической модели поведения и критерия прочности ПКМ.

Для моделирования процессов деформирования ПКМ используется структурный подход [1], при котором учитываются свойства каждого слоя материала, его толщина и направление армирования. Связь напряжения и деформации каждого слоя материала описывается с помощью модели упругого поведения ортотропного материала с учетом того, что каждый из слоев ПКМ находится в плоском напряженном состоянии.

Для оценки момента разрушения каждого слоя материала используется Критерий Хашина, который оценивает предельное состояние слоя в зависимости от реализуемого механизма разрушения композита и представляет собой четыре условия прочности [2].

Также разработан метод идентификации параметров ПКМ по результатам испытаний однонаправленных образцов на растяжение и сжатие под углами 0° , 45° и 90° к направлению армирования.

Проведена верификация модели поведения ПКМ, критерия прочности и метода идентификации параметров, путем сравнения расчетных и экспериментальных диаграмм нагружения однонаправленных образцов и образцов с квазиизотропной выкладкой.

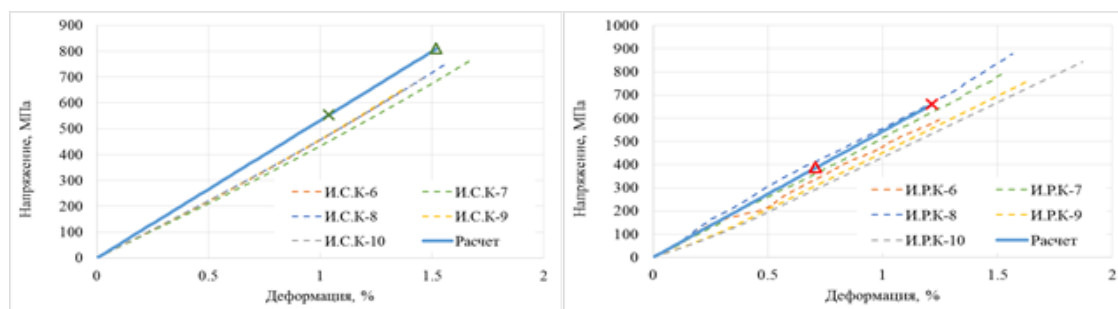


Рис. 1. Диаграммы растяжения (а) и сжатия (б) образцов ПКМ с квазиизотропным направлением выкладки

Полученные результаты могут использоваться при проектировании и изготовлении изделий из многослойных полимерных композиционных материалов.

Литература

1. Gondlyakh A.V., «Modeling in the Abaqus Environment of the Processes of Failure and Explosion Composite Spatial Constructions Based on a Refined Multi-Layer Eight-Node User FE»
2. Hashin Z. Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites // Journal of Applied Mechanics. 1980. No. 47. P. 329–334.

Деформирование конструкционных материалов с учетом ползучести

О. Е. Ларионова¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Проведен эксперимент на ползучесть при непостоянной температуре. Образец постоянного сечения из малопластичного материала сплава бронзы БрХ08-Ш нагружался со скоростью 0.01 с^{-1} до достижения напряжения 76.55 МПа. Нагрузка поддерживалась постоянной в течение всего эксперимента. После достижения заданного напряжения образец нагревался в печи до 400°C , затем температура поддерживалась по-

стоянной в течение 10 минут. Далее следовал нагрев образца до 600 °С и 15 минут выдержки при данной температуре с последующим охлаждением. Во время охлаждения образца, при температуре 440 °С образец разрушился. Эксперимент длился 62 минуты.

Предварительно было проведено определение коэффициента теплового расширения без нагрузки образца. Образец нагревался до 600 °С и далее температура несколько раз опускалась до 400 °С, затем возвращалась до максимума. При температуре 600 °С и 400 °С градусов в течение 10 минут температура поддерживалась постоянной. В процессе нагрева и охлаждения фиксировалась деформация рабочей части образца.

Из отдельных экспериментов были получены модуль упругости, кривая длительной прочности и зависимость скорости деформирования от напряжения. Для определения модулей упругости образцы нагревались до температуры 400 °С и 600 °С градусов соответственно и растягивались со скоростью 0.01 с^{-1} до разрушения. Для определения кривой длительной прочности и установления зависимости скорости деформирования от напряжения проводился ряд экспериментов на ползучесть при температуре 400 °С и 600 °С соответственно. Результаты экспериментов аппроксимировались степенной зависимостью. Значение параметров модулей деформирования при других температурах получены по методу линейной интерполяции, адаптированному под особенности выбранной модели ползучести.

Рассматривалось деформирование конструкционных материалов при длительном нагружении с учетом реологических эффектов. Приводится метод модулирования процессов ползучести при неизотермическом нагружении на примере испытаний образцов из сплава БрХ08-Ш. На рис. 1 показана диаграмма зависимости деформации от времени для эксперимента и для расчета.

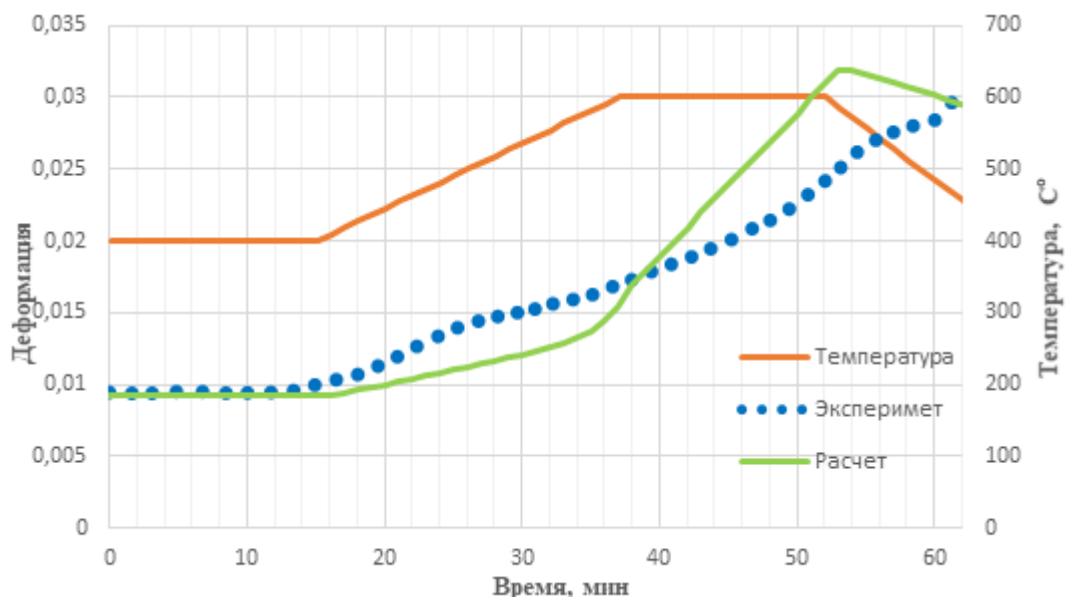


Рис. 1. Диаграмма зависимости деформации от времени для эксперимента и для расчета

УДК 629.787

Создание космического летательного аппарата «RocketSAT», мобильной заправочно-ремонтной космической станции «FuelSAT» и их взаимодействие

Г.Р. Янгалин¹, С.А. Лобов¹, М.Н. Поклад¹, Е.О. Биловол²

¹Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,

²Вологодский государственный университет

Традиционно срок службы нано и пико-спутников около 1–2 лет. Это часто связано не с отказом аппаратуры, а со снижением орбиты [1, 2] и сгоранием наноспутника в атмосфере. Для продления срока службы наноспутников типа «CubeSAT» предлагается устанавливать на них ракетные двигатели [3, 4], соответствующего размера различных типов, например, ионные.

Кроме того, для поддержки работы КЛИА «RocketSAT», рис. 1, требуется внедрение мобильной за-

правочно-ремонтной космической станции (МЗРКС) «FuelSAT», рис. 2, на которой многие типы наноспутников смогут проходить ремонт, заряжаться, пополнять необходимые ресурсы. Также данную станцию можно будет интегрировать в существующие космические станции, например, МКС. На данной станции также, может быть реализована возможность запуска наноспутников и стыковка с космическими кораблями, например, класса «Федерация», для передачи ремонтных комплектующих, манипуляторов и оборудования МЗРКС «FuelSAT» [5, 6].

Данная система взаимодействия позволит многократно увеличить срок службы наноспутников за счёт их ремонта, а также даст возможность масштабировать данную систему для ремонта больших спутников в космосе.

Можем также увидеть тенденцию [7, 8] развития наноспутников в мире, в них сейчас реализовано большое количество радиоэлектронной аппаратуры для отслеживания различных параметров на Земле и в космосе, размеров, но если её экстраполировать, то в будущем также МЗРКС «FuelSAT» сможет внедряться и на других планетах, например, Марсе.

В ходе внедрения данной работы, также предусматривается блочно-модульный тип компоновки МЗРКС «FuelSAT», возможность его сборки, типа конструктор и наличие управляющей системы, которая может контролироваться космонавтами орбитальной станции или с ЦУП с Земли.

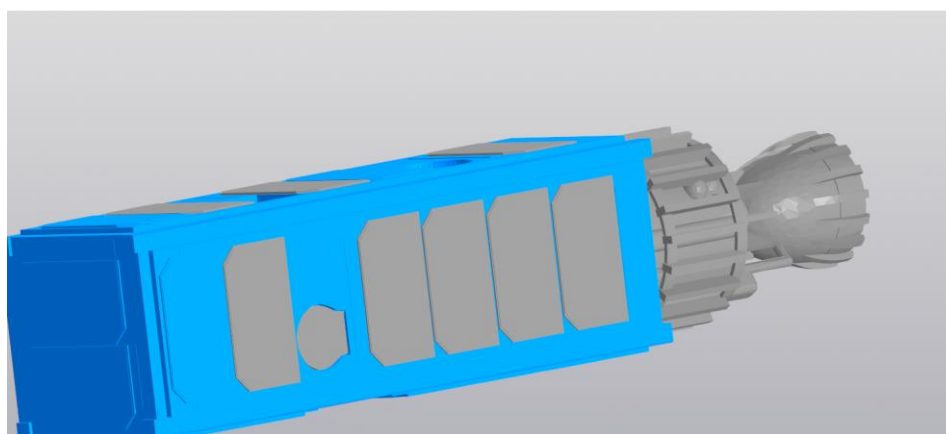


Рис. 1. Общий вид КЛА RocketSAT

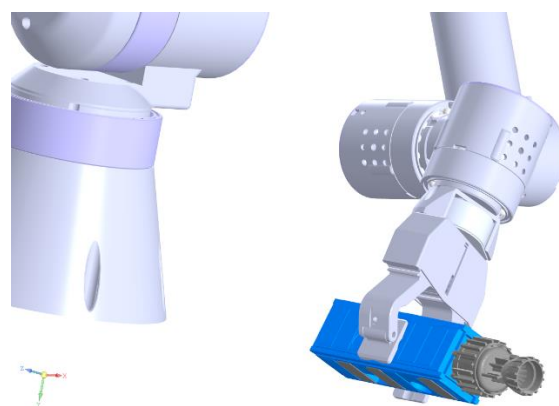


Рис. 2. Общий вид КЛА RocketSAT и роботоманипулятора МЗРКС «FuelSAT»

Литература

1. Карчаев Х.Ж., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Анализ методов увода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит // «Полет», общероссийский научно-технический журнал. Учредители: Машиностроение-Полет (Москва). ISSN 1684-1301, 2019. С. 19-28.
2. Трофимов С.П. Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит // Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Автореферат диссертации, Москва, 22 с.
3. Артюхов Ю.А., Ключников В.Ю. Ракетные двигатели для малых космических аппаратов // «Космонавтика и ракетостроение», научно-технический журнал. Учредители: Центральный научно-исследовательский институт машиностроения (Королёв). ISSN 1994-3210, 2021. С. 143-159.
4. Шумейко А.И., Пашаев А.Д., Телех В.Д. Определение минимального размера малого космического аппарата стандарта Cubesat для возможности использования современных двигательных установок // XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. С. 269-272.

5. Юлиниев В.В. Динамика отделения наноспутника формата Кубсат от транспортно-пускового контейнера // «Полет», общероссийский научно-технический журнал. Учредители: Машиностроение-Полет (Москва). ISSN 1684-1301, 2015. С. 10-15.
6. Микрин Е.А., Беляев М.Ю. Управление при наведении исследовательской аппаратуры орбитальной станции на изучаемые объекты // Десятая всероссийская мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2017). 2017. С. 172-174.
7. Анилкин А.П., Козлов В. А. Мировые тенденции развития малых спутников // «Экономические стратегии», журнал, Учредители: Институт экономических стратегий (Москва) SSN: 1680-094X, 2016. С. 136-149.
8. Гансвинд И. Н. Малые космические аппараты в дистанционном зондировании Земли // Исследование земли из космоса, научный журнал. Научный геоинформационный центр РАН, 2019. С. 82-88.

УДК 539.374

Теории пластичности при сложном нагружении

Д.Ю. Фомин, Д.Р. Абашев, В.С. Бондарь

Московский политехнический университет

В практических расчетах конструкций широкое применение в настоящее время нашли варианты теории пластического течения при комбинированном (трансляционно-изотропном) упрочнении. Они имеют обобщение на неизотермические процессы нагружения, а также на процессы накопления повреждений, т.е. позволяют определять ресурс. Главное отличие вариантов теорий заключается в формулировках эволюционных уравнений для смещения центра поверхности нагружения (тензора микронапряжений). Во всех рассматриваемых вариантах теорий изотропное упрочнение задается функцией от накопленной пластической деформации. В данной работе проводится сравнение семи вариантов теории: теория изотропного упрочнения; модель Ишлинского–Прагера–Кадашевича–Новожилова с линейным кинематическим упрочнением; модель с эволюционным уравнением Армстронга–Фредерика–Кадашевича (модель Коротких); модель Бондаря с трехчленной структурой эволюционного уравнения для микронапряжений; модель Шабоша с тремя эволюционными уравнениями для микронапряжений; модель Темиса, построенная на основе инвариантной теории пластичности; модель Оно–Ванга с суммой эволюционных уравнений для микронапряжений.

При сложном деформировании по плоским траекториям деформаций сравнение вариантов теорий проводится путем расчетного моделирования экспериментальных исследований [1] по криволинейным траекториям деформаций. Ниже показаны результаты моделирования деформирования по траектории кусочно-постоянной кривизны в виде окружностей, проходящих через начало координат (рис. 1). Материал, на котором проводились исследования, – конструкционная сталь 9Х2. На рис. 2–4 показаны ответные траектории напряжений.

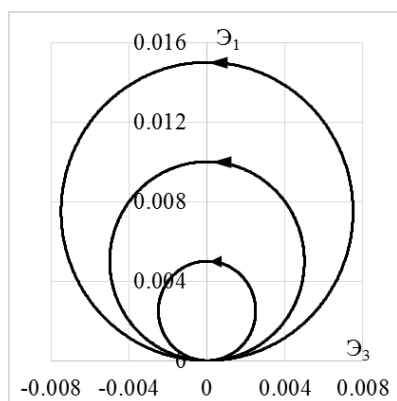


Рис. 1. Траектория деформаций

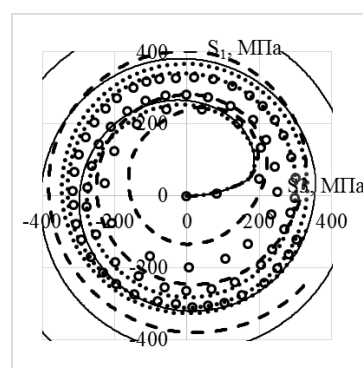


Рис. 2. Траектория напряжений. (кружки – эксперимент, сплошная кривая – теория течения при изотропном упрочнении, пунктирная кривая – модель Ишлинского–Прагера–Кадашевича–Новожилова, штриховая кривая – модель Оно–Ванга)

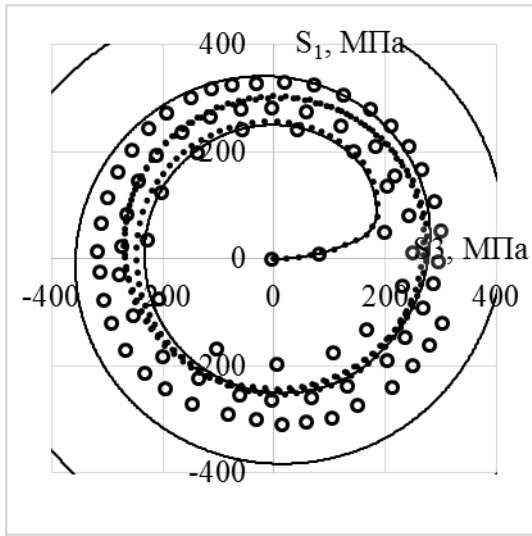


Рис. 3. Траектория напряжений. (кружки – эксперимент, сплошная кривая – модель Коротких, пунктирная кривая – модель Шабоша)

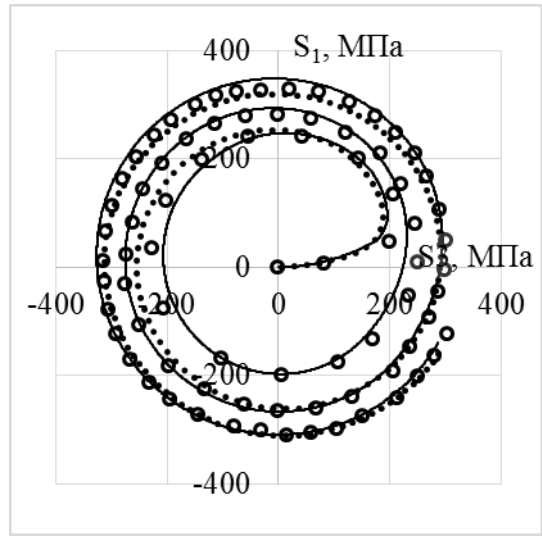


Рис. 4. Траектория напряжений. (кружки – эксперимент, сплошная кривая – модель Бондаря, пунктирная кривая – модель Темиса)

Сравнительный анализ вариантов теории при сложном нагружении по пространственным траекториям деформаций проводится на винтовой траектории деформаций постоянной кривизны и кручения. Экспериментальные исследования [2] проводились на трубчатых образцах из стали 45. Рассматривается траектория с кривизной и круткой, равными 200. На рис. 5, 6, 7 показаны изменения компонент вектора напряжений S_1, S_2, S_3 вдоль траектории деформаций, а на рис. 8 – скалярные свойства.

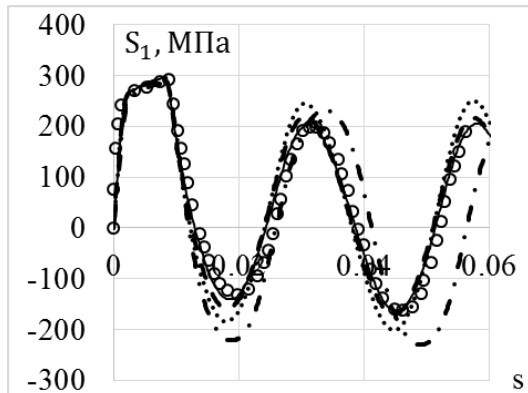


Рис. 5. Изменение компоненты S_1 вектора напряжений вдоль траектории деформаций

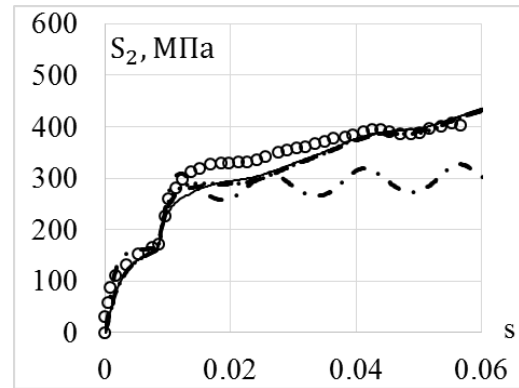


Рис. 6. Изменение компоненты S_2 вектора напряжений вдоль траектории деформаций

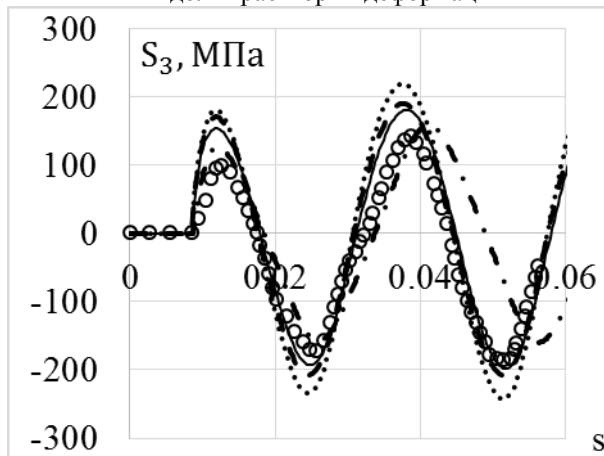


Рис. 7. Изменение компоненты S_3 вектора напряжений вдоль траектории деформаций

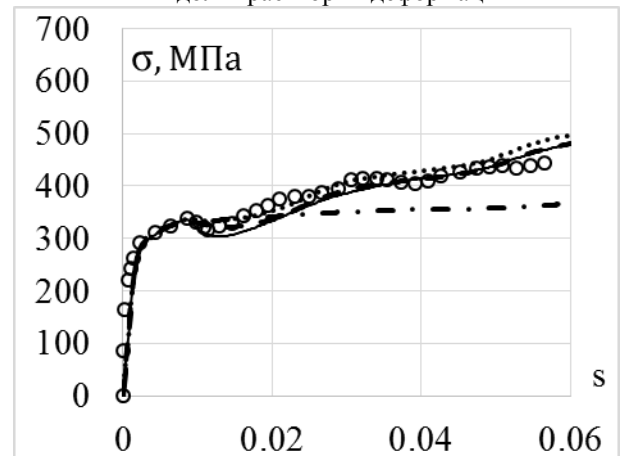


Рис. 8. Скалярные свойства (кружки – эксперимент, сплошная кривая – модель Бондаря, пунктирная кривая – модель Ишлинского-Прагера-Кадашевича-Новожилова, штриховая кривая – модель Шабоша, штрихпунктирная кривая – модель Темиса)

Сравнительный анализ вариантов теорий пластичности показывает, что наилучшее соответствие эксперименту достигается на основе модели Бондаря – отличие результатов расчетов и экспериментов по всем рассмотренным траекториям сложного нагружения не превышает 10%.

Литература

1. *Зубчанинов В.Г., Охлопков Н.Л., Гаранников В.В.* Экспериментальная пластичность. Процессы сложного деформирования. Книга 1. Тверь :ТГТУ, 2003. 172 с.
2. *Вавакин А.С. [и др.].* Упругопластическое поведение стали 45 на винтовых траекториях деформаций // Пластичность и разрушение твердых тел. М., 1988. С. 21-29.

Секция космического приборостроения

УДК 528.855

Способ повышения точности радиометрической калибровки инфракрасных каналов аппаратуры дистанционного зондирования Земли

А.Д. Иванов, А.А. Зайцев, С.Д. Козан

АО «Российские космические системы»

Для радиометрической калибровки инфракрасных каналов аппаратуры дистанционного зондирования Земли в лабораторных условиях используется имитатор абсолютно черного тела (ИАЧТ) с изменяемой в широком диапазоне температурой излучающей поверхности [1, 2]. Далее полученные измерения обрабатываются. Из-за того, что лабораторные измерения разнесены во времени с обработкой данных у исследователей нет возможности полноценно изучить проявляющиеся эффекты и устранить возможные ошибки.

Для решения проблемы отсутствия оперативной обработки данных был разработан программный комплекс автоматизированной обработки экспериментальных данных. Обработка включает в себя конвертирование данных в более удобный формат, радиометрическую нормализацию и градуировку.

При разработке программного комплекса ключевой задачей была реализация процедуры расчета градуировочной характеристики $T^{\text{эфф}} = T^{\text{эфф}}(U^{\text{норм}})$, т. е. получения однозначной зависимости между эффективной радиационной температурой $T^{\text{эфф}}$ и значением сигнала $U^{\text{норм}}$.

В работе рассматривается алгоритм нахождения функции $T^{\text{эфф}}(U)$. Для этого полученные измерения аппроксимируются функцией Планка [3]:

$$B_{\lambda^{\text{эфф}}}(T_i) = \frac{2hc^2}{(\lambda^{\text{эфф}})^5} \frac{1}{\exp\left(\frac{hc}{\lambda^{\text{эфф}}kT_i}\right) - 1} \quad (1)$$

где $\lambda^{\text{эфф}}$ — эффективная длина волны; T_i — температура ИАЧТ при i -м измерении; h — постоянная Планка; c — скорость света; k — постоянная Больцмана; $B_{\lambda^{\text{эфф}}}(T_i)$ — спектральная плотность энергетической яркости.

Поскольку сигнал с фотоприемных устройств линейно зависит от регистрируемого потока излучения, то функция $U^{\text{норм}}(T^{\text{эфф}})$ ищется как

$$\|U^{\text{норм}}(T_i) - (\alpha B_{\lambda^{\text{эфф}}}(T_i) + \beta)\| \rightarrow \min \quad (1)$$

$$U^{\text{норм}}(T^{\text{эфф}}) = \alpha B_{\lambda^{\text{эфф}}}(T) + \beta \quad (2)$$

где α и β — коэффициенты линейного преобразования. Для определения значений параметров α , β и $\lambda^{\text{эфф}}$ используется метод наименьших квадратов. После этого определяется обратная функция $T^{\text{эфф}}(U^{\text{норм}})$.

После создания программного комплекса был проведен ряд экспериментов с целью поиска более корректного способа проведения измерений в процессе лабораторной калибровки. Ранее измерения проводились двумя сериями — при монотонном изменении температуры ИАЧТ от минимальной до максимальной и наоборот (рис. 1а). На графике невязок (отклонений измеренных значений от полученной градуировочной кривой, рис. 1б) наблюдается явная связь значения невязки со знаком приращения температуры ИАЧТ в процессе серии измерений, т. е. гистерезис.

Было сделано предположение, что значения невязок можно уменьшить, если изменить способ проведения калибровки, а именно: изменять температуру ИАЧТ немонотонно (рис. 1б). График невязок, полученных при новом способе измерений, представлен на рис. 1г. В данном примере среднее значение модуля невязок при изменении способа калибровки уменьшилось с 0,10 К до 0,04 К.

В дальнейшем планируется провести ещё ряд экспериментов, которые дадут возможность сделать вывод относительно природы выявленного гистерезиса и уменьшить его влияние на качество наземной калибровки аппаратуры дистанционного зондирования Земли.

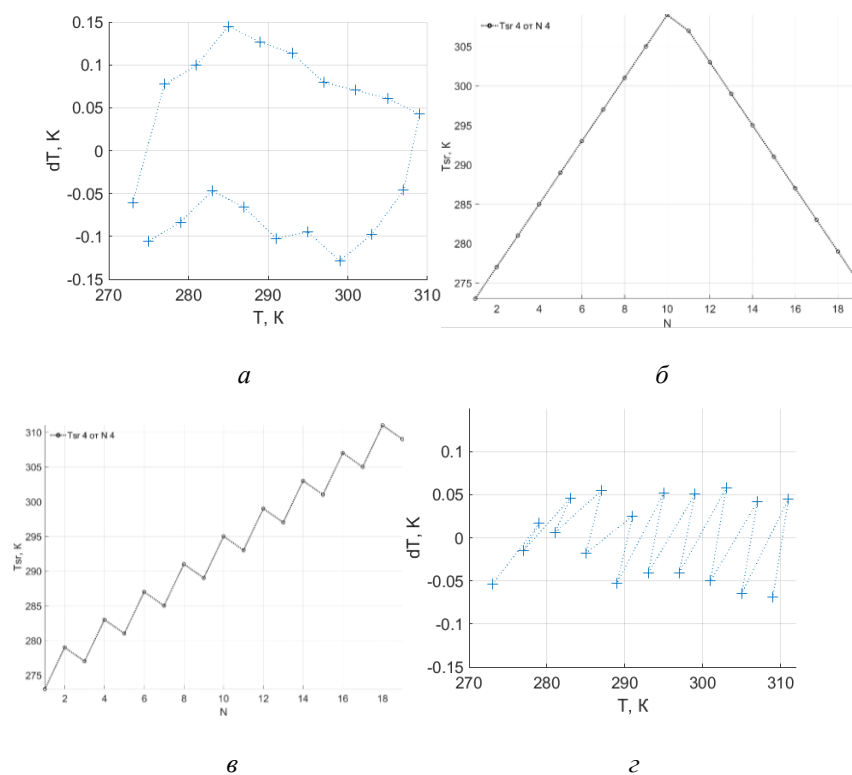


Рис. 1. а — порядок изменения температуры ИАЧТ при старом способе измерений, б — порядок изменения температуры ИАЧТ в новом способе измерений, в — невязки градуировочной кривой при старом способе измерений, г — невязки градуировочной кривой при новом способе измерений

Литература

1. Зайцев А.А. [и др.]. Метрологическое обеспечение радиометрической калибровки сканирующих систем ДЗЗ в видимой и инфракрасной областях спектра // Измерения и испытания в ракетно-космической промышленности: тез. докл. IV Всерос. науч.-техн. конф. (о. Городомля, 7–10 сентября 2015 г.). Городомля, 2015. С. 22–25.
2. Зайцев А.А. [и др.]. Предложения по созданию наземного измерительно-калибровочного комплекса для радиометрической калибровки аппаратуры ДЗЗ инфракрасного диапазона спектра // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2017. № 11. С. 55–60.
3. Хадсон Р. Инфракрасные системы. Москва : Мир, 1972. 536 с.

УДК 528.83

Модель лунной калибровки аппаратуры дистанционного зондирования Земли коротковолнового оптического диапазона для солнечно-синхронной орбиты

Д.В. Кирюшин^{1,2}, А.А. Зайцев², С.Д. Козан²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)
²АО «Российские космические системы»

На данный момент отечественные приборы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) не используют калибровку по Луне. Калибровка по Луне обладает такими преимуществами, как независимость калибровочного узла от состояния аппаратуры и его высокая стабильность. Однако, такая калибровка не может обеспечить равномерную засветку многоэлементного фотоприемника. Была создана модель лунной калибровки для аппаратуры ДЗЗ в коротковолновом оптическом диапазоне. Использовались стандартные низкие орбиты метеоспутников: солнечно-синхронные, высотой около 820 км.

Для составления модели были решены следующие задачи:

- 1) Рассчитано взаимное положение и движение КА, Луны и Солнца. Оценены частота и время калибровки:

$$\omega_{от} = \omega_{л} - \omega_{пр} \sim \omega_{л} - 2\pi/T, \quad (1)$$

$$n = T_g/T_c \sim (\varphi_a - \varphi_{л})/(\omega_{от}T_c), \quad (2)$$

где $\omega_{от}$ — угловая скорость вращения Луны относительно плоскости орбиты КА, $\omega_{л}$ — угловая скорость вращения Луны вокруг Земли в звездной СК, $\omega_{пр}$ — угловая скорость прецессии орбиты КА, $T = 1$ год [1], n — количество последовательных орбитальных витков, на которых может производиться наблюдение Луны, T_g — время, когда Луна будет в зоне видимости, φ_a — угловое поле зрения аппаратуры, $\varphi_{л}$ — угловой диаметр Луны, T_c — период обращения КА вокруг Земли.

Возможность наблюдать Луну при пролете КА над теневой стороной Земли будет наступать раз в 29,5 дней, при этом съемку Луны можно будет производить 4 или 5 орбитальных витков подряд. На каждом из таких витков Луна будет видна 1,1 минуту.

Рассчитан диаметр изображения Луны в пикселях [2]:

$$d = 2(L - H - R) \operatorname{tg}(\sigma/2), \quad (3)$$

$$K = 2R_{л}/d, \quad (4)$$

где d — пространственное разрешение (проекция пикселя), σ — угловое разрешение, L — расстояние между Луной и Землей, H — высота орбиты, R — радиус Земли, $R_{л}$ — радиус Луны, K — диаметр изображения Луны в пикселях. Диаметр изображения Луны может меняться, поскольку орбита Луны не круговая.

В конструкции аппаратуры может быть предусмотрено специальное окно для калибровки по Луне. Луна при этом должна находиться в зените. Это ограничивает фазовый угол Луны (угол между КА, Луной и Солнцем с вершиной в центре Луны [3]), при котором может осуществляться калибровка. В таблице 1 для четырех орбит приведены средние значения фазовых углов Луны, при которых она будет находиться над теневой стороной Земли. Отклонение фазового угла от среднего значения может достигать 10° [4]. Селенографические (связанные с Луной) широта и долгота КА, когда Луна в зените, будут находиться в диапазоне от 0° до 7° [5]. В зависимости от местного солнечного времени восходящего узла орбиты среднее значение селенографической долготы Солнца равно либо фазовому углу, либо фазовому углу со знаком «минус».

2) Рассчитано альbedo Луны (рис. 1рис.). Для расчета использовалась модель лунного альbedo ROLO [6], параметрами которой являются углы, рассчитанные в предыдущей задаче.

3) Оценена точность калибровки по Луне.

Измеряемая аппаратурой яркость объекта определяется по формуле:

$$L_{эф} = \alpha U + \beta, \quad (5)$$

где $L_{эф}$ — эффективная яркость в конкретном спектральном канале, $\alpha = 1/k$ и $\beta = -U_{темн}/k$ — коэффициенты градуировочной характеристики аппаратуры, U — значение сигнала, k — сквозной коэффициент преобразования оптико-электронного тракта аппаратуры, $U_{темн}$ — значение темнового сигнала. Принимая во внимание то, что эффективная яркость Луны может быть выражена как $L_{эф} = A_{л}L_{Лам}$, где $A_{л}$ — альbedo Луны, $L_{Лам}$ — эффективная яркость нормально освещенной Солнцем ламбертовой поверхности с единичным альbedo в конкретном спектральном канале. Тогда выражения для α и β принимают вид

$$\alpha = A_{л}L_{Лам}/(U_{л} - U_{темн}), \quad (6)$$

$$\beta = A_{л}L_{Лам}U_{темн}/(U_{л} - U_{темн}), \quad (7)$$

где $U_{л}$ — средний сигнал от диска Луны. Поскольку значения сигналов $U_{л}$ и $U_{темн}$ получаются путем усреднения по большому количеству измерений, то их погрешность значительно меньше уровня квантования. В свою очередь $L_{Лам}$ определена с точностью, заведомо более высокой, чем точность определения величины $A_{л}$. Таким образом, относительная погрешность коэффициентов α и β определяется относительной погрешностью определения альbedo Луны, т. е.

$$\delta\alpha/\alpha = \delta\beta/\beta = \delta A_{л}/A_{л}. \quad (8)$$

Относительная погрешность модели лунного альbedo ROLO составляет около 1 % [6].

Выводы: в работе построена математическая модель, которая может быть использована для регулярной калибровки аппаратуры ДЗЗ по Луне. При этом данный метод калибровки должен быть не един-

ственным, реализованным на борту, поскольку он не позволяет абсолютизировать измерения для всего фотоприемника из-за неопределенности абсолютной шкалы модели лунного альbedo ROL0 и неравномерной засветки многоэлементного фотоприемника Луной.

Таблица 1

Средний фазовый угол для разных орбит

Местное солнечное время восходящего узла орбиты	13:30	16:30	19:30	22:30
Средний фазовый угол, градус	22,5	67,5	67,5	22,5

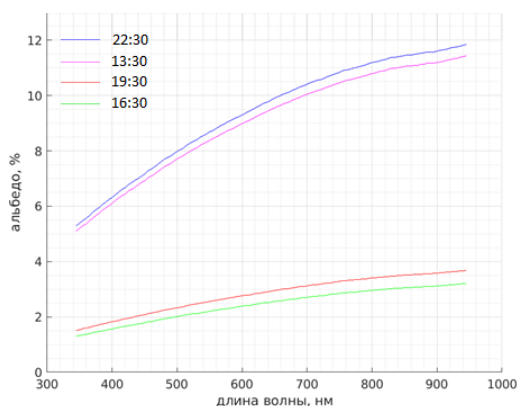


Рис. 1. Зависимость альbedo Луны от длины волны для разных орбит

Литература

1. Овчинников М.Ю. Введение в динамику космического полета. Москва : МФТИ, 2016. 208 с.
2. Шовенгердт Р.А. Дистанционное зондирование. Модели и методы обработки изображений. – Москва: Техносфера, 2010. С. 560.
3. Абалакин В.К. Астрономический календарь. Постоянная часть. 7-е издание. Москва : Наука, 1981. – 718 с.
4. Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. – Москва : Радио и связь, 2004. 200 с.
5. Шевченко В.В. Луна и ее наблюдение. Москва : Наука, 1983. – 192 с.
6. Kieffer H.H. and Stone T.C. The Spectral Irradiance of the Moon // The Astronomical Journal. 2005. V. 129. P. 2887–2901.

УДК 629.7.025.32

Многофункциональный космический инерциатор для стабилизации космических летательных аппаратов (AiRSpace)

Г.Р. Янгалин, А.И. Ивлев, С.А. Лобов, М.Н. Поклад

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Для КА разрабатываются устройства и способы стабилизации:

Способ стабилизации	Достоинства	Недостатки
1. Реактивные двигатели стабилизации КА [1]	могут длительное время находиться в выключенном состоянии	ограничение по количеству запусков и суммарному времени работы, загрязнение окрестностей КА отработанным топливом (может быть актуально для телескопов)
2. Стабилизация вращением, КА сам является гироскопом[2]	лёгкость во внедрении, экономичность	стабилизация только по одной оси, вращение может мешать работе оборудования КА

3. Система маховиков с изменяемой частотой вращения - КА [3]	не требует наличия топлива на КА, позволяет очень точно стабилизировать аппарат	вращение сравнительно медленное, на каждую ось нужен минимум один маховик, занимают внутреннее пространство КА
4. Гироскоп, поворот КА относительно силового гироскопа	Гироскоп установлен в подвесе, который может вращаться в одной или нескольких плоскостях, и может не менять скорость своего вращения, используется один маховик, вместо трех	занимает внутреннее пространство КА
5. Электромагнитная система ориентации катушками-соленоидами с током, взаимодействующая с магнитным поясом земли	не требуют наличия топлива на КА, небольшая масса	малые управляющие силы, неабсолютная точность, требуется магнитное поле у небесного тела, вокруг которого обращается КА, эффективность зависит от высоты
6. Гравитационная стабилизация – длинный шест с грузом, выдвинутый из КА, будет стремиться занять вертикальное положение, когда ее нижняя часть будет притягиваться к Земле чуть сильнее, чем верхняя	элементарная система, ориентация строится пассивно, без системы управления	Только один тип ориентации — осью к центру Земли, эффект падает с высотой, спутник может перевернуться «вверх тормашками» относительно нужной ориентации
7. Аэродинамическая стабилизация о следы земной атмосферы выше линии Кармана [4]	аэродинамическая сила бесплатна	сила зависит от высоты, возможна ориентация только по одной оси
8. Солнечный парус – используется давление на поверхность КА потока ионизированных частиц, выбрасываемых из Солнца [5]	бесплатное солнечное давление	нельзя построить произвольную ориентацию по трем осям, не работает в тени

Все приведенные системы стабилизации не лишены недостатков. Предлагаемая система стабилизации КА – многофункциональный космический инерциатор, обладая преимуществами стабилизации системой маховиков, не только лишена их недостатков (значительная масса, занимают пространство КА), но и может выполнять дополнительную функцию робототехнического манипулятора рис. 1.

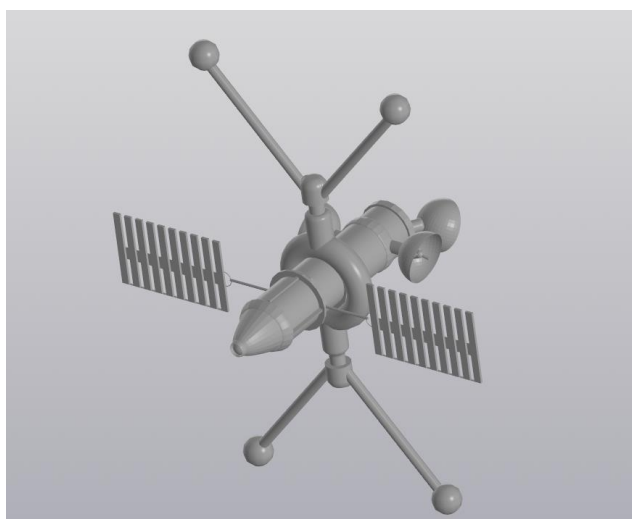


Рис. 1. Общий вид спутника с инерциатором
Для наглядности инерциатор изображен непропорционально крупнее КА

Устройство инерциатора: с внешней стороны КА устанавливается кольцевой корпус инерциатора соосно с центральной осью КА. На этом корпусе с противоположных сторон установлены на парных вращающихся штангах утяжелители. Изменяя частоту вращения штанг, КА получает момент импульса, отклоняющий его центральную ось. Вращая кольцевой корпус, КА получает момент импульса, вращающий КА вокруг его центральной оси. В то же время изменив положение кольцевого корпуса, можно вращать штанги в разных положениях и стабилизировать КА во всех плоскостях. Штанги могут быть достаточно длинными и иметь с утяжелителями большой момент инерции. Поэтому утяжелители могут быть суммарно существенно легче маховиков меньшего радиуса, помещенных в корпусе КА. В качестве одного или нескольких утяжелителей могут быть установлены механические захваты, превращающие штанги в робототехнические манипуляторы. В тех случаях, когда КА стабилизирован и вращение инерциатора не требуется, манипуляторы могут быть использованы для перемещения узлов КА и его переконфигурирование.

Литература

1. Патент - 2563923 - РФ, МПК В64G 1/24 (2006.01) Модульная двигательная установка малой тяги / Барышников Р. С. (RU) и др. // Российская Федерация, от имени которой выступает Министерство обороны Российской Федерации (RU), Акционерное общество "Ракетно-космический центр "Прогресс" (АО "РКЦ "Прогресс") (RU) - 2014115910/11; Заявл. 2014.04.21 г.; Опубл. 2015.09.27.
2. Тахтенкова Л.С. Стабилизация вращательного движения спутника на эллиптической орбите // Устойчивость и колебания нелинейных систем управления (конференция Пятницкого) Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2016, 366-368 с.
3. Бранец В.Н., Платонов В.Н., Сумароков А.В., Тимаков С.Н. О стабилизации спутника связи, несущего маховики, без использования датчиков углов и угловых скоростей // Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, Российская академия наук (Москва), 2008 год, 127-137 с.
4. Патент - 2363627 - РФ, МПК В64G 1/62 (2006.01) Способ и устройство аэродинамической стабилизации космического аппарата во время спуска на землю / Мулэн Жак (FR) и др. // АСТРИУМ САС (FR) -2006144850/11, Заявл. 2005.05.16, Оpub. 2009.08.10.
5. Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом // под ред. В. А. Егорова. 2-е изд., доп. Москва, 2010.

УДК 621.389

Обзор внешних воздействующих факторов, влияющих на электронно-компонентную базу

Е.А. Волков

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В рамках дипломной работы мной было изучено влияние ряда внешних воздействующих факторов на электронно-компонентную базу (ЭКБ). К основным внешним воздействующим факторам относятся: температура, влажность, атмосферное давление, биологические факторы, радиация, механические нагрузки.

Температура изменяет структуру проводящего слоя резистора, что приводит к изменению сопротивления. Существует температурный коэффициент сопротивления, он показывает относительное линейное изменение сопротивления от температуры [5]:

$$TKC = \frac{R(T_2) - R(T_1)}{(T_2 - T_1) * R(T_1)}, \quad (1)$$

где $R(T_1)$, $R(T_2)$ – сопротивления, измеренные при T_1 и T_2 температурах соответственно.

Известное значение температурного коэффициента сопротивления позволяет рассчитать сопротивление резистора $R(T)$ при температуре T в диапазоне температур $T_1 \leq T \leq T_2$ [5]:

$$R(T) = R(T_1) * TKC * \Delta T, \quad (2)$$

где $\Delta T = (T - T_1)$ – разность температур.

Влияние температуры на МОП (металл-оксид-полупроводник) транзисторах сказывается в виде нестабильности характеристик и его параметров за счет изменения подвижности носителей заряда в канале, дрейфа положительного заряда в диэлектрике. Изменение температуры приводит к физическому расширению или сжатию линейных размеров биполярного транзистора, миграции захваченных примесей, что в результате приводит к изменению его электрических характеристик. А также температурное воздействие

проявляется в изменении емкостных характеристик конденсатора вследствие линейного расширения металла обкладок и линейного расширения диэлектрика [5, 3, 1, 2].

Повышенная влажность сказывается на уменьшении сопротивления изоляции резистора. Это обуславливается объемным увлажнением изоляционных деталей. Также в результате электролиза поглощенной резистором влаги выделяется атомарный кислород, активно окисляющий проводящий металл. Транзисторы при повышенной влажности будут активно корродировать, что в свою очередь приводит к разгерметизации корпуса [5, 3, 1].

Понижение атмосферного давления способствует пробоям. Кроме того, при снижении давления до параметров, близких к нулю, происходит уменьшение теплопроводности через газовую среду, как следствие идет перегрев элементов [5, 3, 1]. Это иллюстрирует закон Фурье для коэффициента теплопроводности сильно разреженной газовой среды, который пропорционален давлению [4]:

$$\chi \approx \frac{1}{3} * \rho * C_v * l * V \propto P, \quad (3)$$

где χ – коэффициент теплопроводности, ρ – плотность газа, C_v – удельная теплоемкость при постоянном объеме, l – размер сосуда, V – средняя тепловая скорость, P – давление.

К биологическим факторам можно отнести такие факторы, как: пыль, морской туман, плесень. Пыль, морской туман способствуют протеканию коррозии. Появление плесени на поверхности резисторов может привести к разрушению защитных покрытий, способствует образованию слоя влаги на поверхности резисторов [5,1].

Нейтронное гамма-излучение вызывает серьезные изменения электрофизических параметров элементов вплоть до полного выхода их из строя. Например, значительное увеличение сопротивления электропроводности материала конструкции резистора за счет ионизации. Одиночные заряженные частицы приводят к переключению бита памяти и радиационно-индуцированной защелке (тиристорный эффект) у транзисторов. Из-за воздействия гамма-лучей происходит накопление положительного заряда в диэлектрике, что в свою очередь приводит к изменениям порогового напряжения и смещению рабочей точки у транзисторов [5, 3].

К механическим факторам можно отнести такие факторы, как вибрация, удары, постоянное ускорение. При вибрациях возникают усталостные явления у элементов, что приводит к обрыву выводов, нарушению контакта, микротрещинам. Удары, в свою очередь, приводят к поломке выводов, а также к появлению контактирования резисторов, отделению проводника от кристалла у транзисторов. Постоянное ускорение также приводит к обрыву выводов и отделению проводника от кристалла транзистора [5, 3, 1].

Таким образом, было рассмотрено влияние на ЭКБ внешних воздействующих факторов. Но проведенный анализ влияния на ЭКБ внешних воздействующих факторов показывает, что в условиях космического пространства на обитаемом и негерметичном космическом аппарате влияние таких факторов, как влажность и биологические факторы, будут отсутствовать. Стойкость к воздействию механических нагрузок космического аппарата при выведении его на орбиту обеспечивается его конструктивным исполнением. Механические нагрузки в рабочем режиме (на орбите) практически отсутствуют. Основное влияние на ЭКБ бортовой аппаратуры космического аппарата при его штатной эксплуатации будут оказывать такие факторы, как температура, атмосферное давление и радиация, анализ степени воздействия, которых будет проведен в моей НИР.

Литература

1. Бергельсон И.Г., Минц В.И. Элементы радиоэлектронной аппаратуры. Вып. 33. Транзисторы биполярные. Москва : Советское радио, 1976. С. 56.
2. Гусев В.Н., Смирнов В.Ф. Элементы радиоэлектронной аппаратуры. Вып. 11. Электрические конденсаторы постоянной емкости. Москва : Советское радио, 1968. С. 88.
3. Петухов В.М., Таптыгин В.И., Хрулев А.К. Элементы радиоэлектронной аппаратуры. Вып. 37. Полевые транзисторы. Москва : Советское радио, 1978. С. 64
4. Сивухин Д.В. Общий курс физики: Термодинамика и молекулярная физика. Т. 2. Москва : Физматлит, 2016. 544 с.
5. Стальбовский В.В., Четвертков И.И. Элементы радиоэлектронной аппаратуры. Вып. 26. Резисторы. Москва : Советское радио, 1973. С. 64.

Проблемные вопросы технологической подготовки производства изделий ракетно-космической техники в контексте современной тенденции цифровой трансформации предприятия

А.Ю. Денисов

АО «Российские космические системы»

Производство сложной наукоёмкой продукции [1] требует квалифицированной организации комплекса процессов, сопровождающих как само изготовление и сборку, так и проведение подготовительных работ, предшествующих началу обработки заготовок и сборки комплектующих. Совокупность мероприятий, обеспечивающих технологическую готовность производства, называется *технологической подготовкой производства* (ТПП) [2].

Цифровая трансформация (цифровизация) – процесс перехода к полноценному выполнению проектно-производственной деятельности компании в виде, удобном для обработки средствами современной вычислительной техники и программного обеспечения.

Цифровое моделирование изделий и процессов [3], ведущееся с применением вычислительной техники и специализированного программного обеспечения, позволяет снизить производственные издержки за счёт выполнения подготовительных работ, в т.ч. ТПП, на более детальном уровне, с учетом многочисленных производственных ситуаций и технологических возможностей механообрабатывающего производства [4].

Современные высокоэффективные методы обработки информации требуют не только представления данных в электронном виде [5], но и определённого структурирования этих данных. Только тогда может идти речь о полноценном использовании электронной модели изделия для моделирования необходимых процессов в составе виртуального цифрового предприятия. Организация взаимодействия сотрудников предприятия в едином информационном пространстве позволит учитывать производственные, эксплуатационные и другие ограничения на ранней стадии конструкторского проектирования, что позволит вносить изменения в конструкцию изделия без существенных затрат, не дожидаясь испытаний опытной партии.

Внедрение и использование комплекса специализированного ПО, обеспечивающего автоматизацию процесса ТПП и функционирование предприятия в режиме единого информационного пространства, требует особой регламентации работы специалистов и формирует ряд проблемных вопросов, таких как наличие регламента по процедурам ТПП, отсутствие эффективного механизма поиска информации, необходимость повторного ввода информации на различных рабочих местах. Критическим вопросом является вопрос повышения уровня автоматизации процесса принятия решений при ТПП, поскольку здесь требуется формализовать процесс творческой деятельности опытного специалиста-эксперта. Подробно перечень проблемных вопросов, а также критический вопрос – см. рис. 1. Для решения этого проблемного вопроса наиболее актуальным и перспективным представляется проведение исследований в научном направлении. Предлагается расширить систему ТПП за счёт использования дополнительной информации, представленной в виде соответствующей базы знаний (БЗ). БЗ должна содержать информацию по решениям производственно-технологических задач, возникающих при изготовлении детали на оборудовании с ЧПУ и отражать накопленный производственный опыт. Таким образом, предполагается решить основной проблемный вопрос и повысить качество системы ТПП предприятия.

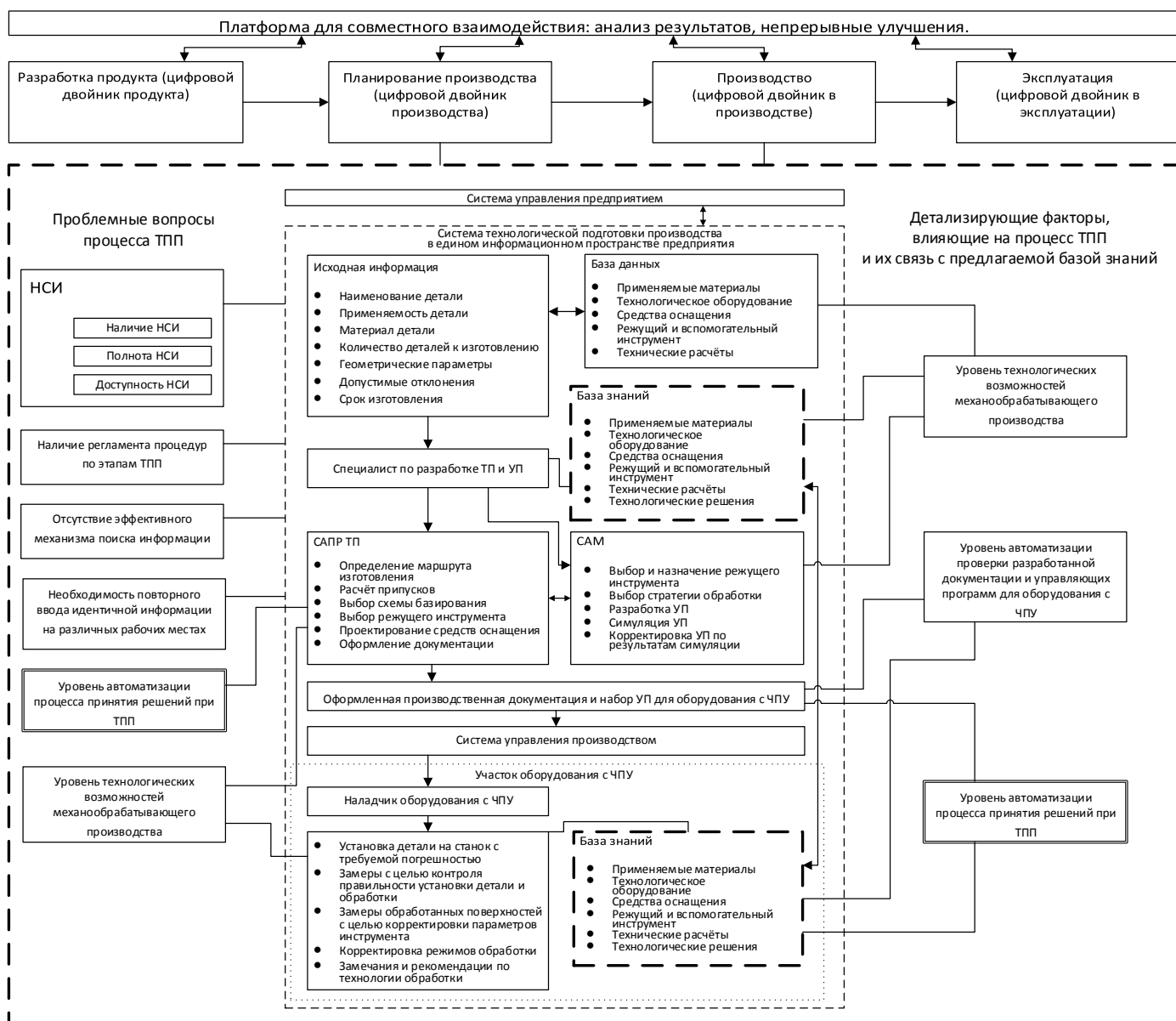


Рис. 1. Вопросы ТПП: проблемные вопросы, критический вопрос и предлагаемая база знаний.

Литература

1. Постановление правительства РФ №773 от 15.06.2019 г. «О критериях отнесения товаров к высоко-технологичной продукции».
2. ГОСТ Р 50995.3.1-96 Технологическая подготовка производства
3. Жамойдик Т.И., Ревяков Г.В. Научно-методические подходы к решению задачи моделирования предприятия на базе концептуальных положений цифровых технологий // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2021. Т.8, вып. 2. С. 32-42.
4. Романов А.А., Тюлин А.Е. Шестой технологический уклад в космическом приборостроении // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017. Т. 4, вып. 4. С. 64-82.
5. ГОСТ 2.056-2014 ЕСКД Электронная модель детали.

Алгоритм расчета предельных допусков конструкции бортовых приборов на основе модернизированного метода максимум-минимум

Москаленко А.А.

АО «Российские космические системы»

Конструкция современных приборов бортовой аппаратуры в связи с конкурентной борьбой за массогабаритные характеристики и унификацию довольно сложная по причинам размещения в едином корпусе разнородных частей прибора: СВЧ части, НЧ части, источника вторичного электропитания. Данные усложнения конструкции приводят к увеличению трудоемкости и стоимости конструирования, последующего изготовления и сборки.

Качество сборки приборов характеризуется свойством собираемости конструкции, которое зависит от точности его всех составных частей. Точность каждой детали зависит от установленных на чертеже допусков размерных цепей и их одновременного сочетания наибольших увеличивающих и наименьших уменьшающих звеньев [1].

Конструктивные и технологические особенности приборов и их составных частей, надежность и технический уровень во многом определяется методами координации поверхностей, т. е. правильной постановкой размеров и обоснованным назначением допусков. Количественной характеристикой является уровень собираемости, который оценивается процессом сборки, выполняемым без дополнительных операций либо с дополнительными операциями по подбору, подгонке или/и регулированию параметров элементов.

В основе отработки конструкции приборов на технологичность лежит анализ размерных связей, закладываемых при конструировании и формирующихся в процессе изготовления. В настоящее время размерные цепи рассчитываются двумя методами: методом максимума-минимума и вероятностным методом. Расчеты по методу максимума-минимума приводят к избыточным запасам по точности, а расчеты с помощью вероятностного метода не гарантируют полной расчетной собираемости конструкции.

Для обеспечения полной собираемости конструкции прибора без дополнительных операций при рациональной точности деталей, предлагается методика обеспечения собираемости конструкции бортовых приборов на основе алгоритма модернизированного метода максимум-минимум для расчета предельных допусков конструкции приборов. Предлагаемая методика учитывает технические особенности входящих в конструкцию сборочных единиц и их взаимосвязей для исключения избыточных запасов по точности в размерных цепях.

Взаимосвязь элементов прибора предлагается оценивать с помощью различного рода графов, а сложность конструкции - на основе общей теории решеток [2, 3].

Оценка конструкции по сложности проводится в несколько этапов, формируется классификация сложных элементов, распределение по возрастанию количества взаимосвязей конструкций и определению коэффициентов сложности (важности, значимости), а в роли ограничений выступают технологические особенности предприятия и технические свойства исследуемого прибора.

Литература

1. Дунаев П.Ф. Размерные цепи / Дунаев П.Ф. Москва : Машгиз, 1963. 308 с.
2. Гретцер Г. Общая теория решеток. Москва : Мир, 1982. 456с.
3. Божко А.Н. Теоретико-решетчатая модель конструкции // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн.2011. № 9.

Модель затухания радиосигнала в атмосфере

П.С. Британ¹, Ю.А. Нестёркин^{1,2}

¹Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

²АО «Российские космические системы»

Ослабление электромагнитного излучения при прохождении через атмосферу Земли связано с рядом явлений: тропосферные явления (влияние паров воды, смеси газов), ионосферные явления (дисперсия, рефракция, вращение Фарадея и тд.). Уровень воздействия зависит от частоты несущего колебания, террито-

риального расположения земной станции, высоты земной станции над уровнем моря, а также угла места, при котором осуществляется взаимодействие между космическим аппаратом (КА) и земной станцией (ЗС).

В работе рассмотрены вопросы затухания в атмосфере радиосигнала, излучаемого бортовой аппаратурой космического аппарата при передаче информации с космического аппарата на земную станцию, а также анализ влияния различных параметров атмосферы, рассматриваемых в нормативных документах международного союза электросвязи.

На рис. 1 «схематично» представлено влияние различных слоев атмосферы на высокочастотный сигнал, формируемый бортовой аппаратурой КА (трасса Космос–Земля).

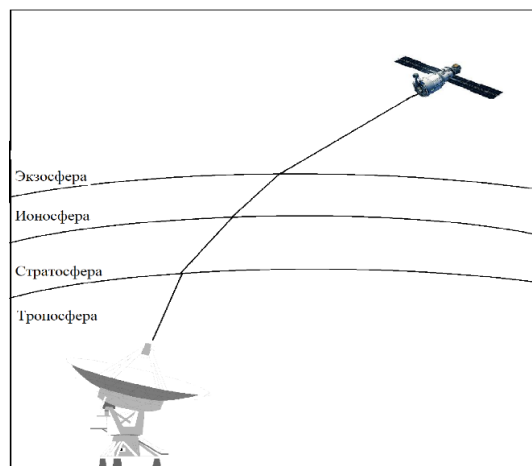


Рис. 1. Трасса Космос–Земля

Поглощение в атмосферных газах

Ослабление в атмосферных газах, которое целиком вызвано явлением поглощения, в основном зависит от частоты, угла места, высоты над уровнем моря и плотности водяных паров (абсолютная влажность). На частотах ниже 10 ГГц им обычно можно пренебречь. Степень влияния на частотах выше 10 ГГц растет пропорционально росту частоты несущего колебания, особенно для низких углов места.

Поглощение в кислороде для выбранной частоты относительно постоянно и не зависит от расположения ЗС и угла места.

Наибольшее влияние оказывают водяные пары и вертикальный профиль, которые постоянно меняются и зависят как от расположения ЗС, так и от времени года. Обычно максимальное ослабление в газах возникает в течение сезона максимального количества дождей.

Поглощение в осадках и в облаках

Оценка влияния ослабления в осадках и облаках строится на основании долгосрочных статистических характеристик ослабления в дожде на наклонной трассе для заданного местоположения на частоте несущего колебания до 55 ГГц.

В случае отсутствия долгосрочных наблюдений для заданной частоты несущего колебания, допускается применять оценку распределения осадков для выбранного расположения ЗС, представленную в рекомендациях МСЭ.

Влияние ионосферы

Влияние ионосферы на сигнал заключается в изменении его фазы в пространстве, возникновении явления рефракции и изменении направления излучения, а также в затухании электромагнитного колебания. В таблице 1 приводится оценка ионосферных явлений при прохождении сигнала с углами места порядка 30° .

Таблица 1

Явление	Зависимость от частоты	0,1 ГГц	0,25 ГГц	0,5 ГГц	1 ГГц	3 ГГц	10 ГГц
Вращение Фарадея	$1/f^2$	30 оборотов	4,8 оборота	1,2 оборота	108°	12°	$1,1^\circ$
Задержка распространения	$1/f^2$	25 мкс	4 мкс	1 мкс	0,25 мкс	0,028 мкс	0,0025 мкс
Рефракция	$1/f^2$	$< 1^\circ$	$< 0,16^\circ$	$< 2,4'$	$< 0,6'$	$< 4,2''$	$< 0,36''$
Изменение направления прихода (среднеквадратическое)	$1/f^2$	20'	3,2'	48''	12''	1,32''	0,12''
Поглощение (зоны полярных сияний и/или полюсов)	$\approx 1/f^2$	5 дБ	0,8 дБ	0,2 дБ	0,05 дБ	6×10^{-3} дБ	5×10^{-4} дБ
Поглощение (средние широты)	$1/f^2$	< 1 дБ	$< 0,16$ дБ	$< 0,04$ дБ	$< 0,01$ дБ	$< 0,001$ дБ	$< 1 \times 10^{-4}$ дБ
Дисперсия	$1/f^3$	0,4 пс/Гц	0,026 пс/Гц	0,0032 пс/Гц	0,0004 пс/Гц	$1,5 \times 10^{-5}$ пс/Гц	4×10^{-7} пс/Гц
Мерцание ⁽¹⁾	См. Рек. МСЭ-R P.531	См. Рек. МСЭ-R P.531	См. Рек. МСЭ-R P.531	См. Рек. МСЭ-R P.531	> 20 дБ в размахе	≈ 10 дБ в размахе	≈ 4 дБ в размахе

Учет всех вышеперечисленных факторов необходим для проведения анализа функционирования ра-

диотрактов передачи данных от КА на ЗС. Работы по расчету могут быть проведены «вручную», однако это крайне затратное по времени действие, связанное с большой вероятностью ошибки. Для того чтобы снизить влияние «человеческого фактора», необходимо автоматизировать процесс расчетов. Поскольку методики расчетов хорошо расписаны в рекомендациях МСЭ, то они могут быть легко использованы при формировании алгоритма, на основе которого в дальнейшем может быть создано программное изделие. В работе представлен алгоритм, реализация которого позволяет учесть все вышеперечисленные факторы атмосферы.

В качестве исходных данных выступают частота несущего колебания, мощность сигнала, данные о погоде и данные о расположении земной станции.

Далее исходные данные группируются и поступают на соответствующие блоки расчета влияния каждого из атмосферных факторов.

В итоге результаты всех расчетов поступают в блок анализа и расчета конечного затухания сигнала в атмосфере.

Алгоритм расчета представлен на рисунке 2.

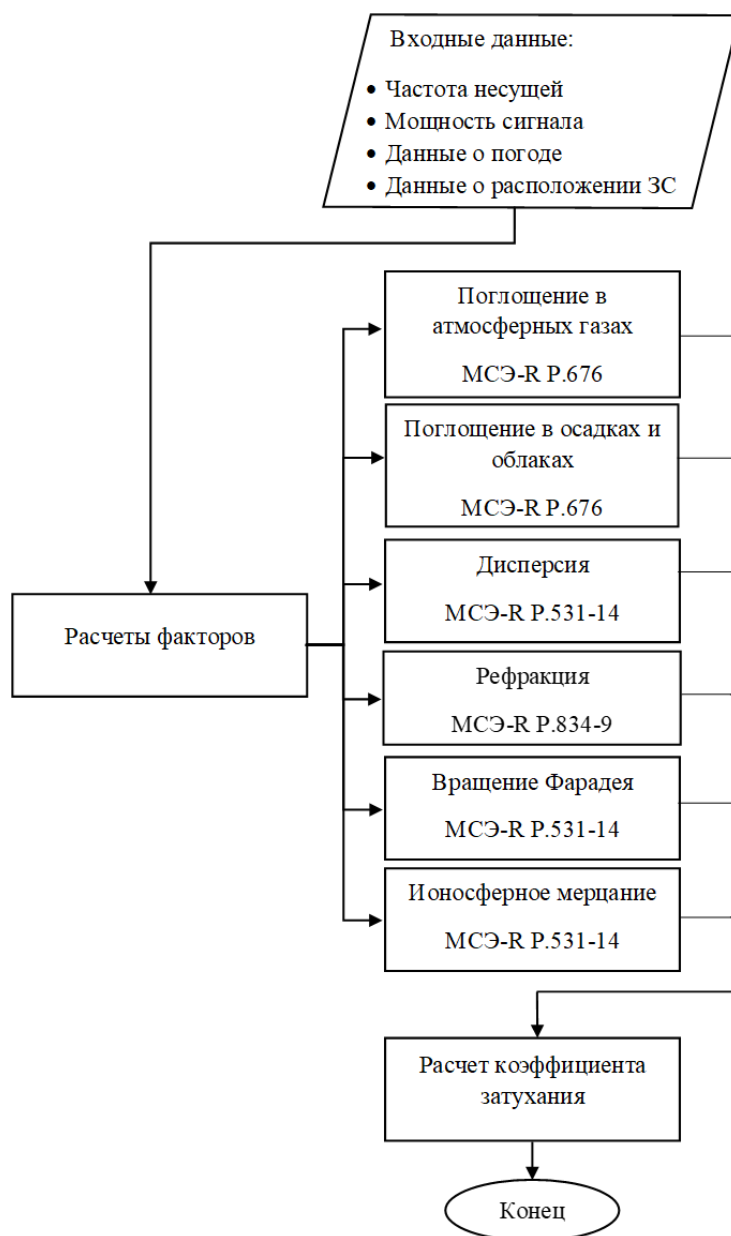


Рис. 2. Алгоритм расчета влияния атмосферы

Реализация алгоритма в виде программного обеспечения позволяет автоматизировать расчет влияния атмосферы при проведении анализа функционирования различных видов действующих радиолиний типа КА-ЗС, а также формировать требования к бортовой и наземной аппаратуре. Автоматизация расчетов позволяет снизить вероятность ошибки при задаче требований к вновь разрабатываемой аппаратуре.

Литература

1. Зайцев Р.А., Нестёркин Ю.А., Макеева Е.А. Применение методов прогнозирования при анализе телеметрической информации космических аппаратов // Труды Всерос. науч. конф. МФТИ. 23–29 ноября 2020. Аэрокосмические технологии. Москва-Долгопрудный-Жуковский : МФТИ, 2020. С. 180-182.
2. ITU-R Recommendation P.531-14. Ionospheric propagation data and prediction methods required for the design of satellite networks and systems. 2019
3. МСЭ-R Рекомендация Р.618-9. Данные о распространении радиоволн и методы прогнозирования, необходимые для проектирования систем связи Земля-космос. 2019
4. ITU-R Recommendation P.676-12. Attenuation by atmospheric gases and related effects. 2019
5. МСЭ-R Рекомендация Р.679-4. Данные о распространении радиоволн, необходимые для проектирования спутниковых радиовещательных систем. 2015
6. ITU-R Recommendation P.680-3. Propagation data required for the design of Earth-Space maritime mobile telecommunication systems. 1999
7. ITU-R Recommendation P.681-11. Propagation data required for the design systems in the land mobile-satellite service. 2019
8. МСЭ-R Рекомендация Р.682-3. Данные о распространении радиоволн, необходимые для проектирования воздушных подвижных систем связи Земля-космос. 2012.

УДК 621.396

Алгоритм оценки параметров сигналов аварийных радиобуев второго поколения КОСПАС-САРСАТ

Я.А. Пискарев^{1,2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

² АО «Российские космические системы»

В настоящее время идет активная разработка, тестирование и внедрение аварийных радиобуев второго поколения (АРБ-2) в международную систему поиска и спасания КОСПАС - САРСАТ. Станция приема и обработки информации системы КОСПАС - САРСАТ должна определять ТОА (Time Of Arrival – время прихода сигнала на спутник) и FOA (Frequency of Arrival – частота сигнала радиобуя при его приходе на спутник) с заданными среднеквадратичными отклонениями не больше, чем [1]:

$$\sigma_{TOA} = 1 \text{ мкс},$$

$$\sigma_{FOA} = 0.20 \text{ Гц}.$$

На текущий момент эти требования не выполнены. Для достижения заданных требований был разработан алгоритм, блок-схема которого показана на рисунке 1. Схема формирования сигнала АРБ – 2 показана на рисунке 2 [2].

Для начальной оценки ТОА и FOA используется преамбула [2] (рис. 3), т.е. первые 166,7 мс сигнала. Далее, сигнал перемножается с модельными ПСП – псевдослучайными последовательностями для каждого канала:

$$I_n = S_n \times ПСП_n^I,$$

$$Q_n = S_{n+1} \times ПСП_n^Q.$$

После чего выполняется дискретное преобразование Фурье [3]:

$$\mathbf{I}_k = \sum_{n=0}^{N-1} I_n \times \left[\cos\left(\frac{2\pi kn}{N}\right) - i \times \sin\left(\frac{2\pi kn}{N}\right) \right],$$
$$\mathbf{Q}_k = \sum_{n=0}^{N-1} Q_n \times \left[\cos\left(\frac{2\pi kn}{N}\right) - i \times \sin\left(\frac{2\pi kn}{N}\right) \right].$$

Вычисляется отношение сигнал/шум. Если отношение сигнал/шум больше порогового значения, то принимается решение о том, что обнаруженный сигнал является сигналом АРБ-2; в противном случае поиск продолжается, отсчеты исходного сигнала S_n смещаются на один. После того как сигнал найден, из

результата БПФ и индекса отсчета можно вычислить ТОА и FOA: $f_{зруб}, t_{зруб}$, но их среднеквадратичные отклонения будут больше заданных требованиями, поэтому полученные ТОА и FOA необходимо уточнить.

Так как при формировании сигнала АРБ-2 сигнал, состоящий из полезной информации и ПСП, преобразуется с помощью фильтра нижних частот, то модельную ПСП необходимо тоже преобразовать с помощью фильтра нижних частот. Также необходимо формировать ПСП с большим количеством отсчетов на чип, чтобы добиться заданных требований.

Для уточнения полученных значений ТОА и FOA используется автокорреляционная функция. Для сигнала АРБ-2 автокорреляционная функция будет выглядеть следующим образом:

$$R_s^I = \int_0^T S(t) \times [\cos(2\pi f_{зруб} t) - i \times \sin(2\pi f_{зруб} t)] \times ПСП^I(t - \tau) dt,$$

$$R_s^Q = \int_0^T S(t) \times [\sin(2\pi f_{зруб} t) + i \times \cos(2\pi f_{зруб} t)] \times ПСП^Q(t - \tau) dt,$$

$$R_s(f_c, \tau) = \sqrt{(R_s^I)^2 + (R_s^Q)^2}.$$

Автокорреляционная функция $R_x(\tau)$ дает меру схожести сигнала с собственной копией, смещенной на τ единиц времени. Теперь для каждой частоты $f \in [f_{зруб} - 5, \dots, f_{зруб} - 0.1, f_{зруб}, f_{зруб} + 0.1, \dots, f_{зруб} + 5]$ Гц с шагом 0.1 Гц вычисляется значение автокорреляционной функции, сдвиг по $\tau = j \times dt, j = 0, \dots, 9$ осуществляется взятием из сформированной ПСП N отсчетов под номерами: $ПСП_j, \dots, ПСП_{j+10}, \dots, ПСП_{j+N}$. Максимальное значение автокорреляционной функции будет соответствовать уточненным значениям FOA и ТОА.

Данный алгоритм был протестирован с помощью 4-х антенной СОСПОИ в г. Москва на данных от орбитографического бую, расположенного в Турции, Анкара. Среднеквадратичные отклонения по частоте и времени составили:

$$\sigma_{ТОА} = 0.31 \text{ мкс},$$

$$\sigma_{FOA} = 0.16 \text{ Гц}.$$



Рис. 1. Блок-схема алгоритма

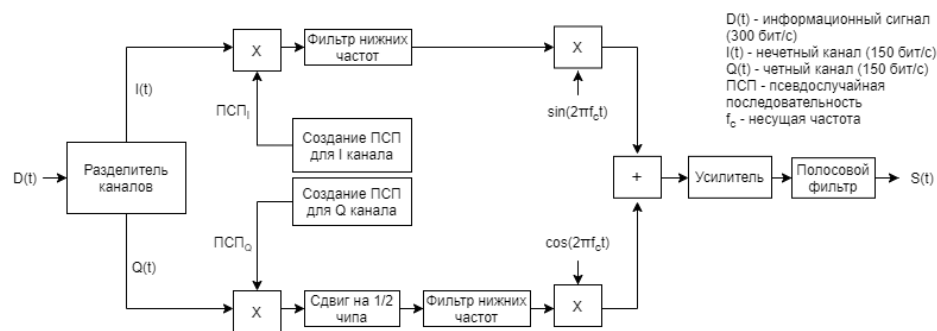


Рис. 2. Схема формирования сигнала в АРБ-2

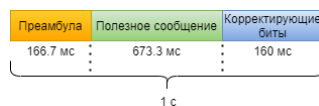


Рис. 3. Общая структура сигнала

Литература

1. COSPAS-SARSAT MEOLUT performance specification and design guidelines. C/S T.019 [Электронный ресурс] / 2021 URL: <https://www.cospas-sarsat.int/images/stories/SystemDocs/Current/T019-MAR-26-2021.pdf> (Дата обращения: 24.10.2021)
2. Specification for second-generation COSPAS-SARSAT 406-MHz distress beacons. C/S T.018 [Электронный ресурс] / 2021 URL: <https://www.cospas-sarsat.int/images/stories/SystemDocs/Current/T018-JUN-7-2021.pdf> (Дата обращения: 24.10.2021)
3. Лайонс Р.Г. Цифровая обработка сигналов. Второе издание. Москва : ООО “Бином-Пресс”. 2006. 655 с.

УДК 621.391.63

Особенности мультимикронных кремниевых фотонных элементов

О.Д. Байшев^{1,2}, Д.В. Козлов²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)
²АО «Российские космические системы»

Фотоника в настоящее время получила большое распространение в основном за счёт развития волоконно-оптических линий связи. Данная технология использует фотоны для обработки и передачи информации, делая это более эффективно [1], чем при работе с традиционным электрическим сигналом. Одним из перспективных направлений является интегральная фотоника и кремниевая интегральная фотоника в частности. Кремниевая технология позволяет использовать существующие и широко исследованные процессы производства изделий микроэлектроники. Активные и пассивные элементы кремниевой фотоники объединяются в фотонную интегральную схему (ФИС), которая в перспективе может полностью заменить один или сразу несколько приборов приёмо-передающей линии связи. Кремниевая фотоника применяется для передачи данных, обработки данных (АЦП, оптическая логика и память, оптические и квантовые вычисления) и оптического зондирования (ДЗЗ, медицина, ЛИДАРы) [2].

Примером применения фотонных интегральных схем в космическом приборостроении является основанный на фотонике микроволновый радиометр (для гиперспектрального дистанционного зондирования Земли) [3]. Использование ФИС позволило в 150 раз сократить площадь, занимаемую полосовым фильтром, и уменьшить габариты и вес радиометра. Другим примером может служить гибридная фотонная и цифровая коммуникационная система для диапазонов L, S, Ku и Ka [4]. Система позволяет принимать сигналы из указанных диапазонов и преобразовывать их к фиксированной частоте (5ГГц). В перспективе разработка приёмо-передающих линий с использованием интегральной фотоники позволит значительно сократить количество проводных соединений в космических аппаратах, а также повысить помехозащищённость и скоростные характеристики приёмо-передающей аппаратуры.

Существует две основные технологии производства кремниевых фотонных интегральных схем: субмикронная и мультимикронная. Субмикронная основывается на формировании волноводов с размера-

ми, сопоставимыми с половиной длины волны в волноводе (несколько сотен нанометров). Волноводы таких размеров позволяют обеспечить одномодовый режим работы прибора, но имеют высокие требования к точности размеров. Недостатками такого варианта являются также потери при соединении со стандартным оптоволоком (порядка 1 dB [5]) и при распространении вдоль волновода (1–2 dB/см [6]), относительно низкая мощность оптического сигнала (порядка сотых долей ватт [2]) и повышенные требования к точности производства.

К мультимикронной интегральной фотонике относят элементы с шириной волновода более 1 микрона. Возможность одномодового характера распространения электромагнитной волны в таком волноводе показана в [7]. Эффект достигается путём введения в конструкцию волновода специального торцевого ввода (rib waveguide), представленного на рис. 1, и зависит от соотношения геометрических параметров сечения волновода. Торцевой ввод предложенной конфигурации позволяет отсечь побочные моды и сохранить основную моду в волноводе. Данная технология имеет ряд преимуществ по сравнению с субмикронной: низкие потери при стыковке с оптоволоком (0,5 dB) и распространении по волноводу (0,1 dB/см), возможность переноса энергии до десятков единиц ватт [2]. Немаловажными являются и более низкие требования к точности изготовления, что позволяет организовать производство таких изделий на большем количестве фабрик.

Важным аспектом производства фотонных интегральных схем является влияние технологических отклонений, определяемых особенностями технологического процесса, на параметры сигнала в схеме. Вариации показателя преломления, ширины, высоты, угла наклона стенок волновода, их шероховатость приводят к изменению свойств электромагнитной волны и эффективного показателя преломления и потерям при распространении, также могут встречаться точечные дефекты при изготовлении – всё это оказывает влияние на характеристики прибора и обосновывает актуальность данного направления исследования. Анализ субмикронных ФИС и их отдельных компонентов показывает следующие результаты. Для волновода в микрокольцевом резонаторе (MRR) [8] изменение ширины (на 1 нм), высоты (на 1 нм) и показателя преломления волновода (на 1 единицу) приводит к положительному сдвигу длины волны на 0,62 нм, 1,55 нм и 0,38 мкм соответственно. Изменения также вызывают положительный сдвиг группового показателя преломления на 0,00251 и 1,4809 при изменении соответственно высоты и показателя преломления, а также отрицательный сдвиг на 0,0011513 при изменении ширины. Таким образом, любые изменения параметров волновода могут приводить к коррекции сигнала в схеме, которыми нельзя пренебрегать [8]. Вместе с тем анализ литературы показал недостаточность таких исследований для ФИС с применением мультимикронных волноводов. При этом стоит отметить, что из-за отличий в технологии изготовления субмикронных и мультимикронных волноводов также будут различаться и возможные технологические погрешности и дефекты (как по значимости, так и по типу), поэтому не корректно использовать данные исследований субмикронных волноводов. Учитывая обозначенные преимущества мультимикронной технологии, очевидна актуальность задачи исследования влияния технологических процессов на характеристики сигнала в кремниевом мультимикронном волноводе.

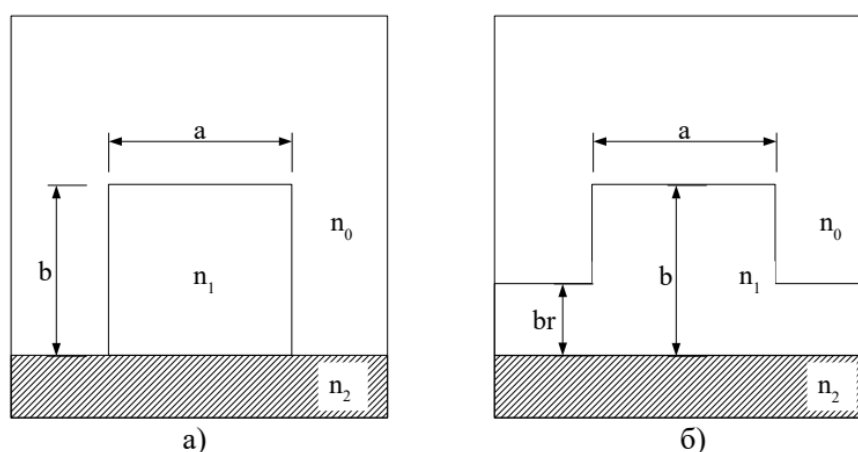


Рис. 1. Поперечное сечение волновода. Субмикронный (а) и мультимикронный волновод торцевого ввода (rib waveguide) (б). a , b – ширина и высота волновода, r – относительная высота боковой области, n_0 , n_1 , n_2 – показатели преломления пространства, окружающего волновод, волновода и подложки.

Литература

1. Rickman A. The commercialization of silicon photonics. Nature Photon 8, 579–582 (2014).
2. VTT. Silicon photonics: [сайт]. URL: <https://www.vttresearch.com/en/ourservices/silicon-photonics>
3. Pett T., Lee J.H., Ehrlichman Y., Gevorgyan H., Khilo A., Popović M. Photonics-based Microwave Radiometer for Hyperspectral Earth Remote Sensing, 2018 International Topical Meeting on Microwave Photonics (MWP), 2018. P. 1-4.

4. *Ly Q. [et al.]. Study on photonic and digital hybrid flexible satellite payload. 2017. International Topical Meeting on Microwave Photonics (MWP), 2017. P. 1-4.*
5. *Zilkie A.J. [et al.]. Multi-Micron Silicon Photonics Platform for Highly Manufacturable and Versatile Photonic Integrated Circuits // IEEE Journal of Selected Topics in Quantum Electronics. Sept.-Oct. 2019. Vol. 25, no. 5. P. 1-13. Art no. 8200713.*
6. *Cardenas J., Poitras C., Robinson J., Preston K., Chen L., Lipson M. Low loss etchless silicon photonic waveguides // Opt. Express. 2009. V. 17. P. 4752-4757.*
7. *Soref R.A., Schmidtchen J., Petermann K. Large single-mode rib waveguides in GeSi-Si and Si-on-SiO/sub 2/ In // IEEE Journal of Quantum Electronics. Aug. 1991. Vol. 27, no. 8. P. 1971-1974.*
8. *Lipka T., Trieu H.K. Manufacturing variability estimations for deposited silicon photonic circuits // 2017 IEEE 14th International Conference on Group IV Photonics (GFP). 2017. P. 65-66.*

УДК 528.526.6

Разработка кольцевого резонатора для гироскопа с использованием технологии обработки фемтосекундным лазерным излучением

О.С. Гусева¹, Д.В. Козлов¹, И.П. Смирнов¹, Д.А. Строганов¹, В.В. Рахвалов¹

1АО «Российские космические системы»

В работе представлены особенности технологии изготовления модифицированного варианта кольцевого резонатора на основе кварцевого стекла с использованием фемтосекундной лазерной обработки, используемого как чувствительный элемент гироскопа.

Кольцевой резонатор (рис. 1) представляет собой объёмную структуру, которая содержит чувствительное кольцо, подвешенное на упругих ламелях-подвесах (толщина 100 мкм) внутри неподвижной рамки (толщина 380 мкм). К данному изделию предъявляются повышенные требования к конструктивным параметрам. Важнейшим условием изготовления резонатора является соблюдение прямоугольного профиля боковых стенок при формировании чувствительного кольца и ламелей. Недопустимыми являются возникновение фасок, неровностей стенок и эффект клина (отклонение ширины ламели на толщине 100 мкм не должно превышать 0,5 мкм), а угол наклона боковой стенки должен быть максимально приближён к 90°. В классической технологии изготовления кольцевого резонатора из кремния удовлетворение этих требований обеспечивается режимом *bosch*-травления при формировании объёмной структуры.

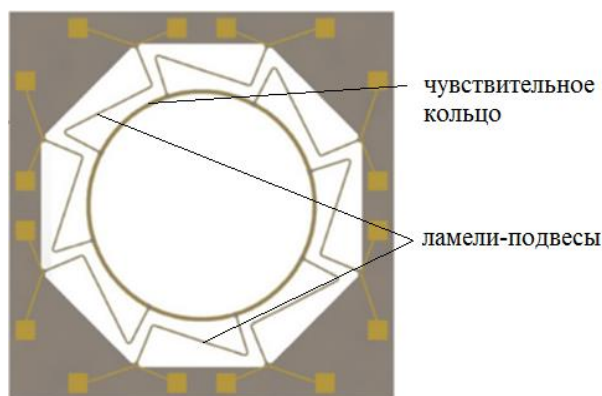


Рис. 1. Вид кристалла кольцевого резонатора для гироскопа [1]

Одной из основных характеристик кольцевого резонатора является добротность. Добротность характеризует погрешности определения угловой скорости гироскопа. Большое влияние на добротность оказывает материал, из которого изготовлен резонатор. Для изготовления высокодобротных резонаторов необходимо выбирать материалы с малым внутренним трением.

Внутреннее трение – это совокупность процессов в твердом теле, приводящих к рассеянию энергии. Оно включает в себя термоупругую, структурную и поверхностную составляющие. Вклады этих составляющих зависят от свойств материала, его конструкции, качества обработки поверхности, уровня вакуума в приборе. В килогерцовом диапазоне частот одним из основных факторов, определяющих добротность резонатора является термоупругое внутреннее трение. В отличие от кремния кварцевое стекло имеет более низкий уровень термоупругого внутреннего трения.

Согласно расчёту, проведенному для волоконных твердотельных гироскопов (ВТГ) [2], добротность в случае применения кварцевого стекла отличается в 10 раз по отношению к кремнию.

Таким образом, учитывая схожесть диссипативных процессов, происходящих в ВТГ, замена крем-

ния на кварцевое стекло позволит увеличить добротность кольцевого резонатора на порядок и, тем самым, увеличит точность изготавливаемых гироскопов. При этом при переходе на кварц в качестве основного материала чувствительного элемента возникает ряд технологических проблем, связанных с обеспечением заданных требований по соблюдению конструктивных параметров.

Для реализации кольцевого резонатора из кварца предложен технологический маршрут с использованием фемтосекундного лазерного излучения (рис. 2). На первом этапе подложку толщиной 600 мкм обрабатывают лазерным излучением на глубину 150 мкм по лицевой стороне. Так как лазерное воздействие сопровождается эффектом абляции (удаление вещества материала с его поверхности), то следующим шагом с помощью механической шлифовки и полировки с поверхности удаляется нарушенный слой 50 мкм (рис. 2, а). На следующем этапе с помощью процессов фотолитографии на обе стороны подложки наносят селективную маску, формируют рисунок по обратной стороне и проводят травление в плавиковой кислоте концентрации 49% с целью утонения кварца в рабочей области до 120 мкм (рис. 2, б). Так как жидкостное травления является сложно контролируемым процессом с низкой точностью повторения размеров, а скорости травления облученного и необлученного стекла в плавиковой кислоте различаются, то утонение рабочей области до 100 мкм (рис. 2, в) проводят с помощью сухого травления во фторсодержащей плазме с добавлением аргона под медной маской. На завершающем этапе изготовления (рис. 2, г) формируют функциональные слои с помощью магнетронного напыления меди и гальванического осаждения золота, а затем проводят жидкостное травление в плавиковой кислоте концентрации 4,9%.

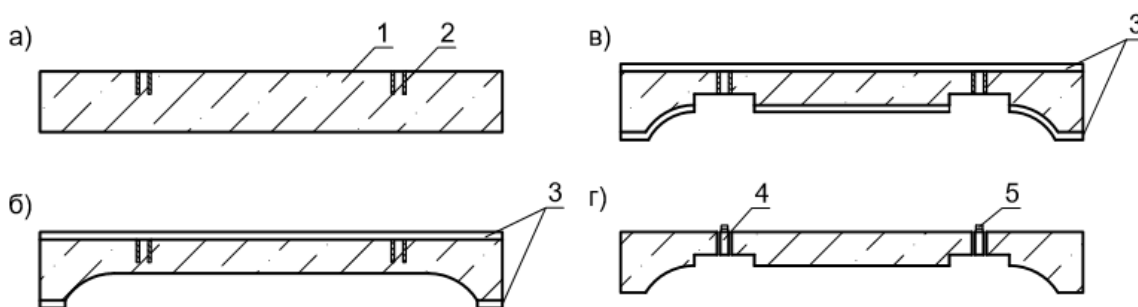


Рис. 2. Блок-схема технологического процесса изготовления кольцевого резонатора из кварца:
1 – кварц, 2 – облученные области, 3 – маска, 4 – рабочие области, 5 – функциональные слои

Таким образом, в результате работы получен маршрутно-технологический процесс изготовления модифицированного варианта кольцевого резонатора для высокоточных малогабаритных гироскопов, позволяющий значительно повысить их добротность.

Литература

1. Иванов С.Ю. Разработка цифровой электронной подсистемы микромеханического гироскопа с кольцевым резонатором // Труды МФТИ. 2016. Том 8, № 2. С. 142-152.
2. Лунин Б.С., Юрин А.В., Басараб М.А., Матвеев В.А., Чуманкин Е.А. Термоупругие потери в конструкционных материалах резонаторов волновых твердотельных гироскопов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Приборостроение. 2015. № 2. С. 28-39.

УДК 681.2.083

Методика измерения жесткости микромеханических чувствительных элементов акселерометров

К.Д. Шестакова, Д.В. Болтунов, Д.В. Козлов, В.В. Рахвалов, Д.А. Строганов

АО «Российские космические системы»

Малогабаритные высокоточные инерциальные датчики на основе микромеханических маятниковых чувствительных элементов (ЧЭ) получили широкое распространение в инерциальных системах ракетно-космической техники [1]. ЧЭ является одним из основных компонентов инерциальных систем и представляет собой устройство микросистемной техники, выполненное по технологиям поверхностной и объемной микрообработки. Точность изготовления ЧЭ и пространственная неоднородность микроструктур ЧЭ и упругих элементов даже в допустимых конструкторской документацией пределах значительно влияет на параметры инерциальных датчиков, которые могут быть измерены и проконтролированы только после окончательной сборки. Сборка инерциального датчика является трудоемким процессом, поэтому большой интерес представляют методы контроля геометрических и механических параметров, которые позволяют

провести отбраковку ЧЭ до этапа дорогостоящей сборки инерциального датчика.

В типовом ЧЭ инерциальной системы имеется подвижная инерционная масса (ИМ), подвешенная с помощью упругих элементов на неподвижной опоре, жёстко связанной с корпусом прибора. Угол отклонения подвижной ИМ в результате внешнего возмущающего воздействия на инерциальный датчик определяется косвенно вследствие изменения емкостей, образуемых ЧЭ и двумя статорами пластинами. Таким образом, функционирование инерциального датчика определяется упругими свойствами ЧЭ. С одной стороны, на упругие свойства влияет геометрия ЧЭ и ее пространственная неоднородность, с другой, не всегда представляется возможным оценить совокупность разброса геометрических параметров от образца к образцу. В настоящее время широко применяются методы и средства неразрушающего контроля изделий машиностроения, позволяющие проверить качество, не нарушая их пригодности для дальнейшего использования по назначению, к ним относят: магнитный, электрический, вихретоковый, радиоволновый, оптический, радиационный, акустический и прочие методы [2]. Тем не менее измеренные геометрические параметры не обладают достаточной информативностью для полноценной отбраковки ЧЭ на этапе изготовления микроструктур из-за пространственных неоднородностей ИМ, ЧЭ и упругих элементов ЧЭ по толщине. И к тому же именно толщину упругой перемычки ЧЭ невозможно измерить стандартными методами не разрушая образец. Пространственные неоднородности микроструктур ЧЭ по толщине пропорциональны возведённой в кубическую степень чувствительности ЧЭ к механическому возмущающему воздействию, критерием оценки которого может служить изгибная жёсткость [1, 3]. Всё это обосновывает актуальность разработки метода неразрушающего контроля упругих характеристик чувствительных элементов инерциальных датчиков.

В данной работе предложен оригинальный метод неразрушающего контроля упругих свойств ЧЭ, основанный на анализе диаграмм Оливера–Фарра, полученных методом измерительного динамического наноиндентирования с помощью сканирующего нанотвердомера «Наноскан-3D» с применением методов сканирующей зондовой микроскопии в полуконтактной моде.

Полученные в результате нагруженной ЧЭ в диапазоне нагрузок 50–100 мкН диаграммы были использованы для оценки работы упругой деформации ЧЭ по перемещению в направлении воздействия, определения силы упругости ЧЭ при сопротивлении воздействию индентора и для расчёта изгибаний жёсткости ЧЭ и упругих элементов ЧЭ.

Одна из проблем, с которой пришлось столкнуться, заключалась в выборе точки приложения усилий зондом. С помощью оптической системы выполнялось предварительное позиционирование по специфическому рисунку на чувствительном элементе (выбиралась область с хорошо различимой границей топологии), после чего выполнялось точное позиционирование с использованием возможностей сканирования поверхности. Относительно найденного положения зонд перемещался на заданное расстояние по плоскости в область осевой линии, вокруг которой происходит перемещение подвижной части чувствительного элемента. Последовательно проводя индентирование с небольшим смещением, определяли достаточно точно положение этой оси (положение оси соответствовало максимальной нагрузке на зонде при индентировании на заданную глубину).

Анализ полученных результатов заключается в удалении шумовой составляющей измеренного сигнала, а также в отделении упругой составляющей измеренного перемещения от инструментальных погрешностей. Вклад перемещения системы «образец-стол» устранялся путём сравнения данных об упругом прогибе ЧЭ и его неподвижной жесткозакреплённой рамки после определения силы упругости поверхности из диаграммы Оливера–Фара. При анализе данных учтено, что при нагружении подвижная часть ЧЭ совершает вращательное движение вокруг своей оси при поступательном движении индентора, таким образом полученное значение перемещения используется в расчетах механических свойств как плечо для расчёта соответствующего момента. Проскальзывание индентора по поверхности ЧЭ без формирования деформаций обеспечивается режимом нагружения и контролируется ступенчатостью диаграммы нагружения.

Таким образом, в работе разработан метод, позволяющий без разрушения образца как на пластине, так и отдельно на кристалле, определять работу упругой деформации по перемещению ЧЭ под действием внешней нагрузки, силу упругости поверхности ЧЭ при сопротивлении внешней нагрузки и изгибную жёсткость ЧЭ для повышения достоверности отбраковочных испытаний, увеличения выхода годных и снижения общих трудозатрат при изготовлении инерциальных датчиков.

Литература

1. *Распопов В.Я.* Микромеханические приборы. Москва : Машиностроение, 2007. 400 с.
2. *Ивасев С.С., Гирн А.В., Раводина Д.В.* Методы неразрушающего контроля : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосм. ун-т., 2015. – 112 с.
3. *Матвеев В.В., Распопов В.Я.* Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / под общ. ред. д.т.н. В.Я. Распопова. Санкт-Петербург : ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2009. 280 с.

Перспективное приемо-передающее устройство системы для управления космическими аппаратами на основе микроэлектронных модулей преобразования высокочастотных сигналов и цифровой обработки сигнала

*Н.Н. Булгаков¹, И.Е. Сидоренко¹, А.С. Сёмочкин¹,
А.В. Алыбин¹, А.В. Буйкин¹, В.В. Рахвалов¹, И.В. Филатов²*

1АО «Российские космические системы»

2Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Космический сектор современных систем управления КА характеризуется большой насыщенностью аппаратуры, высокими требованиями к ее надежности, к импортнезависимости и радиационной стойкости входящих в нее приборов. Особенно необходимо выделить в этих условиях необходимость уменьшения габаритов и массы. Наиболее эффективным решением этих проблем является построение микроэлектронных модулей, входящих в состав бортовой аппаратуры [1, 2].

Целью данной работы является создание приемо-передающего устройства (ППУ) на основе микроэлектронных модулей (МЭМ) для аппаратуры управления космическим аппаратом, обеспечивающего высокую точность радиометрических измерений и обладающего малой массой, и габаритами. Структурная схема ППУ показана на рис. 1.

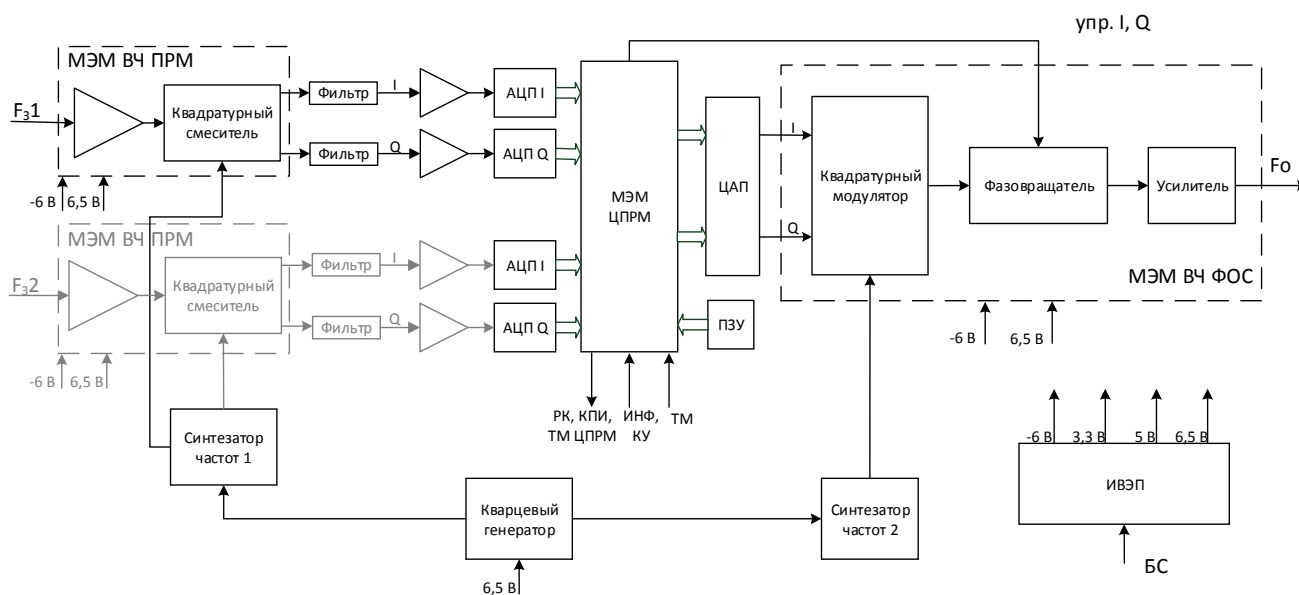


Рис. 1. Структурная схема ППУ с разделным приемом информации

Функциональные узлы ППУ объединены в три типа МЭМ: МЭМ высокочастотной приемной части (ВЧ ПРМ), МЭМ цифровой обработки сигнала (ЦПРМ) и МЭМ высокочастотной части формирователя ответного сигнала (ВЧ ФОС). Для отдельного приема информации, поступающей из двух приемных антенно-фидерных систем предусмотрено два МЭМ ВЧ ПРМ, предназначенных для приема сигналов, их усиления с помощью усилителя, входящего в состав МЭМ ВЧ ПРМ, преобразования на промежуточную частоту в квадратурном модуляторе и передачи квадратурных сигналов через АЦП в МЭМ ЦПРМ с предварительным усилением, находящимися вне МЭМ операционными усилителями (рис. 2).

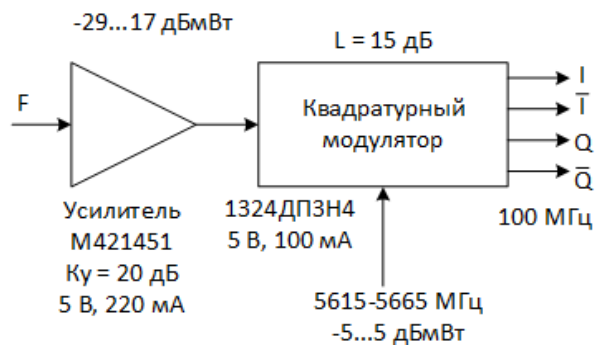


Рис. 2. Структурная схема МЭМ ВЧ ПРМ

Квадратурные модуляторы обеспечивают в сочетании с синтезатором частот перестройку промежуточной частоты на требуемое литерное значение.

Основным фактором, определяющим структуру МЭМ ЦПРМ, является требование обеспечить минимальные массу и габариты, энергопотребление, а также параллельную обработку сигналов из двух источников для надежного функционирования системы управления при неориентированном полете космического аппарата.

Кристалл МЭМ ЦПРМ из состава МЭМ ЦПРМ – отечественного производства (ПАО «Микрон»), внутри которого реализованы все функции по обработке сигнала запросного и формированию сигнала ответного каналов.

На рис.3 показана структурная схема кристалла МЭМ ЦПРМ [3]

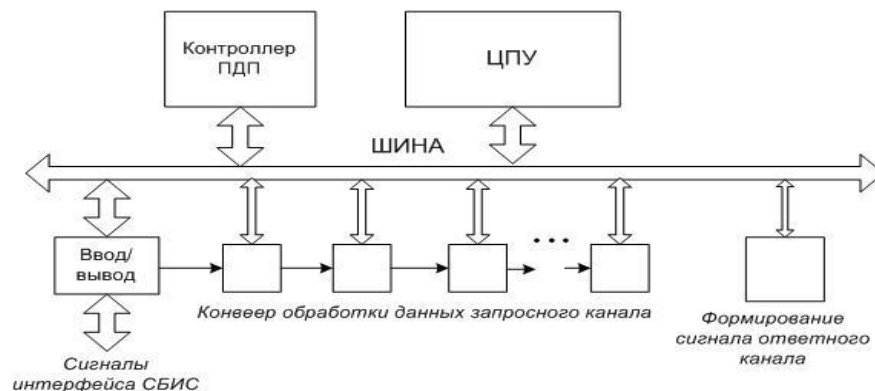


Рис. 3. Структурная схема кристалла МЭМ ЦПРМ

Внутренность кристалла МЭМ ЦПРМ выполнена на базе высокопроизводительного 32-разрядного процессорного ядра (ЦПУ), (рис. 2), вокруг шины которого организованы все периферийные подсистемы. Каждая из подсистем выглядит со стороны ядра как набор 32-разрядных регистров (портов) ввода/вывода.

МЭМ ВЧ ФОС предназначен для формирования, усиления и передачи на усилитель мощности сигнала и состоит из квадратурного модулятора, фазовращателя и усилителя. Структурная схема МЭМ ВЧ ФОС представлена на рис. 4.

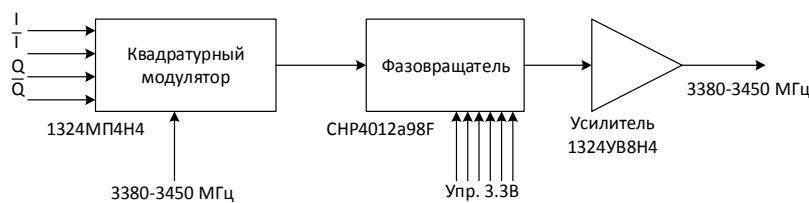


Рис. 4. Структурная схема МЭМ ВЧ ФОС

Характерной особенностью всех МЭМ ППУ является их реализация с помощью НЧ кристалла на базе СБИС и ВЧ кристаллов, чем обеспечиваются малые габариты и масса ППУ, а также возможность отказа от радиационно-стойких ПЛИС импортного производства с большим числом вентилях, чем обеспечивается импортнезависимость.

Литература

1. Булгаков Н.Н., Алыбин В.Г., Кривошеин А.А., Семочкин А.С. Бортовая аппаратура командно-измерительной системы для космических аппаратов ГЛОНАСС: результаты эксплуатации и перспективы развития // Научно-технический журнал «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы». 2014. Т. 1. Вып. 2. С. 65 – 73.
2. Алыбин В.Г., Семочкин А.С. Управление современными космическими аппаратами // 28 Международная Крымская конференция «СВЧ техника и телекоммуникационные технологии «КрыМиКо 2018». Материалы конференции. Москва, Минск, Севастополь. 2018. С. 272–284.
3. Григорьев А.А., Медова Л.Р., Рыжаков М.В., Буркина М.С., Булгаков Н.Н., Круглов А.В., Сидоренко И.Е., Кривошеин А.А., Алыбин А.В., Алыбин В.Г., Царьков А.В., Филатов И.В. Перспективная плата ЦПРМ для приемопередающего унифицированного устройства командно-измерительной системы для управления космическим аппаратом // Научно-технический журнал «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы». 2019 Т. 6. Вып. 4. С. 13–23.

УДК 621.396

Применение методов прогнозирования при анализе телеметрической информации космических аппаратов

Р.А. Зайцев¹, Ю.А. Нестёркин²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²АО «Российские космические системы»

Анализ состояния сложных технических систем – является одной из самых актуальных научно-технических задач, особенно применительно к ракетно-космической технике. На данный момент, для управления КА используется метод командного телеуправления. Общая информация о состоянии систем КА передается на наземный комплекс управления (НКУ) в виде потока телеметрических данных. Человек, проводя автоматизированный анализ контролирует правильность функционирования и, при необходимости, имеет возможность вмешаться в управление. Однако из-за постоянного увеличения числа КА, а также постоянного усложнения бортовых систем возникает потребность в системах автоматического контроля.

Целью данной работы является проверка применимости методов прогнозирования временных рядов к телеметрической информации КА, для предсказания возможных отказов, а также формирование рекомендаций по применению данных методов.

Для решения данной проблемы предлагается использование системы диагностики и прогнозирования, функционирующей в составе КА, которая на основе сравнения актуальной информации от телеметрических систем с «идеальной моделью» поведения, формирует тренды изменения как отдельных параметров, так и их совокупности и выдает прогноз изменения параметров, который может быть использован как для немедленного оповещения НКУ о возможном отказе, так и при анализе текущего состояния КА в НКУ.

Для оценки возможности применения методов прогнозирования использовались как быстроменяющиеся телеметрические параметры – данные с вибродатчика, так и медленно меняющиеся – температура. Информация была представлена в виде временного ряда. Для проведения анализа использовалась среда MATLAB.

В ходе работы, был произведен анализ следующих методов прогнозирования:

- прогноз по среднему значению;
- авторегрессионный метод (AR);
- метод плавающего среднего (MA);
- метод ARIMA (интегрированная комбинация методов AR и MA);
- метод Deep Learning (прогноз на основе итеративно «обученной» модели поведения).

Для оценки был выбран критерий минимальности средней относительной погрешности прогноза. Сравнение проводилось на 5 наборах данных телеметрии вибродатчика и термометра. Результат вычисления средней относительной погрешности усреднялся. Результаты сравнения приведены в таблице 1.

Результаты сравнения методов

Метод прогноза	Средняя относительная погрешность
среднее значение	95%
метод авторегрессии (AR)	47%
метод плавающего среднего (MA)	19%
ARIMA	27%
Deep Learning (DL)	22%

В ходе эксперимента было выявлено преимущество метода MA при прогнозировании быстроменяющихся параметров, а для медленноменяющейся температуры лучше всего подошел метод Deep Learning.

На рисунке 1 представлены результаты предсказания модели MA на 50 точек при известных 450 точках. При сравнении начала прогноза с истинными значениями средняя относительная ошибка составила 16%. На рисунке 2 представлен прогноз Deep Learning на 80 точек вперед по известным 420 точкам. Средняя относительная ошибка составила 20%.

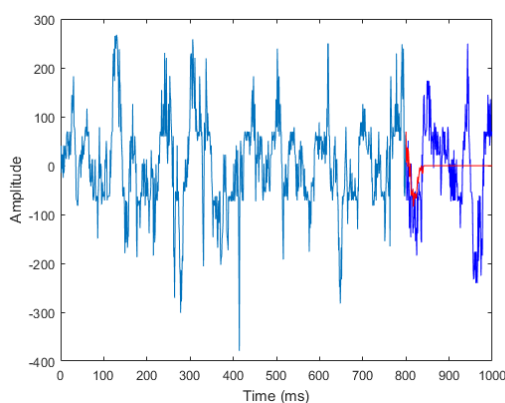


Рис. 1. Прогноз MA по 450 известным значениям

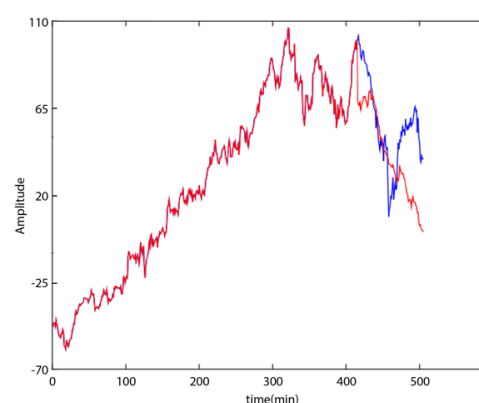


Рис. 2. Прогноз DL по 420 известным значениям

Для более долгосрочного прогнозирования быстроменяющихся параметров можно использовать теорию анализа Фурье. Особенность этого подхода состоит в том, что в отличие от классических методов прогнозирования и машинного обучения прогнозируется не сама неизвестная функция, а ее коэффициенты разложения в ряд Фурье. Из условия минимума квадратичной ошибки или каким-либо другим способом находятся коэффициенты ряда Фурье для известных периодов. Найденные коэффициенты рассматриваются как временные ряды в зависимости от номера периода. Для каждого коэффициента строится своя матрица задержек и делается прогноз этого коэффициента на следующий период. Далее по спрогнозированным коэффициентам Фурье восстанавливается неизвестная функция спрогнозированных значений на следующий период. Несмотря на очевидные преимущества в виде фильтрации «шумов» и возможности совмещения с другими моделями прогнозирования, данный подход имеет существенное ограничение в виде сезонности последовательности. В любом ряду данный метод будет видеть один период, основные гармоники спектра которого должны присутствовать и в прогнозируемой последовательности, пусть и с учетом трендов.

Вывод:

Метод плавающего среднего хорошо подходит для краткосрочного прогнозирования быстроменяющихся параметров (ср. отн. погр. 19%). Для прогнозирования медленно меняющихся параметров рекомендуется использовать Deep Learning (ср. отн. погр. 22%) поскольку этот метод является наиболее универсальным и может «подстраиваться» под изменяющиеся параметры в ходе работы, тем самым повышая точность. Необходимо изучение комбинаций методов прогнозирования Фурье с другими известными методами и расширение базы анализируемой телеметрии.

Литература

1. *Coghlan Avril*. A Little Book of R For Time Series. 2014.
2. MathWorks. 11 Classical Time Series Forecasting Methods in MATLAB URL: <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/74211-11-classical-time-series-forecasting-methods-in-matlab> (Дата обращения: 15.10.2020)
3. Wikipedia. Модель авторегрессии – скользящего среднего URL: <http://goo.gl/TSHFst>. (Дата обращения: 16.10.2020)
4. Бокс Дж., Дженкинс Г.М. Анализ временных рядов. Прогноз и управление. Москва : Мир, 1974.
5. Мишулина О. А. Статистический анализ и обработка временных рядов. Москва: МИФИ, 2004. С. 180.
6. Афанасьев В.Н., Юзбашев М. М. Анализ временных рядов и прогнозирование. Москва : Инфра-М, 2010.

Секция нелинейно-оптических эффектов в газовых и конденсированных средах

УДК 535-15

Изучение нелинейнооптических свойств субфталоцианинов бора

Т.В. Дубинина^{1,2}, А.Д. Косов¹, А.Ю. Герасименко^{1,2}

¹МГУ имени М.В. Ломоносова

²Первый МГМУ им. И.М. Сеченова Минздрава России

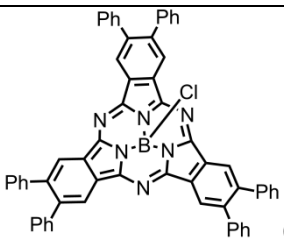
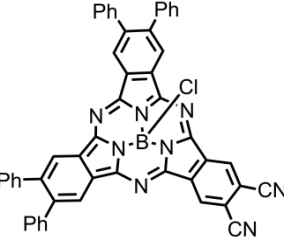
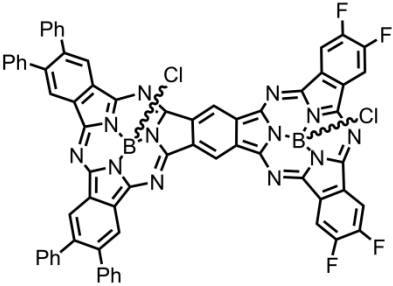
³Национальный исследовательский университет «МИЭТ»

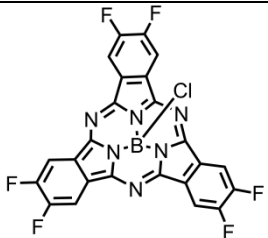
Субфталоцианины бора – вещества с интенсивным ($I_{ge} > 5$) поглощением при длине волны, отвечающей генерации второй гармоники Nd:YAG лазера. Кроме того, они обладают хорошей растворимостью в большинстве органических растворителей. Неплоское, конусообразное строение молекул субфталоцианинов бора приводит к появлению у них нелинейных оптических характеристик второго и третьего порядка. Благодаря этому данные комплексные соединения могут рассматриваться в качестве перспективных материалов для нелинейной оптики.

В рамках данного исследования получена серия субфталоцианинов бора с различными функциональными группами и методом Z-сканирования проведено изучение их нелинейных оптических характеристик (Таблица 1, рис. 1).

Таблица 1

Нелинейные оптические характеристики субфталоцианинов бора

	Коэффициент линейного поглощения, 1/см	Коэффициент нелинейного поглощения, см/Вт	Пороговая интенсивность, Вт/см ²
 <p>(1)</p>	4.85	1.67×10^{-7}	1.1×10^5
 <p>(2)</p>	1.1658	1.84×10^{-7}	1.1×10^5
 <p>(3)</p>	1.1379	1.38×10^{-8}	0

 (4)	1.6722	2.56×10^{-8}	0
--	--------	-----------------------	---

Показано, что полученные вещества проявляют эффект обратного насыщения поглощения, что характерно для оптических ограничителей интенсивности мощного лазерного излучения. Обнаружено, что наибольшее значение нелинейного коэффициента поглощения проявляет несимметрично замещённый субфталочианин (2), для которого характерно наименьшее расстояние между электронодонорными (фенил) и электроноакцепторными (CN) заместителями. Это создаёт дополнительную поляризацию молекулы и приводит к улучшению нелинейных оптических характеристик, например, по сравнению с биядерным соединением (3), в котором два субфталочианиновых ядра разделены в пространстве ароматическим мостиком.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 21-33-70004 мол_a_мос.

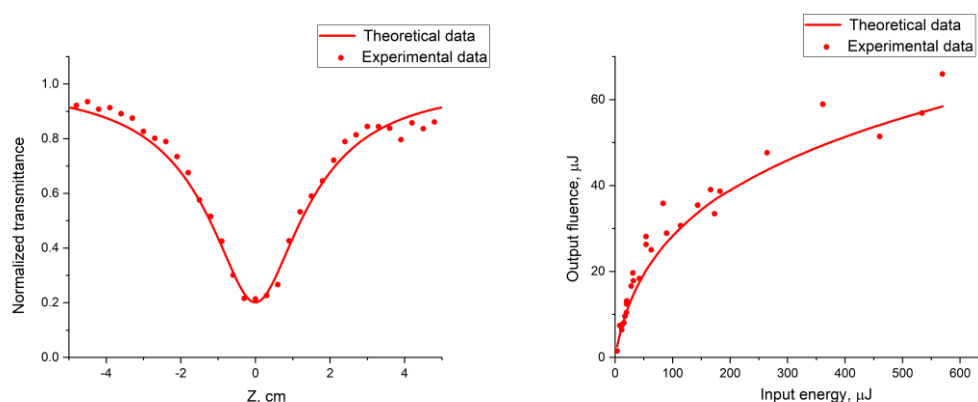


Рис. 1. Кривая Z-сканирования (слева) и зависимость энергии входного от энергии выходного излучения для комплекса (2), раствор в толуоле

УДК 535

Пространственное распределение запасенной светосуммы фемтосекундного лазерного излучения в кристаллах LiF:Mg,Ti

С.В. Мурзин, В.П. Дресвянский, Е.Ф. Мартынович

Иркутский филиал Института лазерной физики СО РАН

Объектом наших исследований являлись дозиметрические монокристаллы LiF:Mg (100 ppm), Ti (10 ppm), широко применяемые в γ -дозиметрии. Целью данной работы являлось исследование механизма запасания светосуммы кристаллами LiF:Mg,Ti под действием интенсивного фемтосекундного излучения титан-сапфирового лазера в ближней ИК-области ~ 800 нм, а также исследование фотолюминесценции облученных образцов и сопоставление полученных результатов с результатами исследований ТСЛ этих же кристаллов, облученных бета-излучением и другими видами радиации.

Экспериментальная установка по облучению кристаллов LiF:Mg,Ti фемтосекундными лазерными импульсами включала титан-сапфировый лазер, генерирующий импульсы длительностью 50 фс с энергией около 6 мДж и частотой следования 10 Гц. Исследования термостимулированной люминесценции проводились на специализированной установке в температурном диапазоне от 295 К до 673 К с постоянной скоростью нагрева 1 K c^{-1} . После измерения кривых термовысвечивания кристалла (КТВ) (рис. 1), облученного фемтосекундным излучением, дополнительно были проведены исследования ТСЛ этого же образца, облученного β -излучением изотопного источника ^{90}Sr - ^{90}Y с мощностью дозы 0,6 Гр/мин. Время облучения образца бета-частицами составляло 30 с.

В результате проведенных исследований определены типы дефектов, которые аккумулируют энергию в виде запасенной светосуммы при взаимодействии фемтосекундных лазерных импульсов с широкозонными кристаллами. Установлено, что дефекты, аккумулирующие энергию при действии единичных фемтосекундных лазерных импульсов, это F_2 и F_3^+ центры и дополнительные к ним центры интерстициального типа. При облучении сериями импульсов дополнительно возникают F_3 , F_3^- и F_4 -центры. По сравнению с рентгеновским и β -облучением более эффективно записываются высокотемпературные пики. Мы связываем более эффективное наведение высокотемпературных пиков под действием лазерного излучения с более высокой плотностью возбуждения вещества. Плотность возбуждения кристалла при действии лазерного излучения примерно в 10^7 раз выше, чем при действии рентгеновского излучения. Также она примерно в 10^4 раза выше плотности возбуждения, обеспечиваемой использованным нами источником бета-излучения. Из литературы известно, что высокотемпературные пики в термолюминесценции детекторов на основе LiF:Mg,Ti более эффективно наводятся в треках тяжелых частиц, где плотность возбуждения значительно выше, чем при рентгеновском или бета-облучении [1–3].

Аксиальная зависимость аккумулированной кристаллом энергии под действием единичных фемтосекундных импульсов лазерного излучения или их малых серий имеет «рваный», немонотонный характер, что, как показали микроскопические исследования, определяется тем, что запасание происходит в областях самофокусирующихся филаментов лазерного излучения, которые на начальном этапе облучения имеют малые размеры и их количество невелико. С увеличением числа лазерных импульсов длина шпуров, наводимых филаментами в кристалле, а также их диаметры увеличиваются, а аксиальная зависимость запасенной энергии сглаживается. Величина светосуммы термостимулированной люминесценции, высвеченной облученными кристаллами, с ростом числа импульсов лазерного облучения вначале растет сверхлинейно, затем достигает максимума и далее снижается (рис. 2). Эффект насыщения запасенной светосуммы обусловлен тем, что в центральной приосевой части шпуров концентрация, степень агрегации и номенклатура центров окраски больше, чем в периферийной части [3].

Работа выполнена в рамках плана фундаментальных исследований Российской академии наук на период до 2025 года (№ проекта 0243-2021-0004), а также при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований и Министерства образования, культуры, науки и спорта Монголии, проект № 17-52-44015-Mong_a.

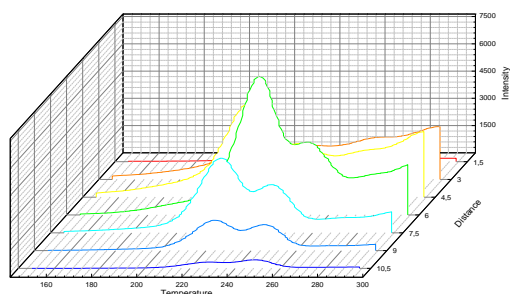


Рис 1. КТВ 625 импульсов

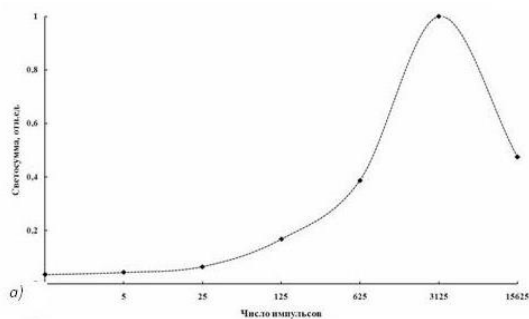


Рис 2. Зависимость величины светосуммы ТСЛ, высвеченной кристаллами, от числа импульсов лазерного облучения

Литература

1. Кудрявцева, И. [и др.] Термостимулированная и фотостимулированная люминесценция в монокристаллах LiF:Mg,Ti, облученных ионами и вакуумным ультрафиолетом // Физика твердого тела. 2008. Т. 50, № 9. С. 1603-1606.
2. Eliyahu, I. [et al.]. The modified unified interaction model: incorporation of dose-dependent localized recombination // Radiation Protection Dosimetry. 2015. 163. 3. P. 362-372.
3. Дресвянский, В.П. [и др.]. Запасание энергии в кристаллах фторида лития под действием фемтосекундных лазерных импульсов // Известия РАН. Серия физическая. 2016. Т. 80, № 1. С. 93–97.

Использование когерентного доплеровского лидара в режиме одночастичного рассеяния для измерения скорости потока газа в АДТ

О.В. Бендеров^{1,2}, В.В. Миславский^{1,2},

А.М. Мерзликин², А.В. Родин¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Институт теоретической и прикладной электродинамики РАН

Когерентные доплеровские лидары (КДЛ) являются одним из основных инструментов, применяющихся для изменения скорости газовых потоков бесконтактным методом. Метод КДЛ основан на когерентном смещении на фотодетекторе опорного лазерного источника и сигнала, рассеянного от естественных аэрозольных частиц, изначально содержащихся в потоке газа. Излучение импульсного или непрерывного лазера фокусируется в измеряемую область газового потока, содержащего частицы аэрозоля.

Рассеянная на частице световая волна, возвращаясь на фотоприемник и смешиваясь с опорной волной, создает радиочастотный сигнал биений на промежуточной частоте, который анализируется электрическим спектроанализатором. Измеряемый доплеровский сдвиг частоты биений происходит в результате движения частицы, на которой рассеивается оптическая волна. Таким образом, измеряется проекция скорости частицы на луч зрения наблюдателя.

Традиционно КДЛ применяется для атмосферных задач, т.е. измерения скорости ветра на различных высотах. Однако в последнее время наблюдается значительный интерес применения КДЛ именно в области диагностики потоков в аэродинамических трубах (АДТ). КДЛ применяется в исследованиях степени турбулентности и обтекания различных аэродинамических моделей [1–2].

В данной работе, мы демонстрируем КДЛ, работающий в диапазоне 1.55 мкм, позволяющий измерить три компоненты скорости потока газа в АДТ, с точностью до 0.01 м/с. КДЛ состоит из полупроводникового лазера, волоконного эрбиевого усилителя, волоконно-оптической системы, трехкоординатной системы позиционирования, акустооптического модулятора, быстрого фотоприемника и осциллографа. Особенностью работы данного лидара является фокусирование излучения в малую область (около 50 мкм) для увеличения соотношения сигнал/шум при детектировании рассеяния от одиночных частиц пыли. Конструкция лидара состоит из коммерчески доступных компонент, что делает его простым и удобным средством диагностики потока газа в АДТ.

Литература

1. *Dooren M.F. [et al.] Demonstration and uncertainty analysis of synchronised scanning lidar measurements of 2-D velocity fields in a boundary-layer wind tunnel // Wind Energy Science., 2017. V. 2(1). P.329-341*
2. *Hill C. Coherent Focused Lidars for Doppler Sensing of Aerosols and Wind // Remote Sensing, 2018. V. 10(3). P. 466*

Оптические потери в вытянутом халькогенидном As₂S₃ волокне

Т.С. Тебенева¹, О.В. Бендеров¹, А.В. Родин¹, И.В. Скрипачев²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Институт химии высокочистых веществ им. Г.Г. Девярых РАН

Халькогенидные волокна на основе стекла трисульфида мышьяка (As₂S₃) покрывают спектральный диапазон, недоступный кварцевым волокнам (~ до 7 мкм), а также имеют нелинейный коэффициент показателя преломления на два порядка больший, чем у кварцевых волокон $n_2 = (4.0-6.0)10^{-18}$ м²/Вт [1, 2]. Благодаря своим свойствам, As₂S₃ волокна могут быть использованы для создания волоконно-оптических устройств, работающих в диапазоне от 2 мкм – для создания разветвителей [3], интерферометров Маха–Цендера, а также для генерации нелинейных эффектов [4].

Получение тонкой (~4 мкм) адиабатической вытяжки из As₂S₃ волокна и измерение потерь на такой вытяжке для длин волн 1,55, 2,6 и 6 мкм является целью данной работы. Установка для вытягивания халькогенидного волокна приведена на рис. 1. В работе использовались халькогенидные одномодовые волокна As₂S₃ (6/125 мкм сердцевина/оболочка с NA = 0,17 и оптическими потерями ~200 дБ/км). Предварительно очищенный участок волокна от полимерной оболочки с помощью ацетона, закрепляется на двух моторизо-

ванных подачах, которые растягивают участок волокна в противоположные стороны со скоростью 5 мкм в секунду. Положение нагревательного элемента, размещенного на моторизированной подаче, перестраивается в диапазоне 10 мм со скоростью 15 мкм в секунду. Температура на нагревателе 305 градусов по Цельсию. С помощью микроскопа контролируется уменьшение диаметра волокна в зоне перестройки нагревательного элемента. В результате волокно вытягиваются до толщины в 4–5 мкм с длиной перетяжки в 3–4 см (рис. 1). Измерения потерь в вытянутом волокне проводились на длинах волн 1,55 и 2.64 мкм.

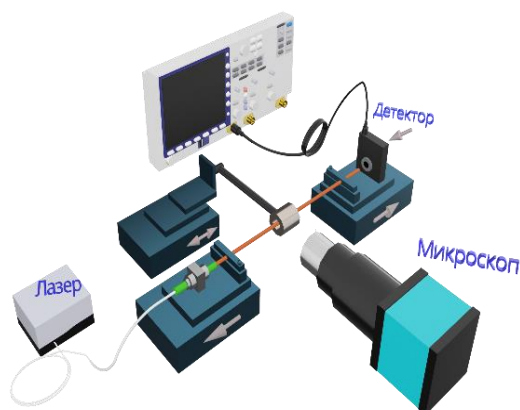


Рис. 1. Экспериментальная установка для вытягивания As2S3

В результате измерений *in-situ* в процессе вытягивания As2S3 волокна были получены графики зависимостей потерь от времени вытягивания для длин волн 1.55 и 2.64 мкм. Для готового образца длиной 16 см с длиной перетяжки 6 см на длине волны 1.55 мкм потери составили 0.5 дБ/см, на длине волны 2.64 мкм – 0.31 дБ/см, и на длине волны 6 мкм – 0.93 дБ/см.

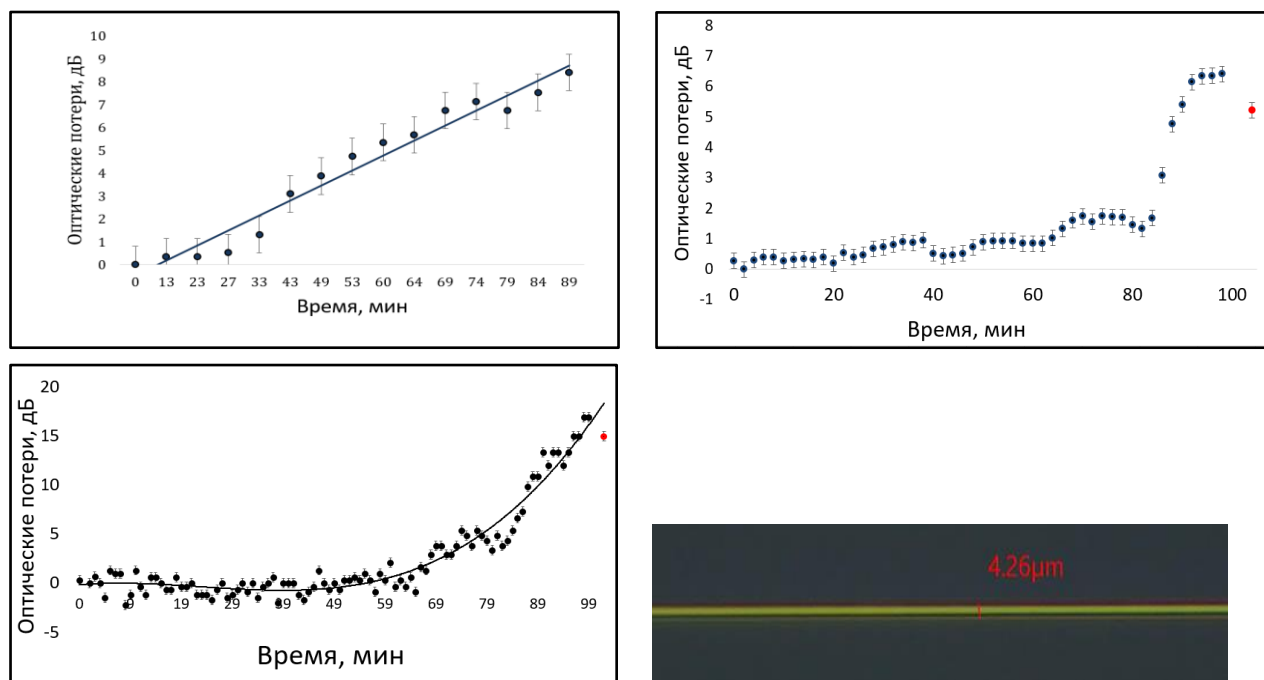


Рис. 2. Графики зависимостей оптических потерь от времени вытягивания волокна для 1.55 мкм (вверху слева), 2.64 мкм (вверху справа), 6 мкм (внизу слева). Красным отмечены точки измерения потерь после выключения нагревательного элемента. Снизу справа - конечный диаметр вытянутого As2S3 волокна

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №20-32-90184.

Литература

1. Glaze F.W. [et al.]. Properties of arsenic sulfide glass // J. RES. NATL. BUR. STAN. 1957. Vol. 59, № 2. P. 83.
2. Gao S., Bao X. Chalcogenide Taper and Its Nonlinear Effects and Sensing Applications // Science. 2020. Vol. 23, № 1.

P. 100802.

3. *Benderov O. [et al.]*. Broadband mid-IR chalcogenide fiber couplers // *Appl. Opt.*, AO. Optical Society of America, 2019. Vol. 58, № 26. P. 7222–7226.
4. *Andrianov A.V. [et al.]*. Tunable Raman lasing in an As₂S₃ chalcogenide glass microsphere // *Opt. Express*, OE. Optical Society of America, 2021. Vol. 29, № 4. P. 5580–5587.

УДК 535.243.25

Измерение концентрации радикалов ОН при нестационарном режиме горения метан-воздушных смесей

В.В. Миславский^{1,2}, В.В. Губернов^{1,2}

¹ Физический институт им. П.Н. Лебедева РАН

² Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В представленной работе были исследованы нестационарные режимы горения метан-воздушной смеси в приближении одномерного пламени. Для этого была создана плоская пористая горелка цилиндрической формы, диаметром 15 мм. Горелка содержит часть с пористым наполнением и набор капилляров, внутренний диаметр которых составляет 0,2 мм. Данная горелка позволяет создавать плоский фронт пламени, который можно описывать, с хорошей точностью, одномерной моделью.

Исследования режимов горения проводились несколькими способами. Два из этих способов будут представлены в докладе. Первым способом было непосредственное измерение химической люминесценции от пламени. На ФЭУ регистрировалось излучение радикалов ОН, которое выделялось из общего спектра с помощью интерференционного фильтра. Этот способ позволил определить параметры режимов стационарного и нестационарного горения, измерить частоты колебаний. Нестационарные режимы горения связаны с термодиффузионными процессами, которые приводят к колебаниям поверхности пламени. Вторым способом было измерение концентрации радикала ОН с помощью ЛИФ-диагностики в различных режимах. Для определения переходов, на которых будет происходить возбуждение молекулы, и переходов, излучение которых будет регистрироваться, снимался обзорный спектр. Длина волны возбуждения 281 нм (переход А-Х (0,1)), регистрация ЛИФ сигнала на длине волны 313 нм (переход А-Х (0,0) и (1,1)). Калибровка измерительной аппаратуры проводилась по результатам измерений концентрации радикалов ОН в стационарном режиме которые в свою очередь сопоставлялись с численными расчетами. Синхронизация лазерной системы, излучение которой переводило радикал ОН в возбужденное состояние, осуществлялась с помощью ФЭУ, регистрировавшего химическую люминесценцию. Сигнал ЛИФ выделялся фильтром на 313 нм и измерялся с помощью второго ФЭУ.

Результаты измерения сопоставлялись с численными расчетами с детальными механизмами GRI, Warnatz и San-Diego [1].

Работа была реализована при поддержке гранта РФФ 21-13-00434.

Литература

1. *Mislavskii V.V. [et al.]*. Diffusive-thermal pulsations of burner stabilized methane-air flames // *Combustion and Flame*. – 2021. – V. 234. – P. 111638.

УДК 535.243.25

Исследование пламени метановоздушных смесей

В.В. Губернов^{1,2}, В.В. Миславский^{1,2}

¹ Физический институт им. П.Н. Лебедева РАН

² Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В данной работе проводилось исследование структуры метановоздушного пламени при разных режимах горения. Для этого была создана плоская пористая горелка цилиндрической формы, диаметром 15 мм. Горелка содержит часть с пористым наполнением и набор капилляров, внутренний диаметр которых составляет 0,2 мм.

Было измерено распределение температуры в пламени методом тонковолоконной пирометрии для

стационарных режимов горения. Полученные данные представляют калибровочные измерения для дальнейшего сопоставления с КАРС измерениями температуры.

Проведено измерение зависимости молярной концентрации радикала ОН от расстояния до поверхности горелки и от режима горения. Измерения проводились с помощью ЛИФ методики. Длина волны возбуждения 281 нм (переход А–Х (0,1)), регистрация ЛИФ сигнала на длине волны 313 нм (переход А–Х (0,0) и (1,1)).

Экспериментальные результаты сравнивались с данными, полученными прямым численным счетом на основе модели с детальным механизмом реакции GRI.

Также методами эмиссионной спектроскопии были выполнены измерения времени жизни возбужденных состояний молекул и ионов азота, соответствующих второй положительной и первой отрицательной системам его излучения. Измерения проводились в смесях молекулярного азота с углеводородами в послесвечении повторяющегося высоковольтного наносекундного разряда. В результате обработки данных, полученных при вариации состава газовых смесей и их давления, были определены константы скорости тушения возбужденных состояний азота при столкновениях с молекулами углеводородов. Верификация проводилась по общеизвестным опубликованным данным [1].

Работа была реализована при поддержке гранта РФФ 21-13-00434

Литература

1. Valk F. [et al.] // J. Phys. D: Appl. Phys. 2010. Vol. 43. P. 385202.

Эффективный коэффициент полезного действия колонны бинарной ректификации

И.А. Сукин

Финансовый университет при Правительстве Российской Федерации

С момента выхода основополагающей работы Карно [1] одним фундаментальных результатов которой было установление того факта, что КПД тепловой машины не может превышать определенного значения, внимание ряда исследователей было сосредоточено на уточнении оценки Карно для КПД. В частности, важной задачей стало установление физических ограничений на КПД при условии протекания процессов тепло- и массообмена с конечной скоростью. Ряд важных работ в этом направлении оставался незамеченным (см., например, [2]) до публикации статьи Курзона и Альборна [3], посвященной определению КПД тепловой машины, работающей с максимальной мощностью. Одним из свойств КПД Курзона–Альборна стала его независимость от кинетических коэффициентов процессов переноса теплоты. Фактически, в реальных процессах увеличению кинетических коэффициентов соответствует увеличение размера системы или аппарата.

Рассмотрение эффективности работы систем, в которых происходят процессы как тепло-, так и массопереноса, например, систем ректификации, долгое время оставалось полуэмпирическим и основанным на эвристических соображениях.

В работе построена область физической реализуемости колонны бинарной ректификации на плоскости «затраты теплоты q – производительность по сырью g_F ». Показано, что эта область ограничена сверху. Границу области реализуемости можно параметризовать двумя характеристическими параметрами, которые могут быть определены по результатам эксперимента. КПД колонны ректификации в режиме максимальной производительности не зависит от коэффициентов переноса, как и КПД Курзона–Альборна.

Схема потоков, входящих в колонну бинарной ректификации и выходящих из нее, представлена на рис. 1.

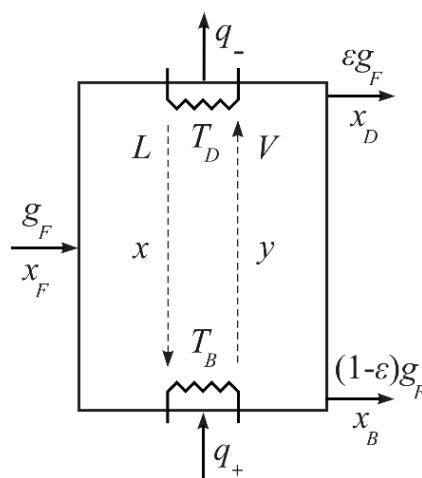


Рис. 1. Схема потоков в колонне бинарной ректификации. Целевой поток — поток сырья g_F , поток затрат — поток подаваемой теплоты q_+ . Для адиабатической колонны $q_+ = q_- = q$.

Уравнения термодинамических балансов для такой колонны имеют вид

$$g_F x_F - \varepsilon g_F x_D - (1 - \varepsilon) g_F x_B = 0, \quad (1)$$

$$g_F h_F - \varepsilon g_F h_D - (1 - \varepsilon) g_F h_B = 0, \quad (2)$$

$$g_F s_F - \varepsilon g_F s_D - (1 - \varepsilon) g_F s_B + q/T_B - q/T_D + \sigma(g_F, q) = 0, \quad (3)$$

где h и s — мольные энтальпии и мольные энтропии соответствующих потоков, σ — производство энтропии за счет процессов переноса, величина всегда неотрицательная.

В работе показано, что производство энтропии за счет процессов теплопереноса в кубе и дефлегматоре равно:

$$\sigma_q = q^2 \left(1/(\beta_B T_B^2) + 1/(\beta_D T_D^2) \right), \quad (4)$$

где β — соответствующие кинетические коэффициенты, а производство энтропии за счет массопереноса по высоте колонны равно:

$$\sigma_g = 2q^2 (x_D - x_B) / (kr^2), \quad (5)$$

где k — эффективный коэффициент массопереноса, а r — мольная теплота парообразования низкокипящего компонента. Исходя из (1)–(5), было выведено, что граница области реализуемых режимов бинарной ректификации описывается параболой:

$$g_F(q) = bq - aq^2, \quad (6)$$

где b — «обратимый КПД», зависящий только от свойств разделяемой смеси, a — «коэффициент необратимости», в выражение для которого входят кинетические коэффициенты процессов тепло- и массопереноса. Максимальная производительность достигается в точке:

$$q^{max} = b/2a \quad (7)$$

и равна

$$g_F^{max} = b^2/4a. \quad (8)$$

КПД колонны при исчезающе малой необратимости протекающих процессов (бесконечно больших размерах колонны) стремится к $\eta_{rev} = b$, КПД в точке максимальной производительности равен:

$$\eta_{max} = g_F^{max} / q^{max} = b/2 = \eta_{rev}/2. \quad (9)$$

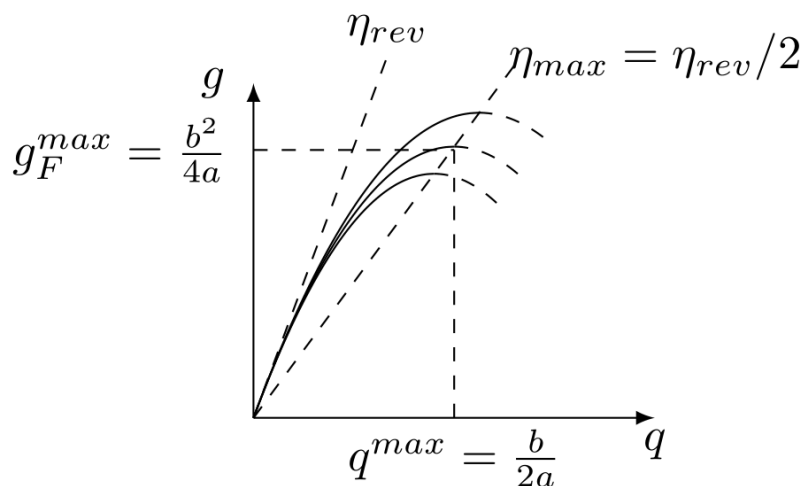


Рис. 3. Границы области реализуемости колонн бинарной ректификации разного размера, разделяющих одну и ту же смесь. Коэффициенты b и a могут быть вычислены по результатам эксперимента на действующей колонне.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 20-61-46013.

Литература

1. Carnot S. Réflexions sur la puissance motrice du feu et sur les machines propres à développer cette puissance. Paris : Chez Bachelier. 1824. P. 145.
2. Новиков И.И. Эффективный коэффициент полезного действия атомной энергетической установки // Атомная энергия. 1957. Т. 3. Вып. 11. С. 409–412.
3. Curzon F.L., Ahlborn B. Efficiency of a Carnot engine at maximum power output // Am. J. Phys. 1975. V. 43 (22). P. 22–24.
4. Tsirlin A.M., Sukin I.A., Balunov A.I. Mathematical model of rectification process and selection of the separation sequence for multicomponent mixtures // Math. Models Comput. Simul. 2021. V. 13. P. 483–491.

Сверхбыстрый симулятор трещины для крупномасштабной разработки месторождений с многостадийными ГРП

А. Б. Пещеренко^{1, 2}, И. Д. Бекеров², Д. А. Чупраков²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Московский научно-исследовательский центр Шлюмберже

В настоящее время в нефтегазовой индустрии существует тенденция увеличения числа операций гидроразрыва пласта (ГРП) при планировании разработки месторождений. Это исключает использование многих имеющихся симуляторов ГРП для расчёта каждого дизайна: например, представляется невозможным использование симуляторов на основе псевдотрёхмерной (P3D) и планарной трёхмерной (PL3D) моделей трещины ГРП, так как один расчёт при помощи таких симуляторов занимает от нескольких секунд до нескольких минут. В связи с этим существует потребность в сверхбыстрых, но достаточно точных моделях ГРП [1, 2].

Мы разработали такую сверхбыструю модель распространения и взаимодействия трещин ГРП для моделирования многостадийных ГРП в рамках планирования разработки месторождений.

Целью разработки было создание модели, которая позволит достичь высокой скорости вычислений, такой, чтобы тысяча вычислений занимала около минуты;

будет связанной моделью: подмодели упругости породы, разрушения породы на кончике трещины, распространения вязкой жидкости и утечек жидкости гидроразрыва в пласт должны быть взаимосвязанными; продемонстрирует достаточную точность расчёта геометрии трещины.

Данная модель является полуаналитической и не предполагает решения задачи на пространственной сетке, что существенно ускоряет вычисления. Рассматривается трещина прямоугольной геометрии (Рис. 1) с асимметричным ростом в высоту ($h_t \neq h_b$, где h_t и h_b — высота трещины от середины интервала перфорации вверх и вниз, соответственно) и в длину ($L_1 \neq L_2$, где L_1 и L_2 — длина правого и левого крыльев трещины, соответственно), ширина трещины w предполагается постоянной по всей протяжённости трещины и зависящей только от времени.

Модель состоит из связанных подмоделей:

локальной упругости, $p \propto w$;

сохранения массы с утечками жидкости в пласт по модели Картера;

течения вязкой жидкости и потерь на трение, $q_i = -w^3/\mu' (\partial p/\partial x_i)$;

разрушения породы на кончике трещины, $K_I = K_{IC}$;

однородного заполнения трещины пропантом с последующим закрытием.

Задача о распространении каждого из четырёх кончиков трещины решается численно, итеративно на каждом шаге по времени.

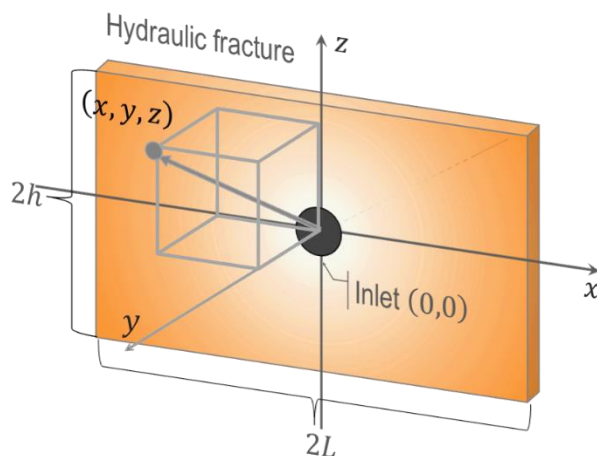


Рис. 1. Схематическое изображение моделируемой трещины

Мы покажем, что скорость и точность вычислений соответствуют заданным требованиям (1 минута на 1000 расчётов), и приведём сравнение результатов вычислений с аналитическими решениями для трещин PKN, KGD и радиальной моделей, а также коммерческими симуляторами ГРП на основе псевдотрёхмерной (P3D) и планарной трёхмерной (PL3D) моделей (как, например, на Рис. 2).

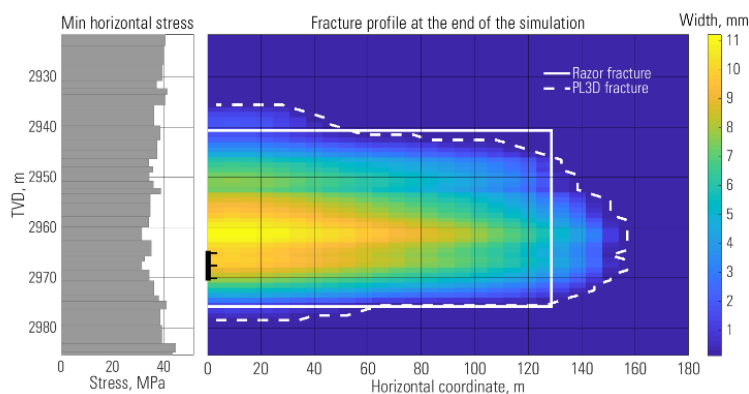


Рис. 2. Сравнение результатов расчёта геометрии трещины при помощи новой сверхбыстрой модели (сплошной белый контур) и коммерческого симулятора ГРП на основе планарной трёхмерной модели (штриховая белая линия)

Также будут приведены различные примеры параметрических исследований с помощью новой модели. Так как в модели реализован механизм взаимодействия трещин через поле напряжений, представляет интерес оценить, в каких случаях этот эффект вносит существенный вклад в асимметрию трещины, а когда он незначителен. Будут приведены примеры моделирования близких скважин с множественными ГРП, наклонных скважин, а также продольных трещин ГРП на горизонтальных скважинах. В докладе мы исследуем влияние плотности и реологии закачиваемой жидкости на вертикальную и горизонтальную асимметрию трещины ГРП.

Результаты параметрических исследований показывают, что при планировании разработки месторождений использование упрощённых методов оценки геометрии трещины ГРП, широко распространённое сегодня, не всегда способно дать достоверные результаты. Новая модель позволяет более точно подходить к моделированию трещины в таких задачах, учитывать взаимосвязь комплекса физических процессов, происходящих во время распространения трещины ГРП, а также сложные геологические условия.

Литература

1. *Dontsov, E., Bunger, A., Abell, B., Suarez-Rivera, R.* Ultrafast hydraulic fracturing model for optimizing cube development // SPE/AAPG/SEG Unconv. Resour. Technol. Conf. 2019, URTC 2019 1–20, 2019. <https://doi.org/10.15530/urtec-2019-884>.
2. *Suarez-Rivera, R., Dontsov, E., Abell, B.* Quantifying the induced stresses during stacked, multi-stage, multi-well completions, to define stimulation sequencing and optimize pad productivity // SPE/AAPG/SEG Unconv. Resour. Technol. Conf. 2019, URTC 2019. <https://doi.org/10.15530/urtec-2019-892>.

УДК 665.7.035.6

Реология набухающего углеводородного геля в режиме осцилляции с малой амплитудой

С.М. Ватузов, А.П. Лосев

РГУ нефти и газа (НИУ) имени И.М. Губкина

Для испытаний была выбрана 5% суспензия бутадиен-стирольного каучука в неполярном масле, в котором в роли дисперсионной среды выступает масло, а в роли дисперсной фазы – резиновая крошка. Начальный размер сухих частиц каучука не превышает 300 мкм. Такие суспензии используются при отборе керна для заполнения изолированных керноприемников. Данное вещество является свободнодисперсной системой, однако при повышении температуры, частицы каучука начинают набухать и система гелируется и впоследствии переходит в связнодисперсное состояние.

В настоящей работе приводятся результаты экспериментального исследования реологических

свойств геля, определенные с использованием вискозиметра Rheotest RN4.1. В приборе использовалась измерительная ячейка Н2, состоящая из коаксиальных цилиндров с зазором 5,25 мм, в которых реализуется плоскопараллельное течение. Исходя из особенностей изучаемого вещества, все измерения проводились в режиме осцилляции с малой амплитудой.

Авторами была исследована зависимость вязкости и модулей сдвига вещества в вязкоупругом и в упругом состояниях от амплитуды и частоты колебаний. По результатам данных измерений был выбран оптимальный режим работы прибора: частота колебаний $f = 0,5$ Гц, амплитуда колебаний $A = 3-5$ Па. Предполагается, что осцилляции с такими параметрами не вызывают заметных изменений в структуре среды в упругом состоянии и не влияют на значения параметров G' и G'' .

Также для понимания характера среды была рассчитана объемная доля каучука в масле. Для этого пикнометрическим методом была измерена плотность порошка ($\rho = 930,9$ кг/м³). В результате расчетов, объемная доля каучука в масле составила $\phi = 5,38\%$. Учитывая, что размеры частиц в сухом состоянии (< 300 мкм) на порядок меньше зазора между цилиндрами (5,25 мм), среду можно считать сплошной.

В результате дальнейших экспериментов была получена зависимости реологических свойств геля от температуры. Эксперимент проводился при изменениях температуры от 25 °С до 45, 60 и 75 °С и обратно до 25 °С. В первых двух случаях вещество оставалось в жидком (вязкоупругом) состоянии и были получены графики зависимости комплексной вязкости и угла сдвига фаз от температуры (рис. 1). Для исследования при изменении температур 25–75–25 °С были построены графики зависимости комплексного модуля сдвига и угла сдвига фаз от температуры (рис. 2).

В работе также проанализировано наблюдение, сделанное при проведении эксперимента: как видно из графиков на рис. 1, вязкость меняется незначительно, что может говорить о том, что на поверхности цилиндров образуется «масляная пленка» из-за чего показания вязкости и модуля сдвига могут не отражать реальной картины. Пленка образуется из-за того, что в течение всего эксперимента масло контактирует с поверхностью цилиндров, однако, если вещество не проходит «порог перколяции» при набухании частиц, то пленка останется и при переходе вещества в упругое состояние, что также может сказываться и на результатах измерения при более высоких температурах.

Для проверки наличия масла между затвердевшим веществом и цилиндром был выбран 10%-й раствор (так как в таком случае частицы каучука поглотят больше масла при переходе в связнодисперсное состояние) и также проведен ряд экспериментов. Результаты показали, что полученные значения модуля сдвига соизмеримы с прошлыми, откуда можно сделать вывод, что масло на стенках цилиндра не остается.

Дальнейшие исследования позволят произвести энергетические расчеты и получить значение работы, необходимой для разрушения полученного геля. Также возможно рассчитать объемную долю частиц дисперсной фазы при определенной температуре суспензии и спрогнозировать поведение вещества.

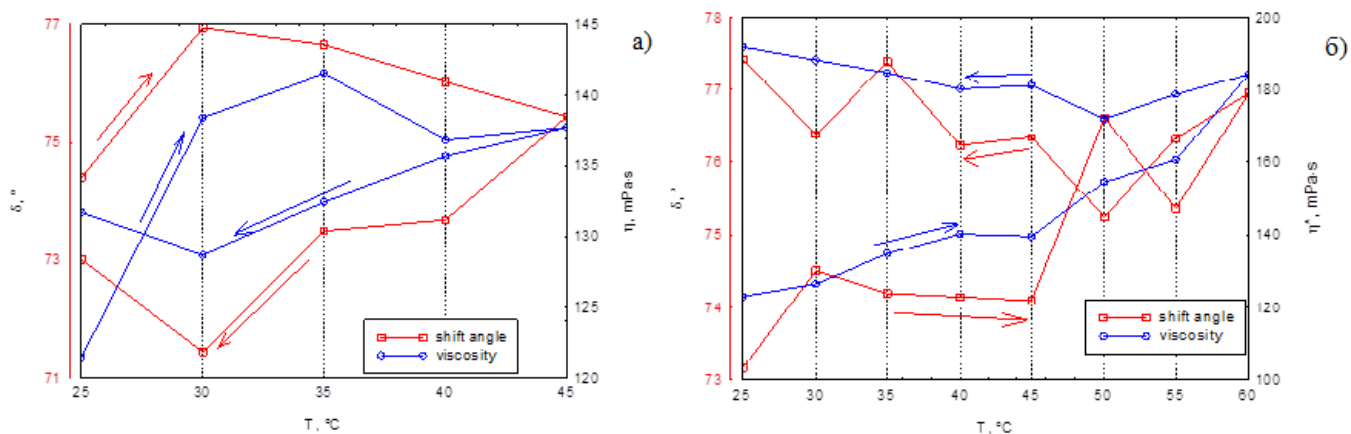


Рис. 1. Зависимость угла сдвига (красный) и комплексной вязкости (синий) от температуры а) при изменении температуры 25–45–25 °С; б) при изменении температуры 25–60–25 °С.

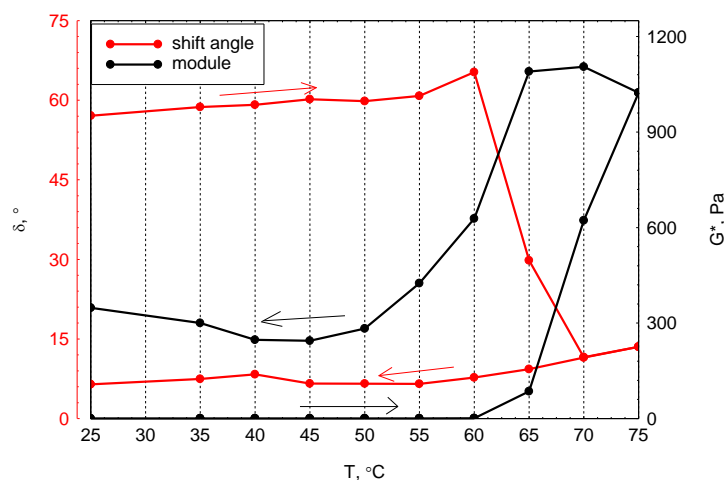


Рис. 2. Графики зависимости угла сдвига фаз (красный) и комплексного модуля сдвига (черный) от температуры при изменении температуры 25–75–25 °С

Литература

1. *Евдокимов И.Н.* Структурные характеристики промышленных водонефтяных эмульсий : учеб. пособие для вузов. Москва : РГУ нефти и газа имени И.М. Губкина, 2012. 477 с.
2. *Малкин А.Я., Исаев А.И.* Реология: концепции, методы, приложения / пер. с англ. СПб. : Профессия, 2007. 560 с.

УДК: 532.23, 553.048

Расчет фазового равновесия углеводородной смеси при капиллярном скачке.

М.И. Райковский, О.Ю. Динариев, А.Ю. Демьянов

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Московский научно-исследовательский центр Шлюмберже, г. Москва

Данная работа посвящена изучению влияния капиллярного давления на фазовое равновесие между газовой и жидкой фазами, а также численному анализу вида фазовых диаграмм газоконденсатной смеси при разных давлениях в фазах на основе уравнения Пенга-Робинсона. Анализ проводился без привязки к какой-либо конкретной пористой среде (без учёта размеров капилляра и коэффициента поверхностного натяжения), а использовались только условия фазового равновесия при разных давлениях в фазах.

Чтобы учесть влияние капиллярного давления между газом и конденсатом, система нелинейных уравнений, описывающих двухфазное равновесие, была модифицирована. Летучести газовой и жидкой фаз были рассчитаны с использованием давления газа и конденсата соответственно. Численно эффекты были изучены с использованием реальных смесей.

$$f_i(p_g, \mathbf{c}_g) = f_i(p_l, \mathbf{c}_l) \quad (1)$$

$$\mathbf{c}_* = \lambda_g \mathbf{c}_g + \lambda_l \mathbf{c}_l \quad (2)$$

где f_i – летучесть i -й компоненты, $P_{g,l}$ – давление в газовой и жидкой фазах соответственно, (c_*, c_g, c_l) – составы смеси (общий, газовой фазы, жидкой фазы), λ_g, λ_l – мольные доли газовой и жидкой фазы в смеси, однозначно связанные с коэффициентами насыщенности этих фаз $s_g = \lambda_g n_g^{-1} (\lambda_g n_g^{-1} + \lambda_l n_l^{-1})^{-1}$, $s_l = \lambda_l n_l^{-1} (\lambda_g n_g^{-1} + \lambda_l n_l^{-1})^{-1}$. Параметры λ_g, λ_l и составы фаз c_{ig}, c_{il} удовлетворяют уравнениям:

$$\lambda_g + \lambda_l = 1, \quad \sum_{i=1}^N c_{ig} = 1, \quad \sum_{i=1}^N c_{il} = 1 \quad (3)$$

При рассмотрении системы с введенным капиллярным скачком особый интерес представляет область вблизи точки росы. Так как точка росы является особой точкой системы, следовательно, в ее окрестности можно попытаться получить аналитическое решение путем линеаризации системы уравнений.

В результате аналитического решения задачи вблизи точки росы была получена двухфазная область выше точки росы (рис. 1), а граница двухфазной и однофазной области определяется уравнением

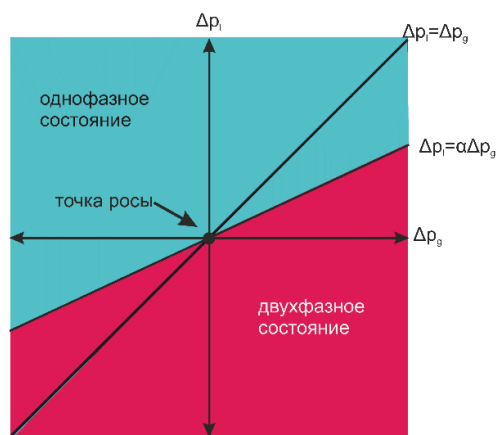


Рис. 1. Фазовая диаграмма в окрестности точки росы

$$\Delta p_l = \alpha \Delta p_g \quad (4), \text{ где безразмерный коэффициент } \alpha = \frac{\Pi_g}{\Pi_l} = \frac{[\mathbf{n}_{ld}, \mathbf{c}_*]}{[\mathbf{n}_{gd}, \mathbf{c}_*]} = \frac{\sum_{i,j}^N G_{ij}(n_{ld})_i(c_*)_j}{\sum_{i,j}^N G_{ij}(n_{gd})_i(c_*)_j}, \text{ где}$$

$G_{ij} = \left(\frac{\partial^2 F}{\partial n_i \partial n_j}(\mathbf{n}_{gd}) \right)$ – гессиан энергии Гельмгольца, где F – энергия Гельмгольца. Данный коэффициент принимает значения в диапазоне $\alpha \in [0,1]$.

В результате численных расчетов для 3-х различных углеводородных смесей были получены фазовые диаграммы (ФД) в плоскости (p_g, p_l) в широком диапазоне давлений (рис. 2), а также вблизи точки росы (рис. 3). Расчеты, представленных на рисунках ФД, проводились для системы из 10-ти компонент при температурах: $T = 331 \text{ K}$ и $T = 381 \text{ K}$.

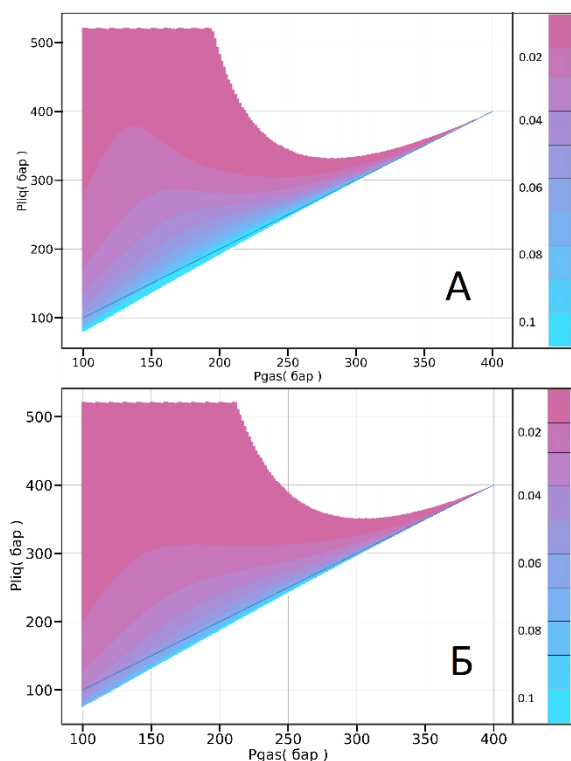


Рис. 2 А) ФД полученная для температуры $T = 331 \text{ K}$; Б) ФД полученная для температуры $T = 381 \text{ K}$

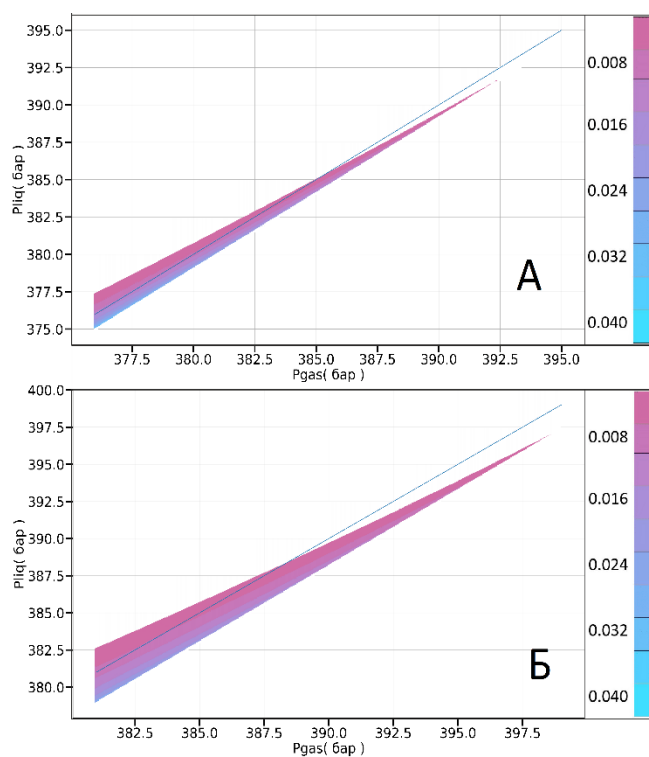


Рис. 3 А) ФД для температуры $T = 331 \text{ K}$ в окрестности точки росы; Б) ФД для температуры $T = 381 \text{ K}$ в окрестности точки росы.

Литература

1. *Firoozabadi A.* Thermodynamics of Hydrocarbon Reservoirs. New York: McGraw-Hill, 1998.
2. *Брусиловский А.И.* Фазовые превращения при разработке месторождений нефти и газа. Москва : Грааль, 2002.
3. Регламент по созданию постоянно действующих геолого-технологических моделей нефтяных и газонефтяных месторождений (РД 153-39.0-047-00). Москва : Минтопэнерго, 2000.
4. *Динариев О.Ю., Евсеев Н.В.* О роли капиллярных сил при фильтрации газоконденсатной смеси вблизи скважины // Инженерно-физический журнал, Т. 77. Вып.2. 2004. С.17-23.

УДК 531

Разработка методики интерпретации результатов неидеальных испытаний на сжатие цилиндрических образцов горных пород

А.Г. Платова, А.А. Быков

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Данная работа посвящена разработке методики интерпретации экспериментальных данных на сжатие цилиндрических образцов горных пород при помощи программного пакета Abaqus.

Классически, при испытании цилиндрических образцов на сжатие, считается, что трение между торцом образца и сжимающим плунжером отсутствует. Поэтому поля напряжений в образце считаются однородными и известными, притом осевые деформации достаточно определять в одном сечении образца. Однако, если трением не пренебрегать, то определяемые эффективные модуль Юнга и коэффициент Пуассона не равны истинным.

В данной работе было проведено численное моделирование сжатия цилиндрического образца (диаметром 30 мм и длиной 60 мм) при условии прилипания его торцов к абсолютно жестким плунжерам. Эффективные модуль Юнга и коэффициент Пуассона определялись по диаграмме нагружения и деформациям в центральной части, моделирующие по стандарту [1]. Затем были построены зависимости: отношения истинного модуля Юнга к эффективному модулю Юнга от истинного значения коэффициента Пуассона и истинного коэффициента Пуассона от эффективного значения коэффициента Пуассона (см. рис. 1).

Видно, что эффективные упругие параметры могут отличаться от истинных на 3-12%. Данный результат может представлять интерес для инженеров и научных сотрудников, кому требуется высокая точность определения упругих параметров материалов.

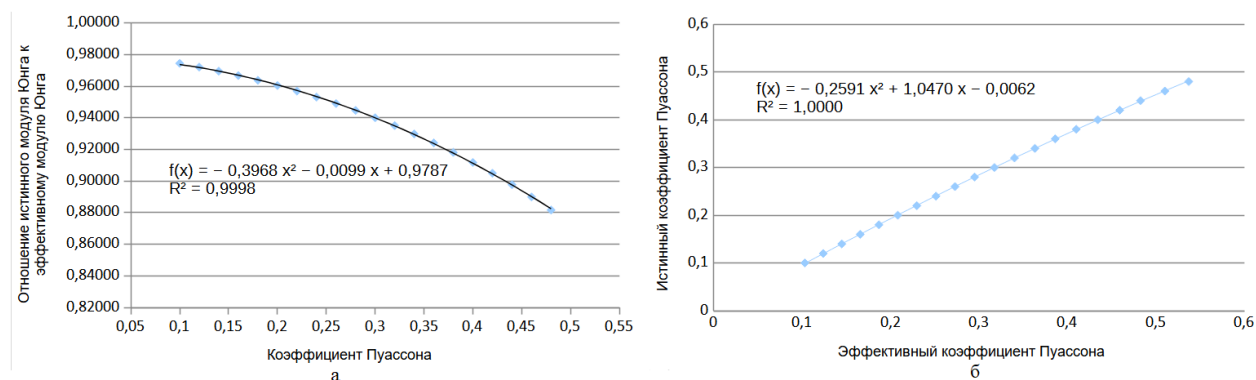


Рис. 4 а) Зависимость отношения истинного модуля Юнга к эффективному модулю Юнга от истинного значения коэффициента Пуассона. б) Зависимость истинного коэффициента Пуассона от эффективного значения коэффициента Пуассона

На рис. 2 показана экспериментально полученная диаграмма нагружения для образца горной породы (песчаник с одного из нефтяных месторождений РФ). Испытания проводились на неидеальной машине, и в этих условиях необходимо определить пластические свойства материала. Можно считать, что материал проявляет свойства упрочнения (является неидеально-пластичным), применимой гипотезу об однородном и изотропном упрочнении (единой диаграмме нагружения) и ассоциированный закон пластического течения [2]. Также в качестве критерия текучести используется критерий Друкера–Прагера [3]:

$$q - p \cdot \tan(b) - d = 0 \quad (1)$$

где $q = \sqrt{\frac{3}{2} \cdot T' : T'}$ – интенсивность касательных напряжений, где T' – девиатор тензора напряжений, $p = \frac{-(T:I)}{3}$ – давление, где I – единичный тензор, b – угол внутреннего трения в меридиональной плоскости ($p - q$), d – связность.

В результате необходимо найти истинную диаграмму нагружения (диаграмму нагружения образца идеальной машиной при одноосном сжатии) и угол внутреннего трения b , при которых расчетная и экспериментальная диаграммы нагружения (осевая и радиальная) совпадут.

В результате применения методики интерпретации было определено, что при угле внутреннего трения, равном 71 градусу, и истинной диаграмме нагружения, представленной на рис. 3, удалось добиться совпадения расчетной и экспериментальной кривых (см. рис. 2).

Полученные результаты показывают работоспособность разработанной методики интерпретации результатов испытаний образцов горных пород на сжатие. Подробно методика будет описана в докладе.

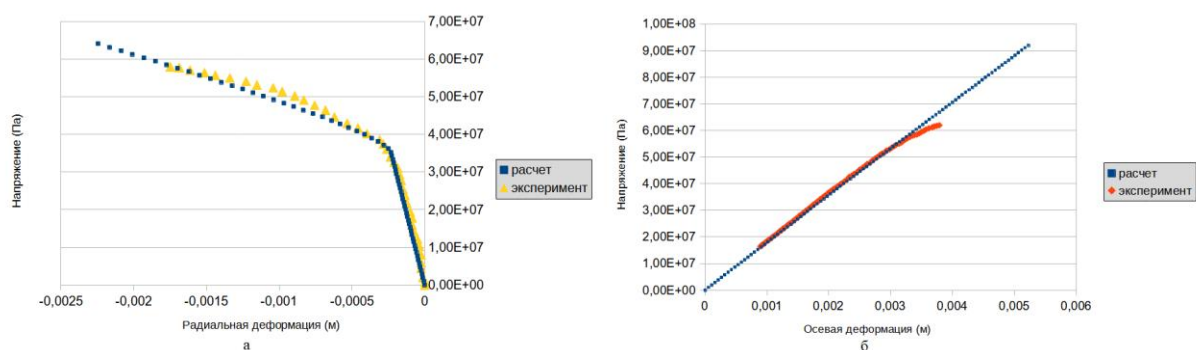


Рис. 5. Экспериментальная и расчетная диаграмма нагружения а) радиальной деформации, б) осевой деформации

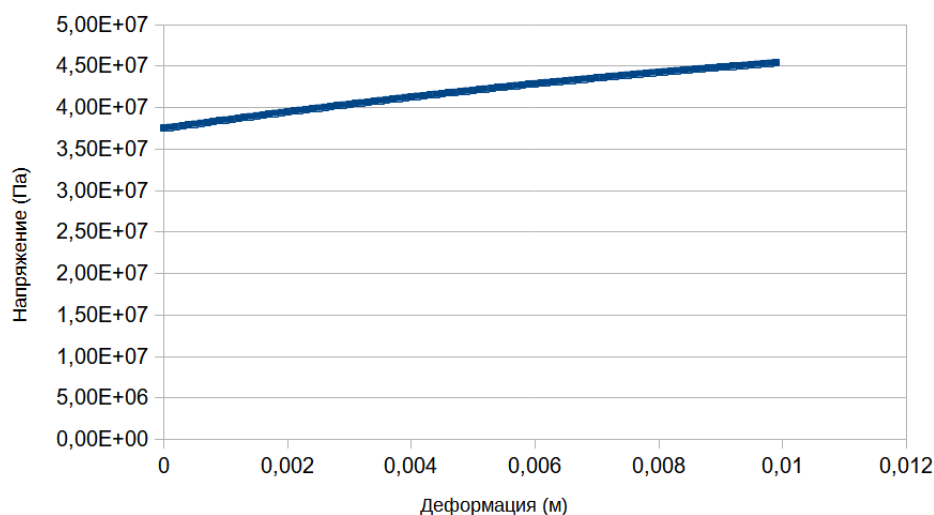


Рис. 6. Истинная диаграмма нагружения

Литература

- ГОСТ 28985-91. Породы горные. Метод определения деформационных характеристик при одноосном сжатии. Введ. 01.07.1992. Москва : ИПК Издательство стандартов, 2004. 11 с.
- Работнов Ю.Н.. Механика деформируемого твердого тела. Москва : Наука, 1988. 712 с.
- Извеков О.Я., Корнев Д.В. Применение SIMULIA/Abaqus при изучении курса механики твердого тела: реологические модели : учеб.пособие. Москва : МФТИ, 2014. 146 с.

Усовершенствованные модели дизайна и оценки продуктивности трещины ГРП с высоким пространственным разрешением

И. К. Резников^{1, 2}, Д. А. Чупраков², И. Д. Бекеров², А. Б. Пещеренко^{1, 2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Московский научно-исследовательский центр Шлюмберже

Был разработан высокочувствительный калькулятор продуктивности, который позволяет быстро и точно рассчитать дебит трещины гидроразрыва пласта (ГРП), смоделированной на двухмерной мелкошабной сетке. Трещина ГРП моделируется с помощью комплексного симулятора, включающего двухмерную модель течения материалов с отслеживанием температурного воздействия, динамики распространения трещины в пластовых условиях, оседания пропанта с эффектом волокон и др. [1].

После симуляции ГРП с высокой точностью моделируется закрытие трещины после окончания работы, оцениваются неоднородные пространственные профили её ширины и напряжений, приложенных к пропанту и стенкам трещины [2]. Ключевым для данной задачи является решение неоднородного уравнения напряжений:

$$\sigma_{rep}(x, z) + p'(x, z) = -\frac{E'}{8\pi} \iint_A \frac{w_{el}(x', z')}{[(x-x')^2 + (z-z')^2]^{3/2}} dx' dz' \quad (1)$$

здесь w_{el} – профиль раскрытия трещины, σ_{rep} – расталкивающие напряжения, p' – чистое давление, A – след трещины, $E' = \frac{E}{1-\nu^2}$, E – модуль Юнга, ν – коэффициент Пуассона.

Также вычисляется точное распределение проводимости созданной трещины и открытых каналов, что особенно важно для кластерной технологии и кислотных ГРП. Пространственная сетка на трещине может состоять из десятков тысяч ячеек, что необходимо для корректной оценки дебита скважины с такой трещиной впоследствии. Пример работы данного модуля представлен на рис. 1.

Далее, используются результаты моделирования роста и закрытия трещины, чтобы оценить её дебит, коэффициент продуктивности, безразмерную проводимость C_{FD} и скин-фактор [3]. Для этого вычисляется новая характеристика – эффективная проводимость трещины, которая заменяет классическое определение скалярной проводимости трещины в случае, вообще говоря, сложного двухмерного распределения пропантов, волокон и каналов вдоль трещины. Даже незначительно варьируя параметры дизайна ГРП, отслеживаются все изменения в геометрии и заполнении трещины, а также связанных показателях продуктивности. Пример рассчитанных показателей продуктивности представлен на рис. 2. В работе показываются достоинства модели, перечисляются принятые допущения, а также сравниваются её результаты с точными решениями для закрытия трещины и суммарного дебита в случае неоднородного её заполнения.

Особенностью представленных цифровых продуктов является не только их высокая точность и увеличенное пространственное разрешение, но и скорость расчёта. Эти оценки выполняются быстро, всего за несколько секунд. Технология оценки продуктивности распространяется и на трещины в нагнетательных скважинах, где аналогично вычисляется их приёмистость. Кроме того, в докладе демонстрируется высококачественная трёхмерная визуализация результатов моделирования на всех описанных этапах: процесса ГРП, закрытия трещины и добычи.

Новизна исследования заключается в разработке новой высокочувствительной многокомпонентной модели со встроенной оценкой производительности для сложной трещины, заполненной каналами, и её валидации на аналитических решениях. Представленная работа даёт представление о том, как современные эффективные методы позволяют быстро, точно и удобно оценить дизайн трещины для достижения максимальной добычи при минимальных затратах на проведение ГРП.

Авторы выражают признательность компании «Шлюмберже» за разрешение на публикацию данных материалов.

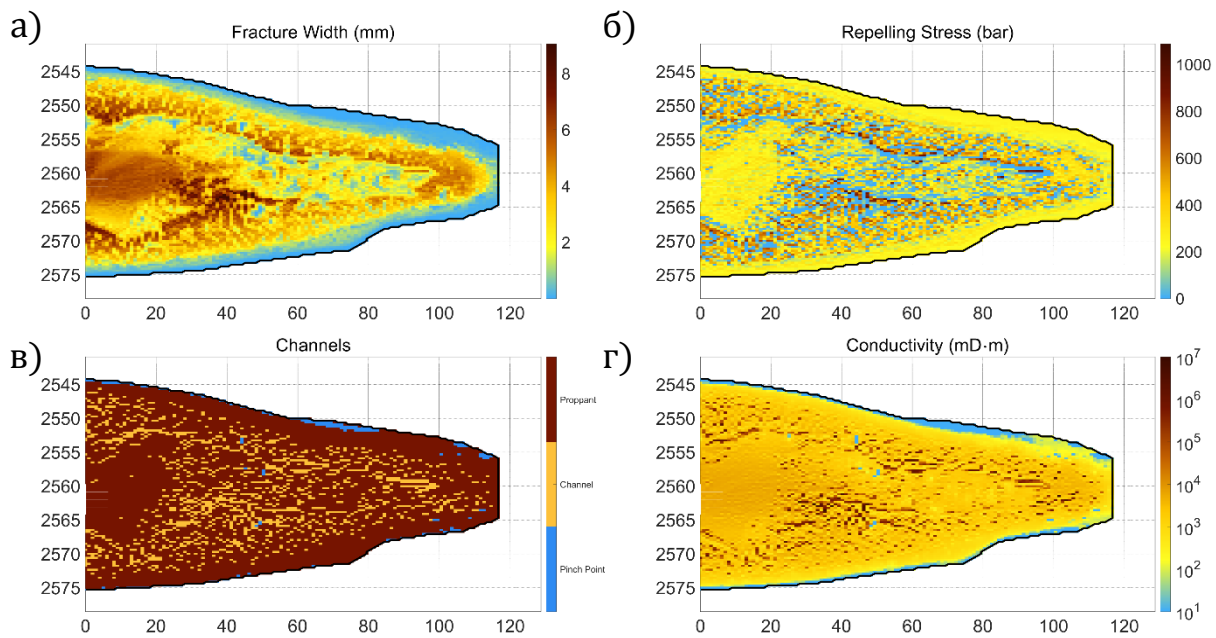


Рис. 1. Распределение а) ширины трещины, б) напряжений, в) каналов и г) проводимости трещины, полученные в результате работы модуля

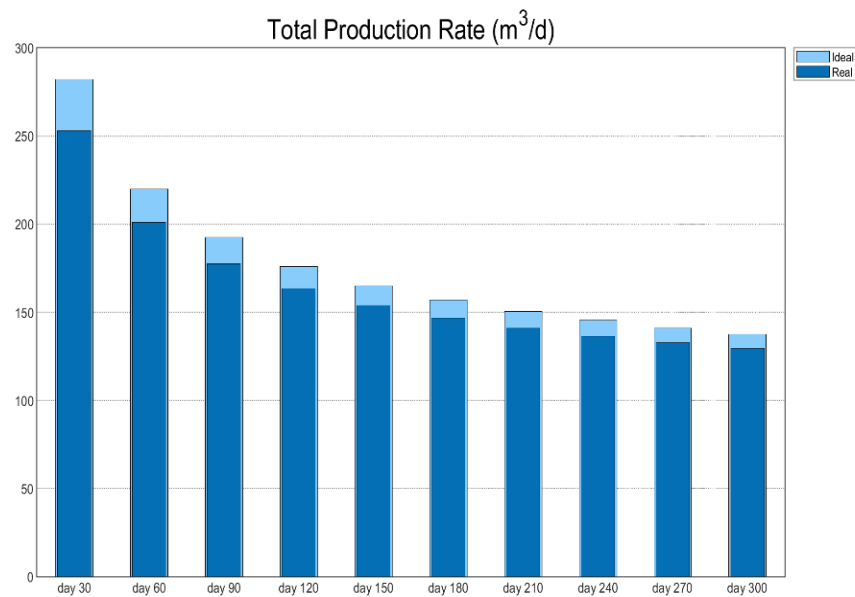


Рис. 2. Пример продуктивности в зависимости от времени. Ideal – для идеально проводимой трещины, Real – для полученного распределения проводимости

Литература

1. Velikanov I. [et al.]. 2018. New Fracture Hydrodynamics and In-Situ Kinetics Model Supports Comprehensive Hydraulic Fracture Simulation // Paper presented at SPE EUROPEC featured at the 80th EAGE Conference and Exhibition, Copenhagen, Denmark, 11–14 June.
2. Chuprakov D. and Ipatova A. 2020. A Model for Elastic Fracture Closure on Heterogeneous Distribution of Compressible Solids and Etched Walls // Eng. Fract. Mech. 233.
3. Chuprakov D., Bekerev I., and Iuldasheva A. 2020. Productivity of Hydraulic Fractures with Heterogeneous Proppant Placement and Acid Etched Walls // Appl. Eng. Sci. 3: 100018.

Скачок напряжений в слоистой трансверсально-изотропной среде

Молокоедов А. С.

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Работа посвящена проблеме оценки напряжений в слоистых средах в применении к нетрадиционным коллекторам углеводородов. Задача оценки напряжений в массивах горных пород является актуальной для решения множества задач геомеханики месторождений. Существуют различные подходы к оценке напряжений в массивах горных пород, среди которых можно выделить подход, основанный на рассмотрении массива как слоистой упругой среды, подверженной действию внутренних напряжений. Рассматривалась задача о напряженно-деформированном состоянии слоистой линейно-упругой среды в предположении о том, что соседние слои жёстко связаны. Как было показано в работе [1], распределение напряжений, действующих в слоистой упругой среде, каждый слой которой изотропен, может быть определено аналитически, если известны упругие модули, характеризующие каждый слой, и два независимых напряжения, действующие в одном из слоев. Основой для такой реконструкции является требование непрерывности вектора смещения при переходе через интерфейс между слоями:

$$\begin{cases} \varepsilon_x^1 = \varepsilon_x^2 \\ \varepsilon_y^1 = \varepsilon_y^2 \end{cases}$$

Тогда для напряжений:

$$\begin{pmatrix} \sigma_x^2 \\ \sigma_y^2 \end{pmatrix} = \frac{E_2}{E_1} \frac{1}{1 - (\nu_2)^2} \begin{pmatrix} 1 - \nu_1 \nu_2 & \nu_2 - \nu_1 \\ \nu_2 - \nu_1 & 1 - \nu_1 \nu_2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_x^1 \\ \sigma_y^1 \end{pmatrix} + \frac{\nu_2 E_1 - \nu_1 E_2}{(1 - (\nu_2)^2) E_1} \sigma_z \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \end{pmatrix}$$

Данная работа посвящена обобщению результатов, полученных в работе [1], на случай, при котором один или несколько слоев упругой среды является трансверсально изотропным. Продемонстрировано, что знание компонент тензора податливости в этом случае позволяет аналитически определить скачки компонент тензора напряжений при переходе через интерфейс между слоями:

$$\begin{pmatrix} \sigma_x^2 \\ \sigma_y^2 \end{pmatrix} = \frac{E_H}{E_I} \frac{1}{1 - (\nu_{12}^2)^2} \begin{pmatrix} 1 - \nu_1^1 \nu_{12}^2 & \nu_{12}^2 - \nu_1^1 \\ \nu_{12}^2 - \nu_1^1 & 1 - \nu_1^1 \nu_{12}^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_x^1 \\ \sigma_y^1 \end{pmatrix} + \frac{E_H \sigma_z}{1 - (\nu_{12}^2)^2} \left(\frac{\nu_{31}^2}{E_V} - \frac{\nu_1^1}{E_1} \right) \begin{pmatrix} 1 + \nu_{12}^2 \\ 1 + \nu_{12}^2 \end{pmatrix}$$

Матрица податливости:

$$\begin{pmatrix} 1/E_H & -\nu_{12}/E_H & -\nu_{31}/E_V & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_H & 1/E_H & -\nu_{31}/E_H & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{31}/E_V & -\nu_{31}/E_H & 1/E_H & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2(1 + \nu_{12})/E_H \end{pmatrix}$$

Отмечено, что случай слоистой среды с изотропными слоями является частным случаем рассмотренной задачи. Исследовано влияние степени выраженности анизотропии на величину скачка напряжений. Также, рассмотрен случай, когда рассматриваемые слои не параллельны, в этом случае напряжения выражаются следующим образом:

$$\begin{pmatrix} \sigma_x^2 \\ \sigma_y^2 \end{pmatrix} = \frac{1}{E_1} \frac{1}{ad - cd} \begin{pmatrix} d & -b \\ -c & a \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & -\nu_1^1 \\ -\nu_1^1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_x^1 \\ \sigma_y^1 \end{pmatrix} + \frac{1}{ad - cd} \begin{pmatrix} d & -b \\ -c & a \end{pmatrix} \begin{pmatrix} e \\ f \end{pmatrix} \sigma_V$$

где a, b, c, d, e, f – некие выражения, полученные в работе, в результате преобразования матрицы податливости при переходе к новому базису.

$$\text{(Например: } a = \left(\frac{1 - \nu_{12} \sin 2\alpha}{E_H} \cos \beta - \frac{-\nu_{31} (\cos \alpha + \sin \alpha)}{E_V} \sin \beta \right) (\cos \beta - \sin \beta) \text{)}$$

Полученные в работе результаты могут быть использованы для реконструкции напряжений в слоистых средах с трансверсально изотропными упругими слоями по точечным измерениям напряжений. В частности, данные результаты позволяют определить скачки напряжений в часто встречающемся при разработке и освоении нетрадиционных коллекторов углеводородов: при переходе из изотропных пород, находящихся над насыщенными коллекторами к трансверсально изотропным породам, слагающим сами коллектора. Рассчитанные таким образом напряжения могут быть использованы для решения задач устойчивости ствола скважин для снижения рисков при бурении.

Литература

1. Дубиня Н.В., Галыбин А.Н. О распределении напряжений в слоистом массиве горных пород // Физика Земли. 2018. № 6. С. 106-116.

УДК 532.5

Распределение пропанта по кластерным перфорациям в горизонтальных скважинах

Д.В. Семенова

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Гидроразрыв пласта – эффективный способ воздействия на пласт для увеличения извлекаемых запасов. Гидроразрыв образуется под действием подаваемой в него под давлением смеси жидкости и пропанта. И одним из важных факторов является распределение пропанта по кластерным перфорациям в горизонтальных скважинах. Для этого необходимо определить концентрацию пропанта в прошедшей через перфорационные отверстия в пласт жидкости. Целью данной работы была разработка корреляции, которая может быть использована для прогнозирования концентрации пропанта в кластерной перфорации.

В качестве начальных данных были использованы результаты эксперимента, проведенного в Колорадской горной школе [1]. В эксперименте использовались два типа пропанта: пропант 20/40 меш (средний диаметр 0,635 мм, плотность 2650 кг/м³) и пропант 40/70 меш (средний диаметр 0,381 мм, плотность 2650 кг/м³). Испытания производились для трёх скоростей потока, и при разных введенных объёмных долях пропанта.

По данным о распределении концентраций пропанта по кластерным перфорациям для первой и второй кластерных перфораций были вычислены следующие величины:

Re – число Рейнольдса для трубы,

C – концентрация пропанта в кластерной перфорации, кг/м³,

C_0 – концентрация пропанта в трубе перед кластерной перфорацией, кг/м³,

Q – расход жидкости в кластерной перфорации, м³/с,

Q_0 – расход жидкости в трубе перед кластерной перфорацией, м³/с.

$$Re = \frac{4Q}{\pi \nu D}, \quad (1)$$

где ν – кинематическая вязкость, $\nu = 1,006 \cdot 10^{-6}$ м²/с для воды при температуре 20 °С,

D – диаметр трубы, $D = 0,0381$ м.

Причем, при различных закачках расход в трубе после первой кластерной перфорации уменьшается на треть. Концентрация пропанта в трубе перед второй кластерной перфорацией C_0 высчитывалась как среднее между концентрациями во второй и третьей кластерными перфорациями.

Концентрация пропанта в кластерной перфорации искалась в следующем виде:

$$C_{расч} = C_0 \left(\frac{Q}{Q_0} \right)^{aC_0+b} \quad (9)$$

где a, b – коэффициенты линейной регрессии, зависящие от числа Рейнольдса.

Данная корреляция с высокой точностью прогнозирует концентрацию пропанта в кластерной перфорации (рис. 1). Точечная диаграмма зависимости коэффициентов a, b линейной регрессии от числа Рейнольдса Re представлена на рисунке 2.

В этой работе была разработана прогностическая корреляция на основе экспериментальных результатов переноса пропанта. Данные были получены в результате проведения экспериментальных испытаний песка 20/40 меш и 40/70 меш при различных концентрациях. Полученная корреляция имеет высокую точность и может быть использована для вычисления концентрации пропанта в кластерной перфорации.

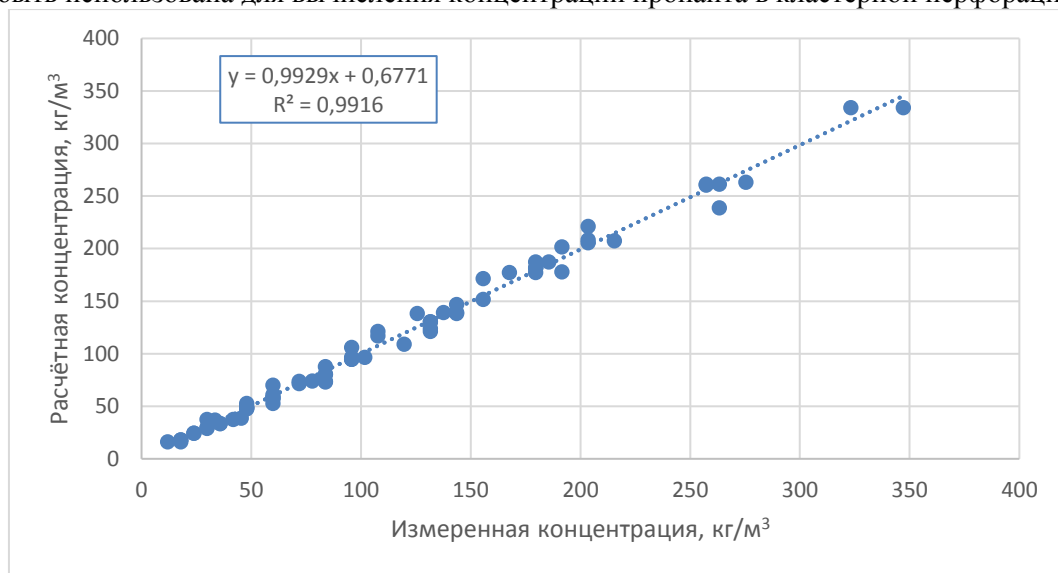


Рис. 1. График «Измеренная концентрация – Расчётная концентрация»

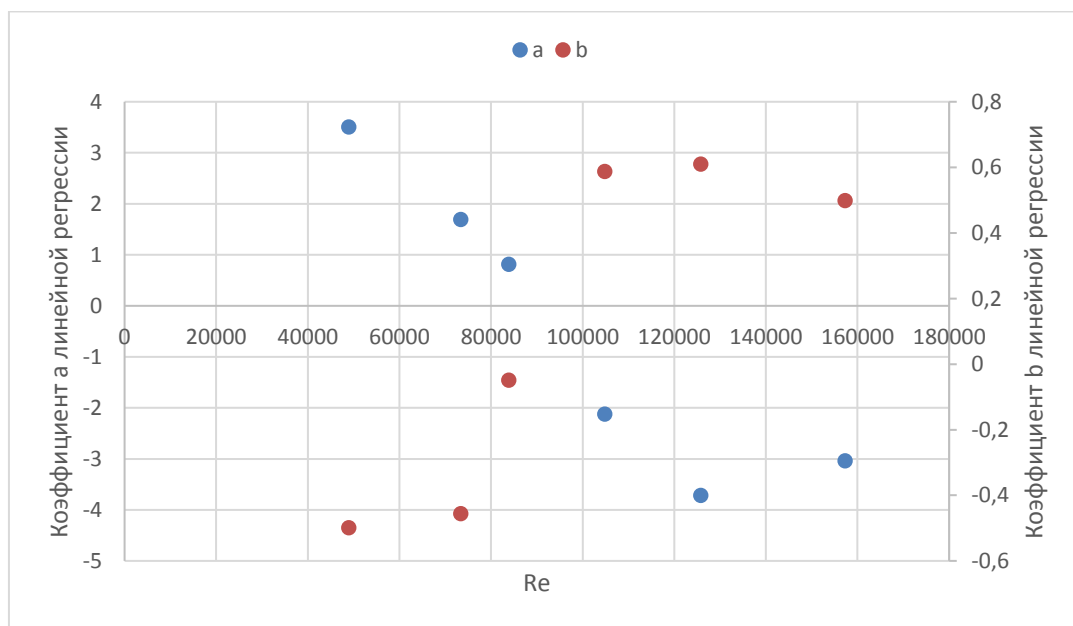


Рис. 2. Диаграмма коэффициентов линейной регрессии

Литература

1. Faraj A. Ahmad, Jennifer L. Miskimins. New Experimental Correlations to Predict Proppant Distribution Between Perforation Clusters Using Low Viscosity Fluids in a Horizontal Wellbore // Society of Petroleum Engineers. 2020. Vol. 22. doi: 10.2118/201452-MS.

УДК 53.09

Систематические и программные ошибки при измерении электрохимических шумов химических источников тока цифровым нановольтметром

А.Г. Попов^{1,2}, Н.В.Еремин², Г.Н.Суценья², Н.А.Мозговой², В.А.Пиджаков²

¹ Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)»

² Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики»

Существующая в настоящее время необходимость в новых эффективных методах неразрушающего контроля химических источников тока (ХИТ) стимулировала исследования динамики изменения уровня электрохимических шумов по мере разряда ХИТ [1]. Для диагностики состояния ХИТ в ряде работ было предложено измерять и анализировать флуктуации их напряжения [2-4]. Для получения достоверных данных об электрохимических шумах источника тока необходимо обеспечить высокую точность измерений флуктуаций напряжения ХИТ на фоне на шесть-семь порядков превосходящего их постоянного сигнала. При этом необходимо использовать либо приборы с низким уровнем собственных шумов, либо использовать методику т.н. «антипоследовательного» включения двух однотипных ХИТ [5]. Для решения данных задач используются как специально созданные измерительные комплексы [4, 5], так и коммерческие измерительные приборы [6].

В настоящей работе нами предложена методика проведения измерений флуктуаций напряжения до 1 мкВ при помощи цифрового нановольтметра Tektronix Keithley 2182A.

Для данного прибора на языках C++ и MATLAB был разработан программный комплекс, с помощью которого выполнено сравнение различных способов измерений напряжения в экспериментах по изучению динамики изменения уровня шумов напряжения при разряде ХИТ.

Фурье-анализ полученных данных показал, что в измеренных с помощью нановольтметра Keithley 2182A частотных спектрах флуктуаций напряжения могут проявляться пики, локализованные в области частот 3...4 Гц (см. рис.1). Следует отметить, что аналогичное поведение шумов наблюдалось в работе [7]. Как показали наши исследования, появление этих пиков связано с организацией обращения из программной среды персонального компьютера через последовательный порт RS-232 к нановольтметру и зависит от того, производится ли считывание одиночных данных или заполнение и передача внутреннего буфера устройства.

На основе полученных данных предложена методика устранения программных ошибок и приведены рекомендации по настройке прибора для проведения измерений электрохимических шумов в различных областях частот.

Рассмотрены проблемы влияния термоэлектрических эффектов на измерение напряжения и даны предложения по уменьшению их вклада в систематические ошибки результатов измерений.

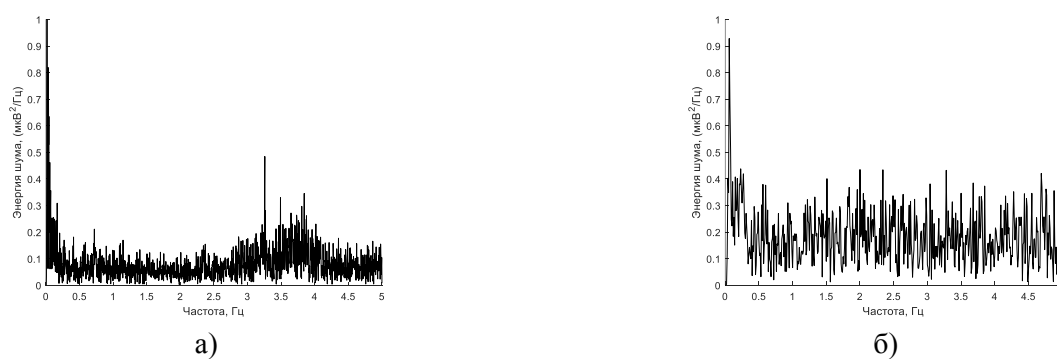


Рис. 1. Спектр шума напряжения аккумулятора Policell LP 383450 во время разряда, измеренный нановольтметром Keithley 2182A путем единичных запросов (а) и с помощью буфера (б)

Литература

1. *Astafev E.*, Electrochemical noise measurement methodologies of chemical power sources // *Instrum. Sci. Technol.* (published online).
2. *Петренко Е.М., Луковцев В.П.* Диагностика первичных химических источников тока методом шумовой спектроскопии с использованием преобразования Фурье // *Электрохимическая энергетика*. 2018. Т. 18, № 2. С. 84–90.
3. *Петренко Е.М., Луковцев В.П., Петренко М.С.* Диагностика первичных химических источников тока методом шумовой спектроскопии с использованием вейвлет-анализа // *Электрохимическая энергетика*. 2018. Т. 18, № 2. С. 77-83
4. *Бобов К.Н., Кубанцев И.С., Луковцев В.П., Петренко Е.М.* Диагностика состояния химических источников тока методом шумовой спектроскопии // *Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук*. 2016. Т. 12 С. 16–18.
5. *Astafev E.*, The instrument for electrochemical noise measurement of chemical power sources // *Rev. Sci. Instrum.* 2019. 90, 025104.
6. *Martemianov S., Adiutantov N., Evdokimov Yu.K., Madier L., Maillard F., Thomas A.*, New methodology of electrochemical noise analysis and applications for commercial Li-ion batteries // *J. Solid State Electrochem.* 2015. 19, 2803–2810.
7. *Maillard F., Thomas A., Adiutantov N., Lagonotte P.*, Measurements and Signal Processing of Li-ion Electrochemical Noise // *Conference Paper*, October 2015, DOI: 10.13140/RG.2.1.3448.1368

УДК 53.09

Спектроскопия электрохимического импеданса литиевых источников тока

А.Г. Попов^{1,2}, Н.В.Еремин², Н.А.Мозговой², В.А.Пиджаков²

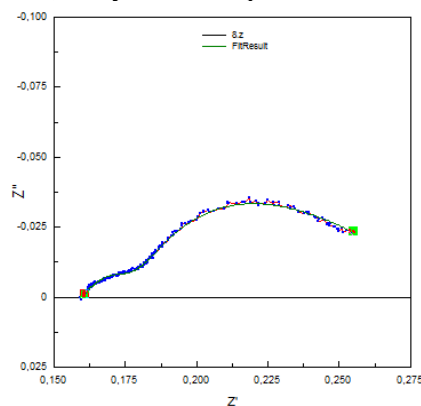
¹ Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)»

² Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики»

С целью определения наиболее чувствительных к изменению уровня заряда параметров ХИТ и уточнения используемых схем замещения проведены измерения импеданса литий-ионных аккумуляторов и ионисторов. Измерения проводились при помощи потенциостата/гальваностата PARSTAT 4000 в области частот 0,1÷2000 Гц при различных уровнях заряда элементов. При уменьшении уровня заряда для всех типов ХИТ наблюдалось увеличение модуля импеданса, что подтверждает закономерность, отмеченную в работах [1–3].

На основе полученных годографов импеданса ХИТ составлены эквивалентные цепи, описывающие отклик элемента на переменное напряжение. Пример эквивалентной цепи, составленной для аккумулятора Policell LP 703450 емкостью 1300 mAh, приведен на рис.1. Получено, что для исследуемых аккумуляторов и ионисторов большой емкости (ТАЮ YUDEN LIC254RS3R8277, $C = 250$ Ф) эквивалентная схема замещения содержит два RC-контура. Для ионисторов малой емкости (Gold Cap, $C = 50$ Ф) эквивалентная цепь описывается одним RC-контуром. Исследование комплексного сопротивления данных ионисторов показало, что основной вклад в снижение сопротивления дает уменьшение внутренней емкости элемента.

Подтверждено существование двух экспоненциальных кривых при импульсном разряде аккумуляторов и ионисторов большой емкости и одной кривой разряда для ионисторов малой емкости. Постоянные разряда, рассчитанные исходя из параметров эквивалентной схемы для разных уровней заряженности элементов, согласуются с результатами, полученными ранее методом разрядных импульсов [4].



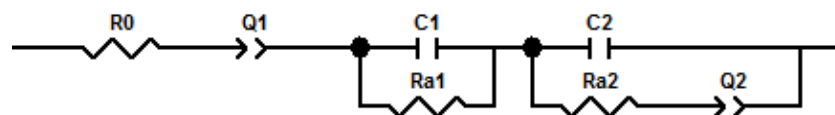


Рис. 1. Эквивалентная схема замещения и результаты аппроксимации импеданса аккумулятора Policell LP 703450 при уровне заряда 40%, где

R_0 – омическое сопротивление;
 R_{a1} , R_{a2} – активные сопротивления;
 $C_{1,2}$ – емкости двойного слоя электрод-электролит;
 $Q_{1,2}$ – элементы с постоянным сдвигом фаз.

Литература

1. *Meddings N. [et al.]*. Application of electrochemical impedance spectroscopy to commercial Li-ion cells: A review // *Journal of Power Sources*. 2020. V. 480, 228742, ISSN 0378-7753.
2. *Woosung Choi, Heon-Cheol Shin, Ji Man Kim, Jae-Young Choi, Won-Sub Yoon*, Modeling and Applications of Electrochemical Impedance Spectroscopy (EIS) for Lithium-ion Batteries // *Journal of Electrochemical Science and Technology*, 2020. V. 11(1). P. 1-13.
3. *Babaeiyazdi I., Rezaei-Zare A., Shokrzadeh S.*, State of charge prediction of EV Li-ion batteries using EIS: A machine learning approach // *Energy*. 2021. V. 223. 120116.
4. *Попов А.Г., Еремин Н.В., Мозговой Н.А., Чибисов А.В.* Исследование и диагностика химических источников тока методом электрохимических шумов // *Труды МФТИ*. 2020. Т. 12, № 4. С. 128-137.

УДК 621.396.946

Математическая модель информационного канала связи глобальной системы ретрансляции

Р.Р. Талипов^{1,2}, С.А. Алексеев²

¹«Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)»

²Федеральное государственное унитарное предприятие
«Центральный научно-исследовательский институт химии и механики»

Бюджет радиолинии глобальных систем ретрансляции прямым образом влияет на энергетические и массогабаритные характеристики аппаратуры, которые определяют область её применимости [1]. Моделирование информационных каналов связи таких систем позволяет решить задачу определения требуемых технических характеристик на этапе проектирования [2].

В докладе рассматривается модель информационного канала глобальной системы ретрансляции, учитывающая затухание сигналов при распространении, характеристики антенных систем, методы модуляции и кодирования.

Представленная модель позволяет производить расчёт параметров канала, а также оптимизацию характеристик аппаратуры.

Литература

1. *Elbert B.R.* The Satellite Communication Applications Handbook. Artech House, Inc, 2004.
2. *Wyatt-Millington R.A., Sheriff R.E., Hu Y.F.* Performance Analysis of Satellite Payload Architectures for Mobile Services // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 43, Jan 2007. pp. 197-213.

**Разработка методов испытаний состояния заряда химических источников тока
в контролируемых условиях**

Г.Н. Сущеня¹, Н.В.Еремин¹, А.Г. Попов^{1,2}, Н.А.Мозговой¹, В.А.Пиджаков¹

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики»

²Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)»

Представлено описание методики измерения состояния заряда химических источников тока посредством создания и размещения на общей печатной плате нескольких измерительных модулей с разными способами измерения и помещение данной платы в клетку Фарадея.

Анализ публикаций [1–4] показал, что существующие системы измерения состояния заряда химических источников тока не обеспечивают точную повторяемость условий измерения, так как каждый способ измерения проводится с разными внешними условиями и использованием измерительных приборов, представляющих собой «чёрный ящик», не обеспечивая прозрачность и контроль над каждым шагом измерения.

В работе авторами показано, что благодаря расположению на одной печатной плате всех измерительных модулей с установленными датчиками температуры в каждом модуле, а также выводами для подключения внешних датчиков контроля температуры батареи, разработанное устройство демонстрирует лучшую повторяемость и прозрачность всех измерений. Испытания устройства проводятся посредством помещения его и исследуемого элемента в клетку Фарадея. Клетка Фарадея выполнена в виде металлического ящика с крышкой, имеющей шину заземления. Благодаря тому, что ящик плотно закрывается, а на устройстве размещены датчики температуры, существенно уменьшается влияние внешних факторов на измерения.

В ходе работы авторами спроектирована печатная плата с измерительными модулями в САПР «Altium Designer», приведены её основные характеристики и интерфейс подключения к ПК.

Литература

1. *Murnane M., Ghazel A.* A Closer Look at State of Charge (SOC) and State of Health (SOH) Estimation Techniques for Batteries. 2017.
2. *Bentley P., Bhangu B.S., Bingham C.M., Stone D.A.* Nonlinear Observers for Predicting State-of-Charge and State-of-Health of Lead-Acid Batteries for Hybrid-Electric Vehicles. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2005.
3. *Chen Yi-Ping, Chin-Sien Moo, Kong Soon Ng, Yao-Ching Hsieh* Enhanced Coulomb Counting Method for Estimating State-of-Charge and State-of-Health of Lithium-ion Batteries. Journal of Applied Energy, 2009.
4. *Fang Lijin, Fei Zhang, Guangjun Liu.* A Battery State-of-Charge Estimation Method with Extended Kalman Filter. IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, 2008.

**Исследование оптимального режима работы нагревателя аккумуляторной батареи
при быстром термоциклировании**

А.В.Чибисов, Н.А.Мозговой, В.А.Пиджаков

Федеральное государственное унитарное предприятие

«Центральный научно-исследовательский институт химии и механики»

Одной из основных проблем современных автономных устройств радиоэлектроники, работающих в условиях быстро повторяющихся прогнозируемых изменений температуры (термоциклирования), является постоянное изменение их функциональных характеристик, требующее создания систем термокомпенсации. Одновременно с этим при термоциклировании, особенно при отрицательных температурах, наблюдаются значительные флуктуации питающего напряжения, что также отрицательно влияет на выходные характеристики радиоэлектронных устройств [1, 2].

Анализ публикаций [1–4] показал, что стандартные системы термокомпенсации аккумуляторных батарей, работающие по позиционному закону («пороговым» значениям) не обеспечивают необходимый

для стабильной работы диапазон изменения температур из-за тепловой инерции, обусловленной теплоёмкостью самой аккумуляторной батареи и её окружения.

Закон ПИД-регулирования обеспечивает более высокую точность поддержания температуры, однако требует ручной подстройки коэффициентов по результатам измерений реальных значений температуры, что зачастую неприемлемо.

Следующий шаг в теории управления – это адаптивные методы регулирования, позволяющие автоматически изменять закон управления в зависимости от входных данных. Созданию системы термокомпенсации для питающих автономные радиоэлектронные устройства аккумуляторных батарей на основе таких методов посвящена данная работа.

Литература

1. *Hengeveld D.W., Braun J.E., Groll E.A., Williams A.D.* Review of Modern Spacecraft Thermal Control Technologies and Their Application to Next-Generation Buildings // Intern. High Perform. Buildings Conf. at Pardue (2010) Paper № 3440, 8 p.
2. *Carlisle C., Webb E.H.* Space Technology 5 - A Successful Micro-Satellite Constellation Mission // 21st Annual AIAA Conference on Small Satellites, Paper № SSC07-VII-6, 2007
3. *Williams A.D. [et al.].* Thermal Control Subsystem Requirements and Challenges for a Responsive Satellite Bus // Proc. of SPIE (2009) v. 7330, p. 7330E-1–10.
4. *Мишура И.С., Мозговой Н.А., Чибисов А.В., Турков В.Е.* Системы терморегулирования на основе активных элементов. Труды 62-й Всероссийской научной конференции МФТИ, Москва, 2019

УДК 539.3

Условия устойчивости и неустойчивости гидростатического равновесия тяжелых неоднородных упругих систем

Е. И. Рыжак, С. В. Синюхина

Институт физики Земли им. О.Ю. Шмидта РАН, Москва.

В работе энергетическим методом [1, 2] теоретически исследуется устойчивость неоднородной упругой системы, находящейся в гидростатическом равновесии в поле силы тяжести (рис. 1). Неоднородность имеет форму непрерывной стратификации плотности и упругих свойств в направлении действия силы тяжести. Полученные аналитические выражения как для необходимого, так и для достаточного условия устойчивости [3, 4], характеризуют стабилизирующее влияние сдвиговой жесткости материала на устойчивость системы. При стремлении сдвиговой жесткости к нулю каждое из условий переходит в полученное авторами ранее [5, 6] необходимое и достаточное условие устойчивости для сжимаемых жидкостей (имеющих нулевую сдвиговую жесткость).

В случае необходимого условия устойчивости (нарушение которого является достаточным условием неустойчивости) проанализировано влияние на критические значения сдвиговых жесткостей как горизонтальных размеров области, занимаемой системой, так и толщины слоя, где было бы нарушено условие устойчивости для соответствующей сжимаемой жидкости.

Очевидно, что устойчивость соответствующей жидкости (т.е. среды с нулевой сдвиговой жесткостью) влечет за собой заведомую устойчивость среды с ненулевой сдвиговой жесткостью. С точки зрения анализа устойчивости интерес представляет случай, когда соответствующая среда с нулевой сдвиговой жесткостью неустойчива, а при наличии сдвиговой жесткости имеет место устойчивость (стабилизирующее влияние сдвиговой жесткости). Ответ на вопрос, при каких значениях сдвиговой жесткости это имеет место, дает полученное достаточное условие устойчивости.

С учетом того, что сдвиговая жесткость среды под влиянием тех или иных факторов может уменьшаться, возникает вопрос об определении критического значения сдвиговой жесткости (т.е. такого ненулевого значения, при котором система перестает быть устойчивой). Точного критического значения найти не удастся, однако для него в работе получены строгие оценки снизу.

Подчеркнем следующее: несмотря на то, что полученное необходимое условие устойчивости сильно отличается от полученного достаточного условия, эти условия при стремлении всех сдвиговых жесткостей к нулю смыкаются друг с другом и в пределе сводятся к одному и тому же необходимому и достаточному условию устойчивости для жидкости.

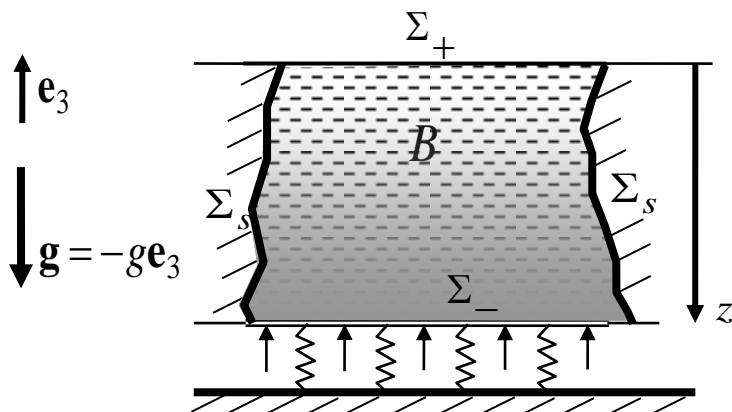


Рис. 1. Исследуемая механическая система

Литература

1. Knops R.J, Wilkes E.W. Theory of elastic stability. Handbuch der Physik. V.6a/3.1973. Berlin : Springer – Verlag.
2. Hill R. On uniqueness and stability in the theory of finite elastic strain // J. Mech. Phys. Solids. 1957. V. 5. P. 229–241.

3. Рыжак Е.И., Синюхина С.В. Об устойчивости стратифицированных упругих геосистем в поле силы тяжести // Доклады Академии наук (Геофизика). 2019. Т. 489, № 3. С. 298–302.
4. Рыжак Е.И., Синюхина С.В. О неустойчивых изостатических стратификациях тяжелых геомассивов // Доклады Российской академии наук. Науки о Земле. 2021. Том 500, № 1. С. 53–57.
5. Мухамедиев Ш.А., Рыжак Е.И., Синюхина С.В. Об устойчивости двуслойной системы неоднородных тяжелых сжимаемых жидкостей // Прикладная математика и механика. 2016. Т. 80. Вып. 3. С. 375–385.
6. Ryzhak E.I., Mukhamediev Sh.A., Sinyukhina S.V. Conditions of stability and instability for a pair of arbitrarily stratified compressible fluids in an arbitrary non-uniform gravity field // International Journal of Non-Linear Mechanics. 2017. V. 96 c. P. 36–45. DOI: 10.1016/j.ijnonlinmec.2017.08.002

УДК 629.7.015.7

Изменение углов атаки и крена перемещением центра масс летательного аппарата

Е.А. Михайлов, В.Б. Федоров

Южно-Уральский государственный университет

В работе исследуется влияние перемещения центра масс (ЦМ) осесимметричного летательного аппарата (ЛА) конической формы на изменения углов атаки и крена с учетом ограничений на величины максимальных перемещений ЦМ и скоростей перемещения ЦМ. Предложены законы перемещения ЦМ для установки ЛА на необходимые углы атаки и крена.

Рассмотрим влияние перемещения ЦМ ЛА вдоль оси y_o системы координат x_o, y_o, z_o с началом в ЦМ, и осями параллельными осям симметрии ЛА x, y, z (рис. 1).

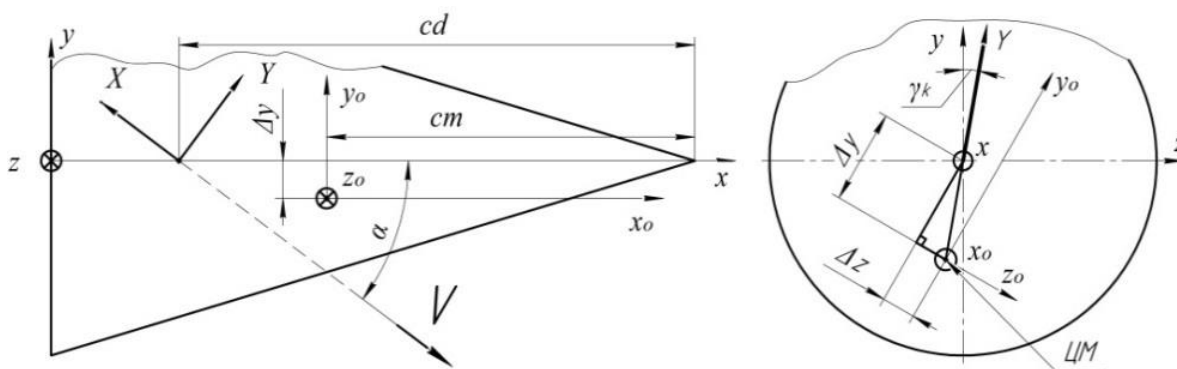


Рис. 1. Расчетные схема для определения углов атаки α и крена γ

Уравнение вращательного движения ЛА относительно оси z_o имеет вид

$$\varepsilon_i = -(cd - cm) \left[(C_y^i \cos \alpha_i + C_x^i \sin \alpha_i) + \Delta y_i (C_y^i \sin \alpha_i - C_x^i \cos \alpha_i) + m_{z_o}^{\omega} \cdot \omega_i l / V \right] qS / I_{z_o}, \quad (1)$$

где ε_i – угловое ускорение относительно оси z_o ; cd – координата центра давления (ЦД) и cm – координата ЦМ от носка вдоль оси x_o ; C_y^i – коэффициент подъемной силы; C_x^i – коэффициент лобового сопротивления; $m_{z_o}^{\omega}$ – коэффициент демпфирующего момента относительно оси z_o ; l – длина ЛА; V – скорость полета ЛА; ω_i – угловая скорость ЛА относительно оси z_o ; q – скоростной напор; S – площадь миделя; I_{z_o} – момент инерции ЛА относительно оси z_o ; Δy_i – перемещение ЦМ вдоль оси y_o , заданное законом (рис. 2а):

$$\Delta y_i = at_i + k\omega_i / V, \quad (2)$$

где a и k подбираются так, чтобы $V_{\Delta y}^i = \Delta y_i / dt \leq V_{\Delta y}^{\max}$ – максимальная скорость, $\Delta y_i \leq \Delta y_{\max}$ – максимальное перемещение ЦМ вдоль оси y_o , dt – шаг по времени. Такой закон позволяет избежать колебаний ЛА по углу α_i , возникающих при $\Delta y_i = at_i$ (рис. 2б). На рис. 2в показан график изменения α_i для смещения Δy_i по закону (2).

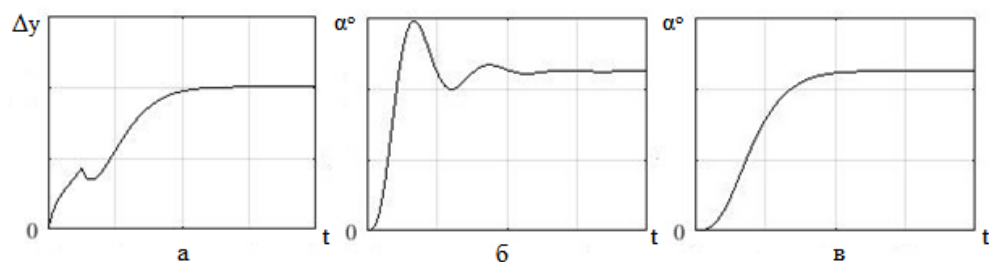


Рис. 2. а – перемещение Δy_i ; б – угол атаки α_i ($\Delta y_i = at_i$); в – угол атаки α_i ($\Delta y_i = at_i + k\omega_i / V$)

Анализ выявил, что имеется линейная зависимость балансировочного угла атаки α_k от максимально возможного перемещения ЦМ Δy_{\max} :

$$\alpha_k(\Delta y_{\max}) = b \cdot \Delta y_{\max}. \quad (3)$$

Движение ЛА по крену предлагается описывать уравнением, имеющим вид

$$\varepsilon_\gamma^i = C_\gamma \cdot q \cdot S \cdot yz_i \cdot \sin(\pi(\gamma_i - \gamma_k) / 180) / I_{x_o}, \quad (4)$$

где I_{x_o} – момент инерции ЛА относительно оси x_o ; $yz_i = \sqrt{\Delta z_i^2 + \Delta y_i^2}$ – расстояние от ЦД до ЦМ в плоскости $y_o z_o$; $\gamma_k^i = \text{atan}(\Delta z_i / \Delta y_i)$ – угол положения равновесия по крену.

Для поворота ЛА на необходимый угол крена предлагается смещать ЦМ в направлении оси z_o не мгновенно, в отличие от работ [1, 2], а по закону (рис. 2):

$$\begin{cases} \Delta z_i = V_{\Delta z}^{\max} t_i, & t \in [0; t_1] \\ \Delta z_i = \Delta z_{\max} = \text{const}, & t \in [t_1; t_2] \end{cases}; \begin{cases} \Delta z_i = \Delta z_{\max} - k \cdot V_{\Delta z}^{\max} t_i, & t \in [t_2; t_3] \\ \Delta z_i = \Delta z_{t_3} + k \cdot V_{\Delta z}^{\max} t_i, & t \in [t_3; t_4] \end{cases}; \begin{cases} \Delta z_i = \Delta z_{i-1} = \text{const}, & t \in [t_4; t_5] \\ \Delta z_i = \Delta z_{t_5} - V_{\Delta z}^{\max} t_i, & t \in [t_5; t_6] \end{cases} \quad (5)$$

где k – параметр, подбираемый для достижения условия $\varepsilon_\gamma^{t_4} = 0$; $V_{\Delta z}^{\max} = \Delta z_{\max} / t_{\text{перем}}$ – максимальная скорость перемещения, Δz_{\max} – максимальное перемещение ЦМ вдоль оси z_o .

В случае, когда $t_2 = t_3$ и $t_4 = t_5$ ($\Delta t = t_3 - t_2 = t_5 - t_4 = 0$) ЛА за $t_{\text{пов}} = t_6$ повернется по крену на угол γ_k^1 – максимально возможный угол при минимальном времени поворота. Анализ показал: при $\gamma_k \in [\gamma_k^1; 90^\circ]$ имеется нелинейная зависимость $\gamma_k(\Delta t)$, аппроксимируемая полиномом:

$$\gamma_k(\Delta t) = a\Delta t^3 + b\Delta t^2 + c\Delta t + \gamma_k^1 \quad (6)$$

В диапазоне $\gamma_k \in [0; \gamma_k^1]$ (при этом $\Delta t = 0$) имеется линейная зависимость, имеющая вид:

$$\gamma_k^i(\Delta z_{\max}^i) = \Delta z_{\max}^i \cdot \gamma_k^1 / \Delta z_{\max}^1, \quad (7)$$

где Δz_{\max}^1 – максимально возможное перемещение ЦМ вдоль оси z_o , допустимое конструкцией.

Графики изменения угла крена γ , угловой скорости ω_γ и углового ускорения ε_γ ЛА со значением $\Delta t = 1$ с представлены на рис. 3.

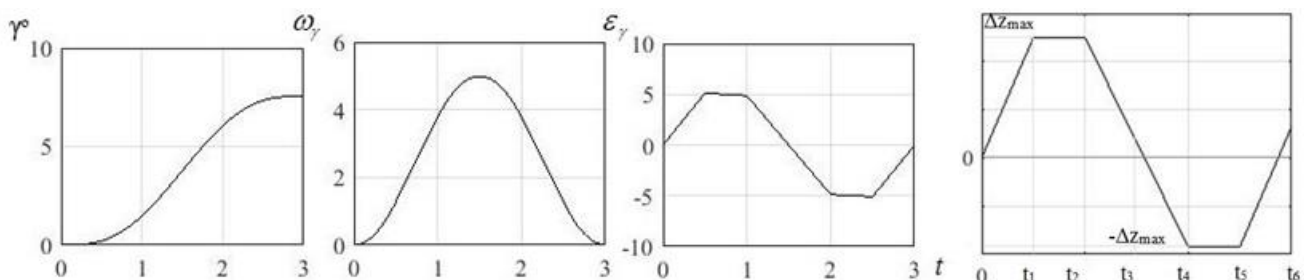


Рис. 3. Графики изменения γ , ω_γ , ε_γ ($\Delta t = 1$ с) и Δz_i

Таким образом, в данном исследовании выявлено влияние перемещения ЦМ осесимметричного ЛА на углы крена и атаки с учетом ограничений по величине максимально возможного перемещения ЦМ и скорости его перемещения. Для установления ЛА на балансировочный угол атаки предложен закон смещения ЦМ вдоль оси y_o , позволяющий избежать колебаний по углу атаки. Выявлена линейная зависимость балансировочного угла атаки от максимального перемещения ЦМ Δy_{\max} . Для установления равновесия ЛА по крену предложен закон смещения ЦМ вдоль оси z_o . Предложено изменять угол крена γ_k в диапазоне $\gamma_k \in [0; \gamma_k^1]$ меняя максимальное перемещение Δz_{\max}^i , а в диапазоне $\gamma_k \in [\gamma_k^1; 90^\circ]$ меняя время Δt .

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (государственное задание #FENU-2021-0014 (2021350ЛАБ)).

Литература

1. *Афанасьев В.А.* Пространственное управление беспилотным летательным аппаратом за счёт перемещения центра масс // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сборник трудов XIX Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Часть I. Самара, 15-17 июня 2016 г. – Самара: СНЦ РАН, 2017. С. 3-6.
2. *Афанасьев В.А.* Управление перемещением центра масс беспилотного летательного аппарата за назначенное время // Вестник технологического университета. 2016. Т.19, №14. С. 136–141.

УДК 519.622

Об улучшенном способе оценки погрешности метода Эверхарта

И.И. Фукин, А.А. Кузнецов, Н.А. Завьялова

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время наблюдается рост количества аппаратов в околоземном пространстве ввиду интереса разных компаний и государств в областях навигации, связи и дистанционного зондирования Земли. Следствием этого может стать большое число искусственных спутников различных группировок, из-за чего возникает проблема точного предсказания положений объектов на околоземных орбитах.

При интегрировании уравнений движения космических тел обращаются как к явным методам Рунге-Кутта, важным свойством которых является использование экстраполяции Ричардсона, так и к явным вложенным методам. Однако, зачастую предпочтение отдают именно неявным одношаговым методам – как правило, в реализации Эверхарта – ввиду их преимуществ перед вышеупомянутыми. Принципиально важным достоинством неявных методов является возможность повышения порядка точности посредством корректного подбора точек разбиения отрезка интегрирования. Это приводит к значительному выигрышу в скорости сходимости по сравнению с явными методами [1]. Тем не менее полным образом неисследованным является вопрос об оценке ошибки при вычислении методом Эверхарта.

Таким образом, целью работы стало усовершенствование интегратора Эверхарта – одного из неявных методов Рунге–Кутты – путём улучшения методики оценки локальной ошибки при вычислении на шаге.

В ранних реализациях предлагается находить локальную ошибку через полученные коэффициенты разложения правой части системы обыкновенных дифференциальных уравнений, причем норма ошибки определяется по последнему слагаемому в этом разложении [2], [3]. В предложенном авторами варианте оценка погрешности производится не в опоре на коэффициенты разложения, упомянутые выше, а путём неучета последней точки в разбиении шага интегрирования. Далее, ошибка находится как норма разности исходного решения и полученного при удалении точки коллокации, после чего следующий шаг интегрирования определяется аналогичным правилом Рунге.

В ходе тестирований и анализе методик показано, что предложенный авторами метод оценивания лучшим образом приближает значение ошибки к истинной. Этот факт означает, что авторский метод позволяет корректнее определять шаг интегрирования без ненужных вычислительных затрат и замедления кода по сравнению с ранними вариантами.

Литература

1. *Kuntzmann J.* Neuere entwicklungen der methode von runge und kutta // ZAMM-Journal of Applied Mathematics and Mechanics/Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik. 1961. V. 41, N S1. P. T28-T31.
2. *Авдошнев В.А.* [и др.]/ Численное моделирование орбит небесных тел. – 2015.
3. *Бордовицына Т.В.* [и др.]/ Теория движения искусственных спутников Земли: аналитические и численные методы: учебное пособие: [для студентов вузов по специальности 011501" Астрономия" и вариативной компонентой основной образовательной программы по направлению 030302" Физика и астрономия"]. 2016.

Исследование влияния каверн на эффективную проницаемость пористой среды, чувствительной к напряженно-деформированному состоянию пласта

А.А. Быков, А.А. Бычков

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Введение

Сокращение запасов месторождений с традиционным типом коллекторов приводит к необходимости разрабатывать месторождения с более сложной структурой и фильтрационно-емкостными свойствами пласта. Таким образом, возникает необходимость построения новых более точных физико-математических моделей, описывающих процесс фильтрации флюида в подобных коллекторах. Одним из таких типов коллекторов является чувствительная к напряженно-деформированному состоянию (НДС) матрица. Данная особенность обусловлена структурой коллектора на микроуровне, однако, на НДС пласта могут влиять макроскопические неоднородности. Примером таких неоднородностей являются каверны – пустоты различной формы и размеров. Поскольку каверны могут иметь размеры? сравнимые с размерами кернов, используемых в лабораторных испытаниях или даже значительно превышать их размеры, то возникает необходимость учитывать влияние каверн на фильтрационно-емкостные свойства (ФЕС) породы в масштабе много больших размера каверн. В простейшем случае для определения проницаемости такой породы могут быть использованы формулы для определения эффективной проводимости среды с включениями, полученные для задач электростатики (например, [1–3]).

Однако в случае, когда НДС пласта влияет на проницаемость матрицы, данный подход может оказаться недостаточно точным. Поле напряжения может сильно меняться в окрестности каверны на расстояниях, сравнимых с её размером. При этом в матрице могут возникать как сжимающие напряжения, так и растягивающие. Такая особенность может привести к более сложному поведению проницаемости при изменении НДС пласта вследствие закачки или откачки флюида.

В данной работе на основе численных экспериментов сделана оценка вклада каверн в изменение проницаемости матрицы вследствие возмущения НДС пласта.

Поскольку в лабораторных испытаниях нагружение керна осуществляется, как правило, специфическим образом (одноосное или трехосное в котором два главных напряжения одинаковы), возникает проблема определения проницаемости в произвольном случае, когда главные напряжения не равны между собой, а лабораторных данных для трехосного напряжения не имеется. Однако, судя по данным экспериментов по измерению проницаемости в случае трех-осного нагружения [4] с хорошим приближением, можно

считать, что проницаемость определяется только инвариантом
$$Inv = \frac{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3}{3} - \alpha p, \sigma_i - \text{главные напряжения, } \alpha - \text{коэффициент Био, } p - \text{поровое давление, который можно назвать «эффективным напряжением» матрицы.}$$

Таким образом, если в эксперименте керн нагружался одним способом, а в пластовых условиях НДС другое, однако Inv равны в обоих случаях, то полагаем, что проницаемости также будут равны.

Для оценки снизу величины изменения эффективной проницаемости матрицы полагалось, что в случае если проницаемость Inv меньше некоторого критического значения Inv_0 , то она постоянна, при этом величина $K/K_0 = 1$, K_0 – референсное значение проницаемости при НДС пласта, соответствующего Inv_0 , хотя данная величина может принимать большие значения. Также в случае, когда изменение проницаемости в тех точках матрицы вокруг каверны где $Inv < 0$, когда возможно образование трещин (прочность материалов на разрыв, как правило, меньше прочности на сжатие), также не учитывалось их влияние.

Численный эксперимент

В численном эксперименте моделировалась фильтрация вдоль пороупругого цилиндрического тела со сферической высокопроницаемой каверной. При этом в однородном случае (матрица без включений) зависимость проницаемости тела при всестороннем сжатии воспроизводила лабораторную зависимость проницаемости от величины Inv . Модуль Юнга материала каверны был взят на 4 порядка меньшим, чем у окружающей матрицы. В эксперименте нагружалась только боковая поверхность тела. Диаметр каверны был взят равным 5 см.

Известно, что включение с проницаемостью, отличающейся от проницаемости окружающей его среды, приводит к возмущению поля давления в матрице. Это возмущение имеет вид поля диполя с моментом, прямо пропорциональным градиенту давления в месте расположения каверны. Для устранения возможного влияния возмущения на НДС пороупругой среды, градиент давления устанавливался как можно

меньшим.

В результате расчетов было получено распределение величины Inv в матрице вокруг каверны. На рис. 1(а) хорошо видно, что имеются области с высоким и низким значениями Inv . На основе этих результатов было получено распределение проницаемости вокруг каверны рис. 1(б). Было установлено, что на расстояниях, сравнимых с размерами каверны, проницаемость может варьироваться в пределах от -8% до 15% по сравнению с проницаемостью вдали от каверны.

Вывод

Было установлено, что наличие каверны в чувствительной к давлению среде за счет изменения НДС матрицы может значительно менять её проницаемость. На расстояниях, сравнимых с размерами каверны, проницаемость может варьироваться в пределах от -8% до 15% по сравнению с проницаемостью вдали от каверны.

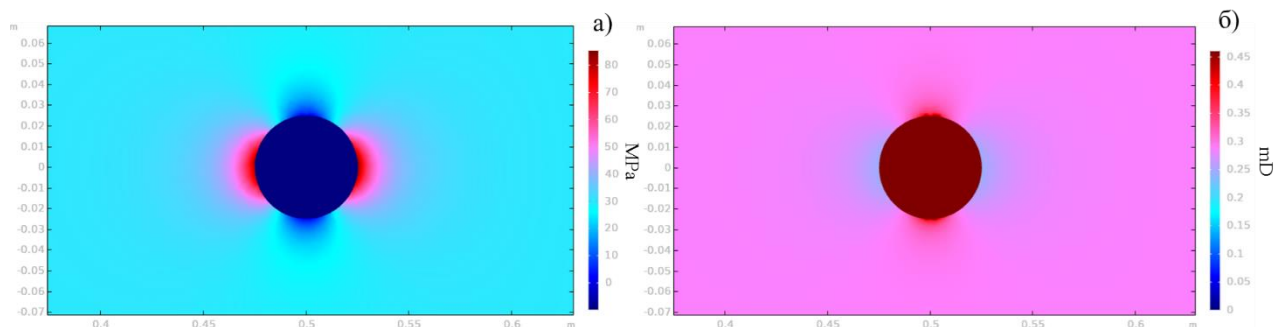


Рис. 1. Распределение инварианта Inv в сечении матрицы (а), распределение проницаемости в сечении матрицы (б)

Литература

1. Maxwell J.C. // Electricity and Magnetism. V. 1. – Oxford : Clarendonpress. 1892.
2. McPhedran R.C., McKenzie D.R. and Brown Robert // The conductivity of lattices of spheres I. The simple cubic lattice 359 Proc. R. Soc. Lond. A <http://doi.org/10.1098/rspa.1978.0031>
3. McKenzie, D.R., McPhedran, R.C., & Derrick, G.H. (1978). The Conductivity of Lattices of Spheres.
4. Li, Minghui & Yin, Guangzhi & Xu, Jiang & Cao, Jie & Zhenlong, Song. Permeability evolution of shale under anisotropic true triaxial stress conditions // International Journal of Coal Geology. 165. 10.1016/j.coal.2016.08.017.

УДК 531.551.2

Методика тестирования корректности вычисления компонент ковариационной матрицы ошибок определения координат методом фотограмметрии

Н.Р. Евсеев, А.А. Быков, Н.А. Завьялова

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

На данный момент в мире проводится проектирование многоспутниковых группировок для решения различных задач, в том числе и для задачи фотограмметрии. Точность, которую обеспечивает группировка при решении своих задач, является одним из критериев для принятия решения о запуске спутников и их эксплуатации. Так как методики оценки точности могут отличаться, то требуется определить наиболее эффективную и точную методику, и, соответственно, разработать методику тестирования. Последнему посвящен данный доклад.

Как правило, в общем случае требуется определить ковариационную матрицу ошибок измерений того или иного измерения (в случае фотограмметрии – это измерение координат точек на Земле) на основе погрешности измерений других параметров, например, координат спутников и векторов направлений от спутника на точку, координаты которой определяются [1]. Поэтому тестирование можно проводить варьированием измеряемых параметров в диапазоне, задаваемом измеренным значением и дисперсией, и вычислением косвенно определяемых величин (координат точек на Земле), получая достаточно большой набор вычисленных параметров. Далее для вычисления компонент ковариационной матрицы ошибок измерений координат необходимо произвести усреднение по измеряемым параметрам и получить их дисперсии.

Однако всегда необходимо учитывать особенности тех или иных измерений. Например, при применении методов фотограмметрии, произведенных с помощью спутников, определение координат точек

съемки проводится с помощью эфемерид, а именно прогнозной зависимости координат спутника от времени. При этом для эфемерид оценивается точность прогноза (среднеквадратичная погрешность прогноза), и, соответственно, точек съемки. Расчет координат точки на Земле проводится с использованием прогнозного значения координат точки съемки, однако неточность определения координат и векторов направлений можно описать только изменением вектора направления в совокупности. Соответствующим образом необходимо определить алгоритм тестирования (методики тестирования).

Для их определения производится вариация параметров в несколько этапов в соответствии с [2]:

1. Генерация точки на поверхности Земли и спутников на околоземной орбите в зоне видимости этой точки;
2. Генерация среднеквадратичных отклонений для координат спутников с помощью нормального распределения, стандартное отклонение которого равно среднеквадратичной погрешности координат, которые «заложены» в тестируемом алгоритме. Корректировка координат спутников;
3. Вычисление новых координат точки на поверхности Земли и корректировка направляющих векторов на новую точку. Таким образом учитывается взаимная корреляция координат спутников и направляющих векторов;
4. Генерация среднеквадратичных отклонений для координат направляющих векторов спутников с помощью нормального распределения, стандартное отклонение которого равно среднеквадратичной погрешности координат, которые «заложены» в тестируемом алгоритме. Смещение координат направляющих векторов спутников;
5. Вычисление новых координат точки на поверхности Земли с использованием изначальных координат точек съемки и отклоненных компонент нормированных векторов направлений. Записывание их в общий массив.

Упомянутые этапы отклонения и распределения компонент измеряемых координат направлений и положения точек в пространстве обеспечивают сохранение величины взаимной корреляции между погрешностями измерения координат снимающих спутников и погрешностями измерения компонент направляющих векторов. Шаги 2–5 повторяются достаточно большое число раз (около 10 000), чтобы добиться нужного значения стандартного отклонения для всей выборки. Затем на основе данных, полученных после многократного повторения этих шагов, должен сформироваться массив с флуктуирующими координатами точки на поверхности Земли. Далее путем усреднения получается искомая корреляционная матрица, которая сравнивается с посчитанной по новой методике. Результаты выполнения алгоритмов поиска корреляционной матрицы аналитическим и непосредственным методами приведены в табл. 1.

Таблица 1

Сравнение корреляционных матриц

Координаты точки на Земле в ПДСК, м; число спутников	[5149344.73363786, 541217.94034835, 3761825.61467183]; N = 10 – число спутников					
Метод	Аналитический			Непосредственный		
Корреляционная матрица	2.082	-0.353	0.434	2.076	-0.346	0.427
	-0.353	0.969	-0.163	-0.346	0.965	-0.158
	0.434	-0.163	1.101	0.427	-0.158	1.128
Собственные значения	[0.852, 0.945, 2.355]			[0.855, 0.969, 2.344]		
Собственные векторы	a ₁ = [0.13, 0.42, -0.89] a ₂ = [0.92, 0.29, 0.27] a ₃ = [0.37, -0.86, -0.35]			a ₁ = [0.17, 0.41, -0.89] a ₂ = [0.94, 0.20, 0.27] a ₃ = [0.29, -0.89, -0.35]		

Особый интерес при изучении результатов представляет рассмотрение трех собственных чисел корреляционной матрицы и соответствующих им собственных направлений. Было получено, что предложенный метод сохраняет собственные векторы корреляционной матрицы, вычисленной непосредственно, что демонстрируется распределением скалярных произведений собственных векторов, соответствующих максимальным собственным значениям (рис. 1.а). Более того, значения компонент и собственных значений также сохраняются в пределах 4–5%, что было получено рассмотрением распределения отношений собственных значений аналитической матрицы к собственным значениям непосредственной (см. рис. 1.б), что показывает, что предложенный метод обладает достаточной точностью.

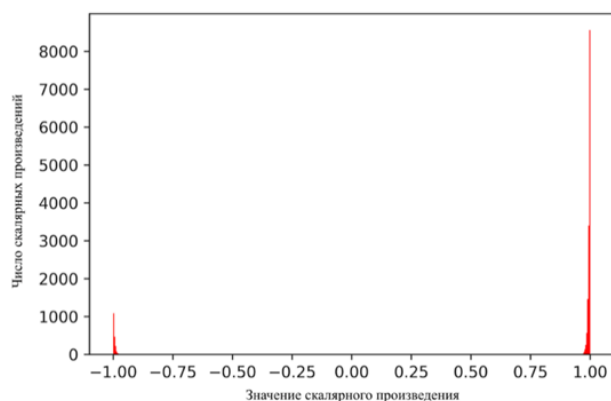


Рис. 1.а

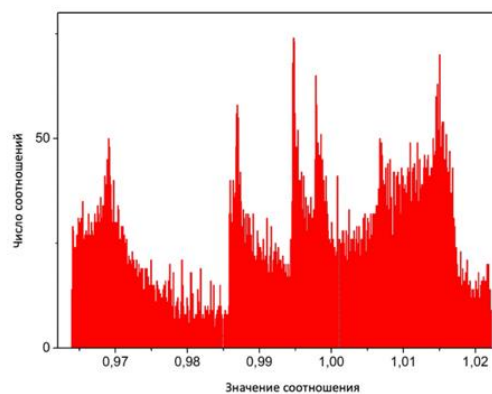


Рис. 1.б.

Литература

1. *Евсеев Н.Р., Быков А.А., Семака В.Ю.* Исследование точности определения координат наземных объектов в зависимости от количества точек спутниковой съемки // Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ 23–29 ноября 2020 года. Аэрокосмические технологии. — Москва : МФТИ, 2020. — С. 224-226.
2. *Евсеев Н.Р.* Разработка и реализация алгоритмов определения координат объектов по спутниковым данным // Выпускная квалификационная работа. Кафедра вычислительной физики МФТИ. 2021.

УДК 539.3

Применение метода эквивалентных граничных условий к решению одномерных задач механодиффузии для многокомпонентных цилиндрических тел, находящихся под действием поверхностных нагрузок

Н.А. Зверев¹, А.В. Земсков^{1,2}

1Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)
2НИИ механики МГУ имени М. В. Ломоносова

Рассмотрена одномерная нестационарная полярно-симметричная задача механодиффузии для многокомпонентного сплошного однородного цилиндра, находящегося под действием равномерно распределенных поверхностных нагрузок. Цель задачи заключается в аналитическом определении параметров НДС (напряженно-деформированного состояния) изучаемого тела, деформируемого под влиянием нагрузок и диффузии.

Математическая постановка задачи включает в себя [1–4]: линейризованное дифференциальное уравнение движения цилиндра, закон сохранения массы в локальной форме и N дифференциальных уравнений массопереноса, вызванного диффузией. Начальные условия принимаются равными нулю, поскольку изначально цилиндр находился в невозмущенном состоянии. В граничных условиях задаются нормальная к поверхности цилиндра нагрузка и кинетика массопереноса. В замкнутом виде постановка задачи имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 u'' + \frac{u'}{r} - \frac{u}{r^2} - \sum_{j=1}^N \alpha_1^{(j)} \eta'_j, \quad \eta^{(N+1)} &= - \sum_{q=1}^N \eta^{(q)}, \\
 \sigma_q + \tau_q \sigma'_q &= -\Lambda_{11}^{(q)} \left(u''' + \frac{2u''}{r} - \frac{u'}{r^2} + \frac{u}{r^3} \right) + D_1^{(q)} \left(\eta''_q + \frac{\eta'_q}{r} \right), \\
 \left(\frac{\partial u}{\partial r} + c_{12} \frac{u}{r} - \sum_{q=1}^N \alpha_1^{(q)} \eta_q \right) \Big|_{r=1} &= f_1(\tau), \quad \eta_q \Big|_{r=1} = f_{q+1}(\tau).
 \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь все величины являются безразмерными. Их связь с размерными аналогами имеет вид

$$u = \frac{u_r}{L}, \quad \tau = \frac{Ct}{L}, \quad C^2 = \frac{C_{1111}}{\rho}, \quad \tau_q = \frac{C\tau^{(q)}}{L}, \quad c_{12} = \frac{C_{1122}}{C_{1111}},$$

$$r = \frac{r^*}{L}, \quad \alpha_1^{(q)} = \frac{\alpha_{11}^{(q)}}{c_{11}}, \quad D_1^{(q)} = \frac{D_{11}^{(q)}}{CL}, \quad \Lambda_{11}^{(q)} = \frac{m^{(q)}\alpha_{11}^{(q)}D_{11}^{(q)}n_0^{(q)}}{\rho CLRT_0},$$

где: t – время; u_r – радиальная компонента вектора механических перемещений; r^* – радиальная координата; ρ – плотность сплошной среды; T_0 – температура сплошной среды; $D_{11}^{(q)}$ – коэффициент самодиффузии; $m^{(q)}$ – молярная масса q -го вещества в составе многокомпонентной сплошной среды; C_{ijkl} – компоненты тензора упругих постоянных; $\eta_q = n^{(q)} - n_0^{(q)}$ – приращение концентрации q -го вещества в составе многокомпонентной сплошной среды; $\alpha_{11}^{(q)}$ – коэффициент, характеризующий деформации, возникающие вследствие диффузии; $\tau^{(q)}$ – время релаксации диффузионных процессов; R – универсальная газовая постоянная; F_1 – удельная плотность объёмных сил, F_{q+1} – объёмная плотность источников массопереноса; R_0 – радиус цилиндра (характерный линейный размер L равен радиусу цилиндра).

Для решения задачи (1) воспользуемся вспомогательной задачей, которая имеет вид

$$\Delta u = u'' + \frac{u'}{r} - \frac{u}{r^2} - \sum_{j=1}^N \alpha_1^{(j)} \eta'_j, \quad \eta^{(N+1)} = - \sum_{q=1}^N \eta^{(q)},$$

$$\Delta \eta_q + \tau_q \Delta \eta_q = -\Lambda_{11}^{(q)} \left(u''' + \frac{2u''}{r} - \frac{u'}{r^2} + \frac{u}{r^3} \right) + D_1^{(q)} \left(\eta_q'' + \frac{\eta_q'}{r} \right), \quad (2)$$

$$\left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{u}{r} - \sum_{q=1}^N \alpha_1^{(q)} \eta_q \right) \Big|_{r=1} = f_1^*(\tau), \quad \eta_q \Big|_{r=1} = f_{q+1}(\tau),$$

при этом функция $f_1^*(\tau)$ здесь подлежит определению.

Решение вспомогательной задачи (2) было получено ранее в работе [4]. Так как решение задачи (2) должно удовлетворять и задаче (1), получаем, что правые части граничных условий этих задач связаны равенством:

$$\int_0^\tau \left[G'_{11}(1, \tau-t) + c_{12} G_{11}(1, \tau-t) + \sum_{j=1}^N \alpha_1^{(j)} G_{j+1,1}(1, \tau-t) \right] f_1^*(t) dt +$$

$$+ \sum_{m=2}^{N+1} \int_0^\tau \left[G'_{1m}(1, \tau-t) + c_{12} G_{1m}(1, \tau-t) + \sum_{j=1}^N \alpha_1^{(j)} G_{j+1,m}(1, \tau-t) \right] f_m(t) dt = f_1(\tau),$$

где $G_{mk}(1, \tau-t)$ – функции Грина задачи (2), полученные в работе [4].

Равенство (4), с учетом граничных условий задачи (2), удобно записать в виде

$$f_1^*(\tau) + \int_0^\tau a(\tau-t) f_1^*(t) dt = \varphi(\tau),$$

где

$$a(\tau-t) = (c_{12} - 1) G_{11}(1, \tau-t),$$

$$\varphi(\tau) = f_1(\tau) - \sum_{m=2}^{N+1} \int_0^\tau \left[G'_{1m}(1, \tau-t) + c_{12} G_{1m}(1, \tau-t) + \sum_{j=1}^N \alpha_1^{(j)} G_{j+1,m}(1, \tau-t) \right] f_m(t) dt.$$

Полученное уравнение решается численно с помощью квадратурных формул. Численное решение исходной задачи (1), в конечном итоге, будет иметь следующий вид:

$$u(r, \tau_i) = h \sum_{m=1}^i G_{11}^*(r, t_{i-m+1/2}) y_{m-1/2} + \sum_{m=2}^{N+1} \int_0^{\tau_i} G_{1m}(r, \tau_i - t) f_m(t) dt,$$

$$\eta_q(r, \tau_i) = h \sum_{m=1}^i G_{q+1,1}^*(r, t_{i-m+1/2}) y_{m-1/2} + \sum_{m=2}^{N+1} \int_0^{\tau_i} G_{q+1,m}(r, \tau_i - t) f_m(t) dt.$$

Литература

1. Deswal S., Kalkal K. K., Sheoran S. S. Axi-symmetric generalized thermoelastic diffusion problem with two temperature and initial stress under fractional order heat conduction // *Physica B: Condensed Matter*. 2016. Vol. 496. P. 57–68.
2. Aouadi M. A problem for an infinite elastic body with a spherical cavity in the theory of generalized thermoelastic diffusion // *International Journal of Solids and Structures*. 2007. Vol. 44. P. 5711–5722.
3. Зверев Н. А., Земсков А. В. Модель механодиффузии для сплошного ортотропного цилиндра с учетом релаксации диффузионных процессов // 19-я Международная конференция Авиация и космонавтика. 23–27 ноября 2020 года. Москва. Тезисы. Москва: Перо, 2020. С. 458–459.
4. Зверев Н. А., Земсков А. В., Тарлаковский Д. В. Моделирование нестационарных связанных механодиффузионных процессов в изотропном сплошном цилиндре // *Проблемы прочности и пластичности*. 2020. Т. 82, №2. С. 156–167.

УДК 531.551

Исследование устойчивости баллистических построений много спутниковых группировок

С.М. Базов, И.Н. Завьялов

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В современном мире растет интерес к многоспутниковым группировкам и их практическому использованию, например, в задачах обеспечения связи, мониторинга космического пространства, дистанционного зондирования Земли и навигации. В то же время вопрос отыскания оптимальных орбит и затрат на их поддержание до сих пор исследован не полностью. Известно, что спутниковой группировке под действием возмущающих сил (не сферичность гравитационного поля Земли, воздействие атмосферы, влияние других небесных тел и др.) свойственно смещаться относительно первоначального построения. Относительное угловое положение космических аппаратов на орбите меняется, из-за чего такая группировка уже не может выполнять задачи и требования, для которых она создавалась. Для решения этой проблемы спутники должны маневрировать и корректировать свои орбиты. В работе исследовался способ поддержания относительного углового положения спутников путем маневрирования космических аппаратов.

Для численного моделирования в работе использовался высокоточный баллистический интегратор. В математическую модель были включены следующие возмущающие факторы: притяжение Земли в виде градиента разложения гравитационного потенциала [1], притяжение прочих небесных тел, аэродинамическое сопротивление [2], давление солнечного излучения [3], давление инфракрасного излучения Земли, а также отраженного от Земли света Солнца. Моделирование последних четырех эффектов было проведено с учетом геометрии и ориентации космического аппарата.

После проведенных расчетов для спутниковой группировки из нескольких аппаратов было зафиксировано изменение относительного положения космических аппаратов на орбите друг относительно друга. Основное смещение происходило по истинной аномалии. Для иллюстрации этого факта вводилась величина, равная разнице угловых положений аппаратов. Назовем ее угловым расстоянием.

Моделировалось 6 аппаратов, которые изначально располагались равномерно на круговой орбите с радиусом 7200 км. На рисунке 1 представлена зависимость угловых расстояний от времени между 1 и 2, 2 и 3, 3 и 4 аппаратами этой группировки.

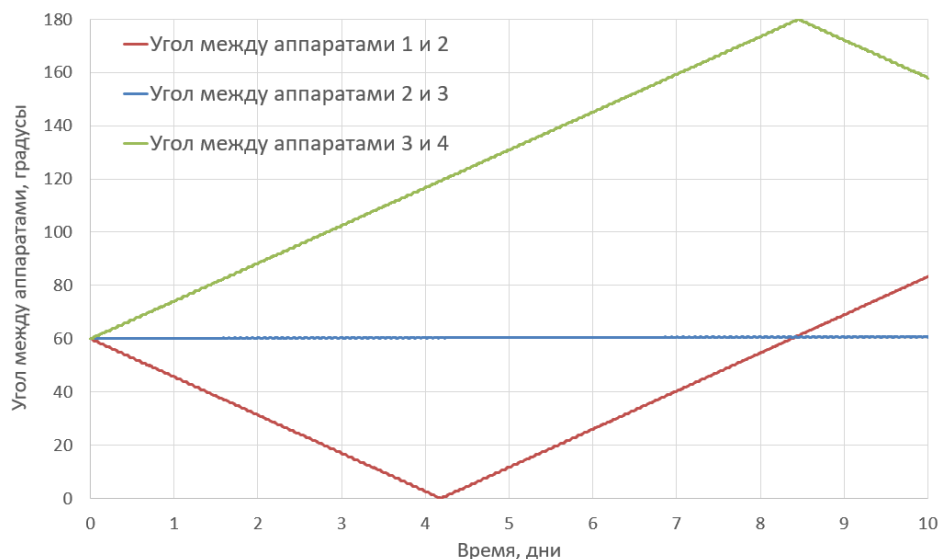


Рис 1. Зависимость углового расстояния между аппаратами от времени для неустойчивого построения. В начальный момент времени аппараты равномерно расположены на круговой орбите

Из-за наличия относительного смещения возникает необходимость коррекции орбит и включения двигателей [4]. Для решения этой проблемы в работе были реализованы математические модели маневров поддержания регулярного построения и произведены оценки необходимой характеристической скорости на различных промежутках времени. Результаты показали возможность использования предоставленной методики маневрирования для обеспечения постоянства геометрических построений спутниковых группировок.

Литература

1. Pines S. Uniform representation of the gravitational potential and its derivatives // AIAA Journal. 1973. Т. 11, № 11. С. 1508-1511.
2. Prieto D. M., Graziano B. P., Roberts P. C. E. Spacecraft drag modelling // Progress in Aerospace Sciences. 2014. Т. 64. С. 56-65.
3. Чувашов И. Н. Учет негравитационных эффектов в движении околоземных объектов // Экологический вестник научных центров Черноморского экономического сотрудничества. 2013. № 4-3. С. 145-150.
4. Sukhanov A. A. Lectures on Astrodynamics. – 2007.

УДК 629.782

Способ запуска ракет и космических аппаратов с помощью электромагнитной силы на летательных аппаратах (AiRails)

Г.Р. Янгалин, М.Н. Поклад

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Один из главных факторов, определяющих высокую стоимость вывода КА на орбиту, является стоимость ракетносителя и его запуск. В современной космонавтике прослеживается тенденция удешевления запусков КА за счёт многократного использования возвращаемой первой ступени [1], как у компаний SpaceX и Blue Origin [2, 3], а также использование в качестве возвращаемой первой ступени ЛА – Stratolaunch и Virgin Orbit [4, 5].

Экстраполируя данную тенденцию, можно говорить о перспективности реализации возвращаемой второй ступени КА. В данной разработке возвращаемой первой ступенью является ЛА (например, Ан-124 «Руслан») [6], а второй ступенью – рельсотрон [7] рис.1.

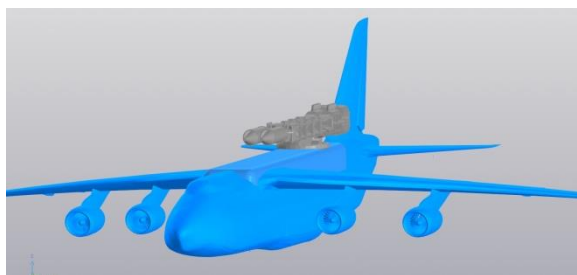


Рис. 1. Ан-124 «Руслан» с рельсотроном

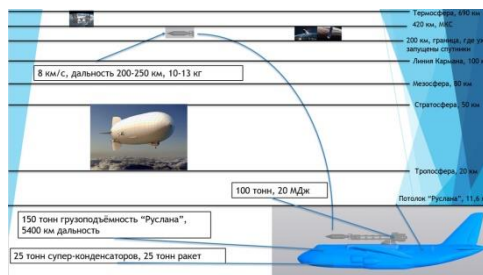


Рис. 2. Общая схема принципа работы

Рельсотрон здесь является устройством многоразового использования, установленного на ЛА и разгоняющее КА в разряженных слоях атмосферы до первой космической скорости. Он выводит КА выше линии Кармана. Третья ступень установлена на самом КА необходима для корректировки его орбиты. Это позволит удешевить старт и сократить время от обращения заказчика до вывода РКТ на орбиту не более одного дня.

Проведение подробного анализа мирового опыта создания подобных аппаратов позволило сделать вывод, что пока не использовалась возможность совмещения летательных аппаратов и рельсотрона, однако в настоящее время идёт проработка использования рельсотрона для запуска КА непосредственно с Земли [8]. Это проще, но менее эффективно из-за высоких нагрузок КА, летящего с космической скоростью в околоземных плотных слоях атмосферы.

В данной работе было проведен анализ запуска КА с помощью электромагнитной силы (рельсотрона) [9, 10], установленного на летательных аппаратах типа Ан-124 «Руслан». Сопряжение рельсотрона и ЛА предполагается подвижным, с компенсаторами. Приводится расчёт параметров устройства запуска ракеты с летательного аппарата на основе характеристик табл.1.

Таблица 1

Характеристики Ан-124 и Рельсотрона

Характеристика	Значение
Масса Ан-124 (пустого)	180 тонн
Масса Рельсотрона	80 тонн
Длина Ан-124	69 м
Длина Рельсотрона	60 м
Длина тормозного пути рельсотрона	10 м
Скорость снаряда	8 км/с
Масса снаряда	10 кг
Практический «потолок» Ан-124	11600 м
Диаметр токопроводящих рельсов	0,1 м
Расстояние между рельсами	1 м
Грузоподъёмность Ан-124	150 тонн
Тяга двигателя Д-18Т	4860 кН

1. Из закона Био–Савара–Лапласа следует, что магнитное поле на определённой дистанции от бесконечно-го провода с током вычисляется как

$$B(s) = \frac{\mu_0 I}{2\pi s}.$$

2. Для того, чтобы уточнить среднее значение для магнитного поля на арматуре рельсотрона, предположим, что диаметр рельса намного меньше расстояния и, считая, что рельсы могут быть парой полубесконечных проводников, мы можем вычислить следующий интеграл:

$$B_{avg} = \frac{1}{r} \int_d^{(r-d)} B(s) ds = \frac{\mu_0 I}{2\pi r} \int_d^{(r-d)} \left(\frac{1}{s} + \frac{1}{r-s} \right) ds = \frac{\mu_0 I}{\pi r} \ln \frac{r-d}{d} \approx \frac{\mu_0 I}{\pi r} \ln \frac{r}{d}.$$

3. По закону Лоренца магнитная сила на проводе с током равна IdB ; предполагая ширину снаряда-проводника r , мы получим

$$F = IrB_{avg} = \frac{\mu_0 I}{\pi r} \ln \frac{r}{d}.$$

4. Далее найдём ускорение снаряда, вылетающего из рельсотрона:

$$a = \frac{v^2}{2S} = \frac{8000^2}{2 \cdot 60} = 533,333 \text{ м/с}^2.$$

5. Учитываем, что $F = ma$, из (3) получаем

$$I = \sqrt{\frac{F\pi}{\mu_0 \ln \frac{r}{d}}} = 2,16 \cdot 10^6 \text{ А}.$$

6. Учитываем, что $S = \pi r^2$ суммарное сопротивление рельсов рельсотрона:

$$R = \frac{\rho l}{S} \cdot 2 = \frac{0,0175 \cdot 60 \cdot 2}{7853} = 2,67 \cdot 10^{-4} \text{ Ом}.$$

7. Напряжение, подаваемое на рельсы рельсотрона:

$$U = IR = 577 \text{ В}$$

8. Начальная скорость рельсотрона после запуска:

$$m_{\text{рельсотрона}} v_{\text{рельсотрона}} + m_{\text{ракеты}} v_{\text{ракеты}} = 0$$

$$v_{\text{рельсотрона}} = -\frac{m_{\text{ракеты}} v_{\text{ракеты}}}{m_{\text{рельсотрона}}} = -1 \text{ м/с}$$

9. Ускорение торможения рельсотрона:

$$a = \frac{v^2}{2S} = 0,05 \text{ м/с}^2$$

10. Сила торможения рельсотрона:

$$F = ma = 80000 \cdot 0,05 = 4000 \text{ Н} = \text{тяги двигателя Д-18Т}$$

Это усилие создаётся компенсаторами, на которых крепится рельсотрон

11. Время разгона ракеты в рельсотроне:

$$t = \sqrt{\frac{2S}{a}} = \sqrt{\frac{120}{533333}} = 0,015 \text{ с}$$

12. Суммарный заряд конденсатора

$$q = It = 2,16 \cdot 10^6 \text{ А} \cdot 0,015 \text{ с} = 3,24 \cdot 10^4 \text{ Кл}$$

13. Ёмкость конденсатора:

$$c = \frac{q}{U} = \frac{3,24 \cdot 10^4 \text{ Кл}}{577 \text{ В}} = 56,15 \text{ Ф}$$

Литература

1. Патент - 2265559 РФ, МПК В64G 1/00 С1 (2006.01) Способ запуска многоступенчатой космической ракеты-носителя с использованием самолета-носителя и многоступенчатая ракета-носитель / *Ахметов Д.К. (KZ), Соломонов Ю.С. (RU), Дорофеев А.А. (RU), Соломонов Л.С. (RU), Сухадольский А.П. (RU), Андрияшин В.И. (RU), Французов В.А. (RU)* -2005127794/11; Заявл. 2005.09.06 г.; Оpubл. 2005.12.10 г.
2. *Heldmann, Jennifer, Bramson* Accelerating Martian and Lunar Sciencethrough SpaceX Starship Missions // Planetary Science and Astrobiology Decadal Survey 2023-2032 white paper e-id. 518.
3. *DeForest C.* Opportunities for Suborbital Space and Atmospheric Research Facilities on Blue Origin's New Shepard Crew Capsule// American Geophysical Union, Fall General Assembly 2016, abstract id.P53C-2216.
4. *Osterholt D.J., Kelly T.* (2021) Ground Vibration Testing of the World's Longest Wingspan Aircraft—Stratolaunch. In: Walber C., Walter P., Seidlitz S. (eds) Sensors and Instrumentation, Aircraft/Aerospace, Energy Harvesting & Dynamic Environments Testing, Volume 7. Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series. Springer, Cham.
5. *Abhay Mahesh Hervatte, Anand Ashok Kaushik, Shubham Arvind Tupkar, Swetha Sappe Narasimhamuthy* Aircraft-based Rocket Launch // Proceedings of the 4th TMAL02 Expert Conference, October 14, 2019, Linköping University, Linköping, Sweden.
6. *Бехтур В.П.* Практическая аэродинамика самолета ан-124 // М-во транспорта Рос. Федерации, Федер. гос. образоват. учреждение высш. проф. образования, Ульян. высш. авиац. училище гражд. авиации (Ин-т), 2005, 207 с.
7. Патент 2094934 - РФ, МПК Н02К 41/00 С1 (1997.10.27) Рельсотрон/ *Глинов А.П.* -96101400/07, Заявл. 1996.01.23, Оpubл. 1997.10.27 // ТРИНИТИ.

8. Гендель Ю.Г., Глушков И.С., Кареев Ю.А., Николашин А.А., Новиков В.П., Халимуллин Ю.А., Динамика ускорения тела в канале рельсотрона // ГИЦ РФ "Троицкий институт инновационных и термоядерных исследований", Москва, 2013, Т. 39.
9. McNab S., Fish F., Stefani. Parameters for an electromagnetic naval railgun // IEEE Transactions on Magnetics, Institute for Advanced Technology, University of Texas, Austin, TX, USA, 2001, 223-228.
10. Lehmann H., Peter F., Jamet V., Wegner. Some remarks concerning the optimization of a railgun system // IEEE Transactions on Magnetics, French German Research Institute of Saint Louis, Saint Louis, France, 1995, 546-551.

УДК 531.269

Исследование влияния порядка разложения гравитационного потенциала Земли в задачах ориентации космического аппарата

Е.А. Ежова, А.А. Кузнецов

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В работе проведен численный анализ влияния порядка разложения гравитационного потенциала Земли на точность моделирования ориентации космического аппарата (КА). Выведены формулы гравитационного момента, действующего на КА, создан алгоритм поиска матрицы вторых производных гравитационного потенциала.

В задачах высокоточного моделирования движения КА, в частности в задачах вращательного движения, используется разложение гравитационного потенциала Земли в ряд Гаусса [1], [2]:

$$\varphi = \frac{\mu}{r} \left(1 + \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{a}{r} \right)^n \sum_{m=1}^n P_{n,m}(\sin \theta) (C_{n,m} \cos m\lambda + S_{n,m} \sin m\lambda) \right), \quad (10)$$

здесь μ – гравитационный параметр, a – экваториальный радиус Земли, λ, θ, r – сферические координаты точки пространства r , $P_{n,m}(x)$ – присоединенные полиномы Лежандра, $C_{n,m}$ и $S_{n,m}$ – коэффициенты разложения. При поиске способа увеличения точности расчета неминуемо встает вопрос исследования влияния n -го порядка данного разложения на результат моделирования.

Пусть ρ – расстояние от рассматриваемой точки КА до его центра масс. Для вычисления момента \mathbf{M} гравитационной силы, действующей на КА, авторами получена формула

$$\mathbf{M} = -\mathbf{E} : (\mathbf{I} \cdot \mathbf{G}) + \mathbf{E} : (\mathbf{\Lambda} : \mathbf{\Theta}), \quad (11)$$

где \mathbf{E} – альтернирующий тензор, \mathbf{I} – тензор инерции КА, $\mathbf{\Lambda} = \int \boldsymbol{\rho} \otimes \boldsymbol{\rho} \otimes \boldsymbol{\rho} dm$ – тензор третьего ранга, определяемый геометрией КА, \mathbf{G} и \mathbf{Q} – слагаемые разложения производной потенциала g по формуле Тейлора в окрестности центра масс:

$$\mathbf{g} = \mathbf{g}_0 + \mathbf{G} \cdot \boldsymbol{\rho} + \boldsymbol{\rho} \cdot \mathbf{\Theta} \cdot \boldsymbol{\rho} + o(|\boldsymbol{\rho}|^2)$$

При порядке разложения $n = 1$ формула (11) может быть приведена к виду [3]:

$$\mathbf{M} = \frac{3\mu}{r^5} \mathbf{r} \cdot \mathbf{I} \cdot \mathbf{E} \cdot \mathbf{r} \quad (12)$$

Для поиска матрицы вторых производных гравитационного потенциала (10) авторами предложен алгоритм, основанный на методе рекурсивных функций Кленшоу [4], [5]. Этот метод имеет асимптотическую квадратичную вычислительную сложность.

Авторами были проведены расчеты ориентации КА при разных порядках разложения n гравитационного потенциала. На рис. 1 показано отклонение полученных результатов от решения в приближении точечного потенциала (12). Высота орбиты в расчетах составляла 400 км, вычисления проводились на 3 периода обращения вокруг Земли. Численное интегрирование уравнения вращения проводилось методом Дормана–Принца 7(8) с фиксированным шагом.

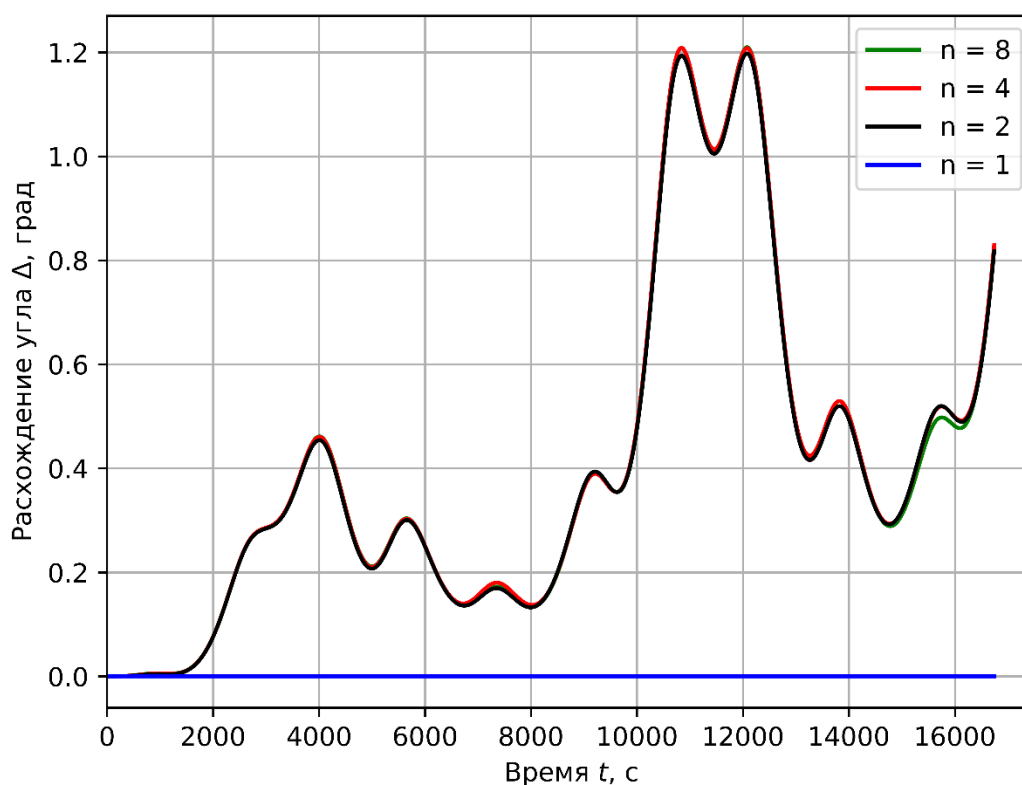


Рис 7. Зависимость отклонения ориентации КА от времени при разных порядках n

Анализ полученных результатов позволяет сказать, что для задач моделирования ориентации КА необходимо учитывать вторую гармонику разложения потенциала, учет же гармоник более высокого порядка каждый раз должен исследоваться отдельно в зависимости от требований к точности моделирования.

Литература

1. Deakin R.E. Derivatives of the Earth's potentials // *Geom Res Aust.* 1998. V. 68. P. 31.
2. Pines S. Uniform Representation of the Gravitational Potential and its Derivatives // *AIAA Journal.* 1973. V. 11, N 11. P. 1508.
3. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов // Москва : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1974. 598 с.
4. Lundberg J.B., Schutz B.E. Recursion Formulas of Legendre Functions for Use with Nonsingular Geopotential Models // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics.* 1988. V. 11, N 1, P. 31.
5. Tscherning C.C. Computation of second-order derivatives of the normal potential based on the representation by a Legendre series // *Manuscripta Geodaetica.* 1976. V. 1. P. 71.

УДК 531.551.2

Разработка и реализация алгоритмов моделирования межспутниковой связи

С.С. Ким, Н.А. Завьялова

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В настоящий момент активно развиваются идеи о проектировании многоспутниковых группировок в околоземном пространстве. Особое место в них занимают задачи, связанные с взаимодействием космических аппаратов – в частности, задачи моделирования межспутниковой связи. Упомянутая область активно развивается, а с ростом вычислительных мощностей растут и требования к качеству процессов передачи и приема спутниковых сигналов. Настоящий доклад посвящен разработке алгоритмов межспутниковой маршрутизации данных.

Многоспутниковая группировка моделируется системой, где каждый космический аппарат представляется точкой. В этой точке может быть «сток» информации (в случае если это наземная станция), «источник» информации (если это, например, аппарат дистанционного зондирования Земли) или «простой» спутник, (в случае, если это связной аппарат). Далее считаем для простоты, что разница в высотах орбит пренебрежимо мала, тогда можно представить область как двухмер-

ную. Рассматривается фиксированный момент времени, считается, что точки смещаются незначительно и задача состоит в том, чтобы для расположенных определенным образом источников, стоков и промежуточных точек определить оптимальный маршрут передачи информации.

В \mathbb{R}^2 задается прямоугольная область $(x, y) \in [0, 1] \times [0, 1]$. Граничные условия для x предполагаются периодическими. Далее случайным образом генерируются координаты точек, принадлежащие вышеупомянутой области. Каждой точке случайным образом приписывается некоторый «набор» «соседей» (в количестве от 4 до 10) из тех, которые лежат в некоторой ближайшей окрестности.

На следующем этапе для численного моделирования вводится некоторая функция u , значение которой на нулевой итерации для каждой точки определяется её типом. Так, для «стоков» $u = -1$, для «источников» $u = 1$, для «простых» точек $u = 0$. Иллюстрация приведенного подхода демонстрируется на рис. 1.

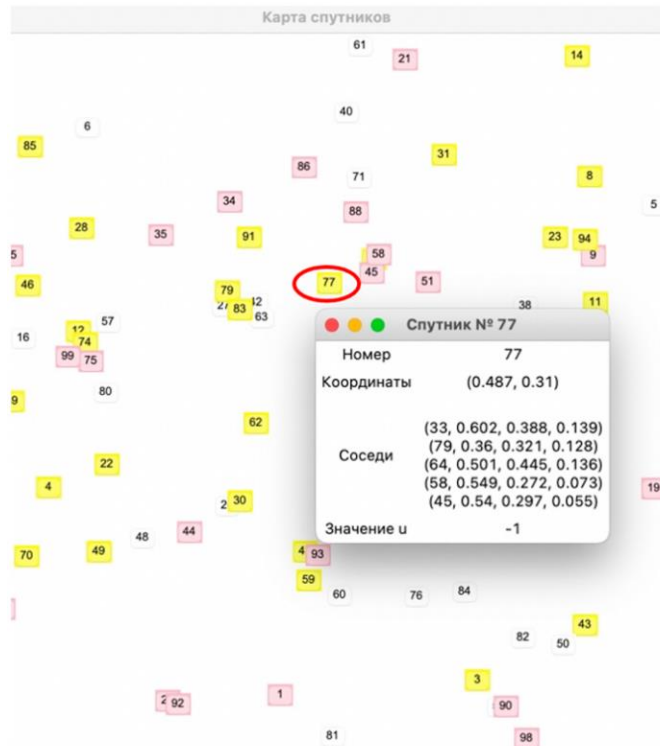


Рис. 1. Пространственное распределение точек. Желтым – стоки, красным – источники, белым – промежуточные точки

Далее проводится аналогия со стационарным уравнением теплопроводности, считаем, что у нас есть сложная область, в которой есть нагревающиеся и охлаждающиеся точки и задача состоит в том, чтобы найти потоки тепла.

Значения функции для «стоков» и «источников» остаются неизменными, в то время как для каждой «простой» точки решается уравнение Лапласа (1.1):

$$\Delta u = 0. \quad (1.1)$$

Для решения уравнения (1.1) численным методом применяется представление Δu для каждого «простого» спутника в виде линейной комбинации значений функций u из «набора» согласно (1.2), где N – число «соседей» спутника:

$$\Delta u = \sum_{i=0}^N \alpha_i u_i. \quad (1.2)$$

Коэффициенты α_i определяются путем решения системы уравнений, получаемой из (1.2) разложением в ряд Тейлора функций $u_i, i = \overline{1, N}$, в окрестности x_0 , такого, что $u(x_0) = u_0$. После нахождения коэффициентов α_i указанное уравнение (1.1) сводится к системе уравнений и решается численным методом Якоби.

Приведенный алгоритм был реализован и протестирован с использованием современного языка высокого уровня Python. На текущий момент он показывает высокую работоспособность, однако сходимости

авторам пока добиться не удалось, о чем свидетельствует отсутствие диагонального преобладания в матрице системы, решаемой методом Якоби. Тем не менее, учитывая важность задач, связанных с моделированием межспутниковой связи, данная работа остается актуальной и подлежит дальнейшему совершенствованию и развитию.

Литература

1. *Albulet M.* SpaceX v-band non-geostationary satellite system: attachment A, Technical Information to Supplement Schedule S, 2017.
2. *Владимиров В. С.* Уравнения математической физики. Москва : Наука. 4 изд. 1981.
3. *Аристова Е. Н., Завьялова Н. А., Лобанов А. И.* Практические занятия по вычислительной математике в МФТИ : учебное пособие (часть 1). Москва : МФТИ. 2014.

УДК 520.6.05

Моделирование работы оптики космического аппарата для детектирования космического мусора

П.А. Гришин

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время основным методом борьбы с космическим мусором является его отслеживание для предотвращения столкновений с действующими космическими аппаратами. Наземные телескопы и обсерватории справляются с данной задачей, однако имеют ряд недостатков, таких как ограниченное время наблюдения, зависимость от атмосферных погодных явлений и высокие требования к географическому расположению станций. Другой же подход наблюдения за околоземным пространством заключается в использовании спутниковых группировок, оснащенных оптикой системой (Например, разрабатываемая в России низкоорбитальная группировка для системы «Млечный путь»). При проектировании таких группировок для оптимизации плоскости орбиты и расположения КА на ней необходимо уметь оценивать их показатели эффективности, связанные с обнаруживающей способностью камер. Для этого можно и нужно проводить имитационное тестирование.

Для полного моделирования работы оптических камер на космическом аппарате проводился покадровый рендеринг снимков на основе известных данных о параметрах орбит объектов космического мусора (каталог NORAD). Также для получения реалистичных изображений использовалась математическая модель ПЗС-матрицы [1], а также данные из звездного каталога Tycho-2. Отдельно задавалась орбита аппарата-наблюдателя и параметры камеры (размеры матрицы, углы обзора и углы отстройки). Траектории орбит всех объектов рассчитывались с помощью модели SGP4. После чего, зная взаимное расположение аппарата-наблюдателя, ориентации его камеры, координат отслеживаемых целей, а также их освещенность солнечным светом, проводилось проектирование источников света на матрицу камеры, производя тем самым рендеринг кадра. Отрисовывая снимки с заданной заранее периодичностью и временем экспозиции, происходит имитация непрерывного наблюдения космического пространства.

На основании изложенных выше идей была написана программа, позволяющая моделировать непрерывную последовательность кадров с оптической камеры космического аппарата. А полученные снимки уже могут подаваться на вход алгоритму детектирования и анализа треков для мониторинга околоземного пространства, который был разобран в работе [2]. Таким образом можно проводить имитацию работы системы мониторинга околоземного пространства для заданного аппарата или целой космической группировки, определять показатели эффективности, связанные с обнаружением и наблюдением объектов космического мусора, и на основе полученных результатов возможно вносить поправки в параметры проектируемой группировки.

Литература

1. *Кошечкина М.А., Перепечкин И.М.*, Моделирование ПЗС-матрицы //Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ. Аэрокосмические технологии, с. 227
2. *Гришин П.А., Перепечкин И.М.*, Непрерывная обработка поступающих с телескопа кадров для задач мониторинга околоземного пространства // Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ, Аэрокосмические технологии. Москва : МФТИ. С. 107.

О взаимодействии муфт и стареющих труб, имеющих сложные профили

К.Е. Казаков¹, М.Н. Михин²

¹Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

²Российский государственный гуманитарный университет, филиал в г. Домодедово

В работе рассмотрена задача о взаимодействии вязкоупругих стареющих цилиндрических труб с внешними покрытиями, изготовленными из другого вязкоупругого стареющего материала, и систем жестких втулок, надетых на такую трубу. Рассмотрен случай, когда как толщина покрытия, так и диаметры внутренних профилей втулок зависят от осевой координаты (рис. 1). На основании решений, представленных в работах [1, 2], построена математическая модель поставленной задачи, имеющая вид системы смешанных интегральных уравнений:

$$(1 - \nu_{\text{out}}^2)h(z)(\mathbf{I} - \mathbf{V}_{\text{out}}) \frac{q_i(z, t)}{E_{\text{out}}(t - \tau_{\text{out}})} + \frac{2(1 - \nu_{\text{in}}^2)}{\pi} (\mathbf{I} - \mathbf{V}_{\text{in}}) \sum_{j=1}^n \frac{\mathbf{F}_j q_j(z, t)}{E_{\text{in}}(t - \tau_{\text{in}})} = r_{\text{out}} + h(z) - g_i(z), \quad (1)$$

$$z \in [a_i, b_i], \quad t \geq \tau_0, \quad i = 1, 2, \dots, n.$$

Здесь \mathbf{I} — тождественный оператор, \mathbf{V}_{in} и \mathbf{V}_{out} — операторы Вольтера, связанные с реологическими свойствами материалов слоев трубы, \mathbf{F}_j — операторы Фредгольма, n_{in} и n_{out} — коэффициенты Пуассона слоев трубы, $E_{\text{in}}(t)$ и $E_{\text{out}}(t)$ — модули упругомгновенной деформации слоев трубы, t_{in} и t_{in} — моменты изготовления слоев, $h(z)$ — переменная толщина покрытия, r_{out} — радиус наружной грани внутренней трубы, $g_i(z)$ — переменные внутренние радиусы втулок, a_i и b_i — координаты начал и концов втулок (по оси z), t_0 — момент надевания втулок, n — количество втулок, $q_i(z, t)$ — распределение контактных давлений под втулками, которые необходимо определить.

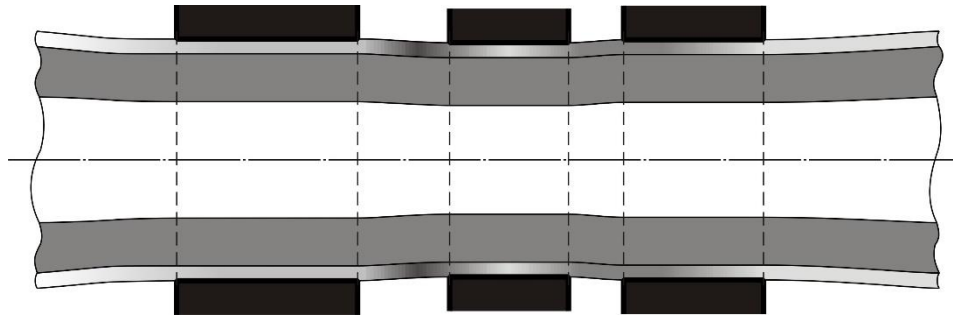


Рис.1. Взаимодействие вязкоупругой трубы с покрытием и системы жестких втулок

На основании специального подхода, детально описанного в работе [3] и основанного на применении особого представления неизвестных функций и дальнейшего их разложения по специальной системе базисных вектор-функций, получено аналитическое решение системы уравнений (1):

$$q_i(z, t) = \frac{\bar{a}}{2h(z)} \sum_{k=0}^{\infty} \tilde{z}_k(t) \sum_{m=0}^{\infty} \psi_{km}^i p_m^{i0} \left(\frac{2z - (a_i + b_i)}{b_i - a_i} \right) + \tilde{c}^{\circ}(t) \frac{r_{\text{out}} + h(z) - g_i(z)}{h(z)},$$

$$\tilde{z}_k(t) = \frac{E_{\text{in}}(t - \tau_{\text{in}})}{1 - \nu_{\text{out}}^2} z_k \left(\frac{t}{\tau_0} \right), \quad \tilde{c}^{\circ}(t) = \frac{E_{\text{in}}(t - \tau_{\text{in}})}{1 - \nu_{\text{out}}^2} (\mathbf{I} - \mathbf{V}_{\text{out}})^{-1} \frac{E_{\text{out}}(t - \tau_{\text{out}})}{E_{\text{in}}(t - \tau_{\text{in}})},$$

$$z \in [a_i, b_i], \quad t \geq \tau_0, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad k = 0, 1, 2, \dots, K$$

где $z_k(t)$ — непрерывные по времени функции, $p_m^{i0}(z)$ — многочлены m -й степени. Такое представление решения позволяет производить точные вычисления даже в случаях, когда формы поверхностей описываются быстро изменяющимися функциями.

Исследование выполнено в рамках государственного задания (номер госрегистрации АААА-А20-120011690132-4).

Литература

1. Манжиров А.В., Черныш В.А. Контактная задача дискретного наращивания неоднородного вязкоупругого стареющего цилиндра системой жестких втулок // ПММ. 1991. Т. 55. Вып. 6. С. 1018–1025.
2. Арутюнян Н.Х., Манжиров А.В. Контактные задачи теории ползучести. Ереван: Изд-во НАН РА, 1999. 320 с.
3. Kazakov K.E., Parshin D.A. On the indentation of a system of punches into a layered foundation // Engineering Letters. 2019. Vol. 27. No. 1. P. 251–255.

УДК 626.01

Резонанс гидротехнических сооружений и зданий на малоразмерных моделях в средах вода и воздух

К.Н. Макаров, Э.К. Бирюкбаев, В.Е. Юрченко

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Сочинский государственный университет"

Исследовались резонансные характеристики малоразмерных моделей гидротехнических сооружений – бетонной буны размером 23×4×3 см (h) см (М 1:150) и искусственного острова с оградительными сооружениями 23×25,5×5 (h) см в устье реки Сочи (М 1:1000), а также здания школы с каркасом и наружными стенами 16×10×4,5 (h) см (М 1:200) в прибрежной зоне Черного моря. В условиях динамических воздействий природного или техногенного происхождения любое сооружение допустимо моделировать как механический резонатор [1]. Модели изготовлены из материалов, обладающих электроупругими свойствами - органического стекла и пластика ABS, что позволяет измерять их реакции на вынужденные колебания по изменению переменного электрического поля с последующим пересчетом в физические характеристики [2]. Приложение синусоидальной гармонической нагрузки в режиме установившихся колебаний определяет уникальную структуру деформаций при соответствующей частоте возбуждения, а регистрируемая осциллографом реакция в резонансе будет максимальной. В среде воздух-вода механические колебания передаются моделям от генератора синусоидальных электрических колебаний, усиленных при помощи усилителя низкой частоты, нагруженного на динамическую головку, преобразующую синусоидальные электрические колебания в механические колебания диффузора. Эти колебания передаются как в водной, так и в воздушной среде в процессе испытаний на лабораторной установке, содержащей:

- 1) генератор синусоидальных волн;
- 2) микрофонный усилитель низких частот;
- 3) компьютер – осциллограф с частотной характеристикой звуковой карты 20–20 000 Гц. Сигналы обрабатываются программой SpectrLab;

4) среда распространения волн для гидротехнических сооружений - емкость с дистиллированной водой и морским песком с смонтированным в торец (параллельно основаниям моделей сооружений) диффузором марки 10 ГДН-1.4, отделенный от водной среды пластиковой мембраной. Швы по периметру мембраны, а также отверстия под болты крепления динамической головки к стенке емкости герметизированы. Под шляпки болтов подложены пластиковые шайбы. Таким образом, динамическая головка не имеет контакта с водной средой, а колебания диффузора передаются в воду через пластиковую диафрагму и замкнутый объем воздуха между диффузором и диафрагмой. Максимальное перемещение диффузора составляло 8 мм на резонансных частотах 80–100 Гц. В емкости последовательно испытывались модели следующих сооружений:

5) среда распространения волн для здания – картонный короб с расположенным под ним (перпендикулярно основанию модели здания) диффузором марки 4ГД-28 и морским песком в качестве основания фундамента. Диффузор расположен в деревянном корпусе акустической системы с открытой задней стенкой и с боковыми стенками высотой 10 см мощностью 4 ватта. Вектор излучения звуковых волн направлен вертикально вверх (и вниз). Акустическая система установлена на виброизоляторах, поэтому механические колебания от диффузора динамической головки ко дну короба передаются, в основном, через объем сжатого воздуха. Лицевая поверхность акустической системы покрыта слоями бумаги, предотвращающей утечку воздуха, заключенного в объеме между параболическим диффузором динамической головки и плоским дном коробки с песком. Максимальное перемещение диффузора – 3,68 мм на резонансных частотах ниже 63 Гц.

6) модели сооружений, зданий, защемленные и свободно опертые – механические резонаторы [2–4], способные преобразовывать электрические колебания в механические, а затем назад в электрические.

7) сменные датчики в виде двух пар электродов при двухканальном съеме данных с электроупругих элементов и электромагнитного измерителя сигнала при одноканальном режиме для стальных элементов моделей. Предусмотрено размещение датчиков по длине моделей. Датчики регистрировали амплитуды колебаний элементов из электроупругих материалов по обоим каналам одновременно, а электромагнитный датчик для стальных элементов искусственного острова располагался под емкостью и регистрировал амплитуды колебаний по одному каналу в последовательном режиме.

Математическое моделирование проводилось в программном комплексе Solidworks. Определялись резонансные частоты, формы колебаний с разными амплитудами откликов. Математические модели использовались как для имитации физического эксперимента, так и для определения резонансных частот полномасштабных сооружений.

Результаты определения резонансных частот при моделировании представлены в таблице 1.

Таблица. 1

Резонансные частоты моделей при физическом и математическом моделировании

Наименование модели	Резонансная частота, Гц (физическая модель)	Резонансная частота, Гц (математическая модель)
Буна из оргстекла	80–110	98–373 (2-4 формы колебаний)
Буна из пластика ABS	70–110	88–339 (2-4 формы колебаний)
Остров из морского песка	Испытания не проводились	0–27 (1-4 формы колебаний)
Остров с оградительными сооружениями - морской песок, оргстекло, пластик ABS, сталь	30, 50, 100, 200	0–0,011 (1-4 форма колебаний) 27 (15 форма колебаний)
Школа из пластика ABS	40–1000	400–1000 (1-4 форма колебаний при заземлении), 400–803 (4-6 форма колебаний при роликах-ползунах)

Математическое моделирование в программном комплексе SolidWorks подтверждает эффективность применения физического малоразмерного моделирования сооружений из электроупругих материалов для определения резонансных, наиболее опасных частот их колебаний.

Литература

1. Голубцов М.Г. Электромеханические фильтры радиочастот. Москва: Госэнергоиздат, 1957. с [http://read.newlibrary.ru/read/golubcov_m_g/_mrb__vypusk_0282__yelektromehanicheskie_filtry_radiochastot__\(1957\).html](http://read.newlibrary.ru/read/golubcov_m_g/_mrb__vypusk_0282__yelektromehanicheskie_filtry_radiochastot__(1957).html)
2. Patrick R, Characterization and analysis of the Bulk-Acoustic-Wave Thin Film Resonator in sub-nanogram mass detection in Retrospective Theses and Dissertations. <https://doi.org/10.31274/rtd-180813-7646>
3. Alabi A., Enikanselu P. A. /Integrating seismic acoustic impedance inversion and attributes for reservoir analysis over 'DJ' Field, Niger Delta// Journal of Petroleum Exploration and Production Technology volume 9, pages2487–2496 (2019)
4. Martin V., Katarina M., Peter P., Drazan K. and Jozef T., Study of the Sound Absorption Properties of 3D-Printed Open-Porous ABS Material Structures (Polymers, 2020). doi:10.3390/polym12051062
5. Makarov K., Yurchenko E., Yurchenko E. Application of additive technology for the study of resonance oscillations in structures, MATEC Web of Conferences IPICSE-2018. <https://doi.org/10.1051/mateconf/201825104001>

УДК 520.2

Моделирование работы светочувствительной матрицы телескопа

М.А. Кошечая

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Для отладки алгоритмов, используемых для обнаружения космических объектов на снимках с телескопов, необходимы подробные модели фотоприемников. В современных телескопах для получения изображения применяются среди прочих ПЗС-фотоприемники. Данная работа посвящена моделированию за-светки пикселей ПЗС-матрицы и реализации учета её физических свойств.

На формирование изображения звезд на снимках телескопов влияет двумерное распределение света

для точечных источников света в их фокальной плоскости, называемое функцией рассеяния точки (PSF от Point spread function). PSF определяет интенсивность засветки и пиксели, которые будут засвечены. Были разработаны численно-аналитический и полностью численный методы для расчета засветки пикселей.

Решение засветки отдельного пикселя решено моделированием PSF с помощью двумерной функции Гаусса (функция приведена без учета нормировки):

$$\iint_{\text{pixel}} \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma}} \exp \left\{ -\frac{1}{2} \left(\frac{[x-\mu_1]^2}{\sigma^2} + \frac{[\mu_2-y]^2}{\sigma^2} \right) \right\} dx dy \quad (1)$$

где σ – размытие, x и y – координаты в фокальной плоскости, μ – координаты изображения источника на матрице.

Для моделирования изображения от протяженных источников, которые получаются в результате изменения угловой скорости относительно камеры, используется расчет интенсивности во множестве пикселей, которые засветил источник.

$$I_{\text{pix}} = \int_0^L I_{\text{pix}} dl = \sqrt{\frac{\pi}{2}} \sigma A \left(\operatorname{erf} \left[\frac{L-l_p}{\sqrt{2}\sigma} \right] - \operatorname{erf} \left[\frac{-l_p}{\sqrt{2}\sigma} \right] \right) \quad (2)$$

где A – амплитуда, которая считается как интеграл Гаусса для точки, находящейся по координате l_p вдоль линии засветки, которая определяется по заданному ранее поиску интенсивности в пикселе (1). l_p – точка вдоль прямой засветки, на которую упал перпендикуляр от пикселя, в котором вычисляется засветка. σ – размытие. l – координата вдоль прямой засветки, которая меняется от 0 до L .

Реализация аналитического решения позволяет реализовать быструю засветку пикселей ПЗС-матрицы.

Для реализации произвольной функции PSF используется численное вычисление свертки.

$$M_c = PSF \cdot M_i \quad (3)$$

где M_c — результат свертки, PSF — дискретное поле с распределением PSF, M_i — дискретное поле с засветкой.

Численное вычисление свертки позволяет реализовать другие типы PSF, используемые при моделировании, такие как распределение Моффата или Лоренца [1].

Для учета работы электронных компонентов ПЗС-матрицы была создана модель возникновения и регистрации возникающего заряда. Количество фотонов в каждом пикселе матрицы и количество выбитых фотонами электронов считается как пуассоновское распределение. Темновой шум также считается как распределение Пуассона. В потенциальной яме каждого пикселя скапливаются электроны, выбитые фотонами, и электроны, полученные от теплового тока. Если их сумма превышает емкость потенциальной ямы пикселя, то рассчитывается перетекание в соседние пиксели. Модель АЦП ограничивает значения согласно заданной максимальной битности матрицы.

Результатом данной работы является генератор синтетических изображений, учитывающий работу электронных компонентов ПЗС-матрицы и позволяющий аналитически рассчитывать засветку пикселей матрицы при Гауссовом PSF, для других типов PSF используется численная свертка.

Литература

1. Piotrowski L. W. [et al.]. PSF modelling for very wide-field CCD astronomy // Astronomy & Astrophysics. 2013. V. 551. P. A119.

УДК 532.528, 532.574.7, 532.582.32

Статистический метод анализа распределения дисперсной фазы в кавитационном течении на основе ансамбля PIV полей мгновенной скорости в непрерывной фазе

А.С. Северин^{1,2}, Б.Б. Илюшин¹, К.С. Первунин¹

1Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН

2Новосибирский государственный университет

Явление кавитации, возникающее на поверхности различных элементов реальных гидравлических агрегатов, негативно сказывается на его работе, вызывая нестационарность течения, эрозию материала поверхности, вибрации конструкций, а также повышенный уровень шума. Для исследования гидродинамиче-

ской структуры кавитирующих течений активно применяются современные панорамные методы измерений и визуализации, например, метод стробоскопической трассерной визуализации PIV. Для анализа векторных полей мгновенной скорости жидкости необходимы статистические методы анализа таких данных.

На сегодняшний день в литературе накоплен обширный объем экспериментальных данных для кавитирующих течений, включая результаты PIV измерений. Получены распределения средних и турбулентных характеристик вблизи тел обтекания разных форм и размеров при существенно отличных условиях обтекания. При этом углубленный статистический анализ PIV данных до сих пор не проводился. В то же время большинство экспериментальных исследований ограничены измерениями в жидкости и визуализацией, не дающими количественной информации о распределении и концентрации паровой фазы в потоке.

В данном исследовании представлен метод статистического анализа паровой фазы в кавитирующем течении путем обработки набора мгновенных векторных полей скорости жидкой фазы. В методе используются три простых предположения: во-первых, засвечиваемые трассеры, используемые для вычисления скорости в методе PIV, фиксируются только в жидкой фазе, во-вторых, области течения, где локальная концентрация трассеров недостаточна для вычисления вектора скорости, соответствуют паровой фазе, в-третьих, все измерения считаются статистически независимыми.

Тогда в силу третьего предположения вероятность n -кратного повторения принимает показательный вид: $P(n) = q^n$, где q – вероятность однократного появления элемента паровой фазы в конкретной расчетной ячейке. Проверка экспериментальных гистограмм повторяемости событий в точке на соответствие показательной функции производилась при помощи статистического критерия согласия хи-квадрат. В качестве теоретического закона распределения бралось общее двухпараметрическое выражение экспоненциального вида: $P(n) = Be^{-An}$, где A и B оценивались методом наименьших квадратов. Для проверки основной гипотезы статистика критерия определяется соотношением:

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^r \frac{(y_i - mP(x_i))^2}{mP(x_i)},$$

где $m = \sum_{i=1}^r y_i$, $P(x)$ – функция вероятности теоретического распределения, удовлетворяющая нормировке:

$\sum_{i=1}^r P(x_i) = 1$, y_i – частота i -го столбца экспериментальной гистограммы, r – количество столбцов гисто-

граммы, по которым рассчитывается статистика критерия. При $m \rightarrow \infty$ эта статистика имеет распределение $\chi^2(r-s-1)$, где $s = 2$ – количество параметров теоретического закона распределения. Основная гипотеза принималась на уровне 0,05.

После проведенной проверки экспериментальной гистограммы с помощью статистического критерия согласия Пирсона точки измерительной области разбиваются на несколько групп по значению параметра q – вероятности однократного появления элемента паровой фазы (рис. 1). По конечному виду зонального разбиения этих точек можно получить количественную информацию о структуре исследуемого кавитационного потока (рис. 2).

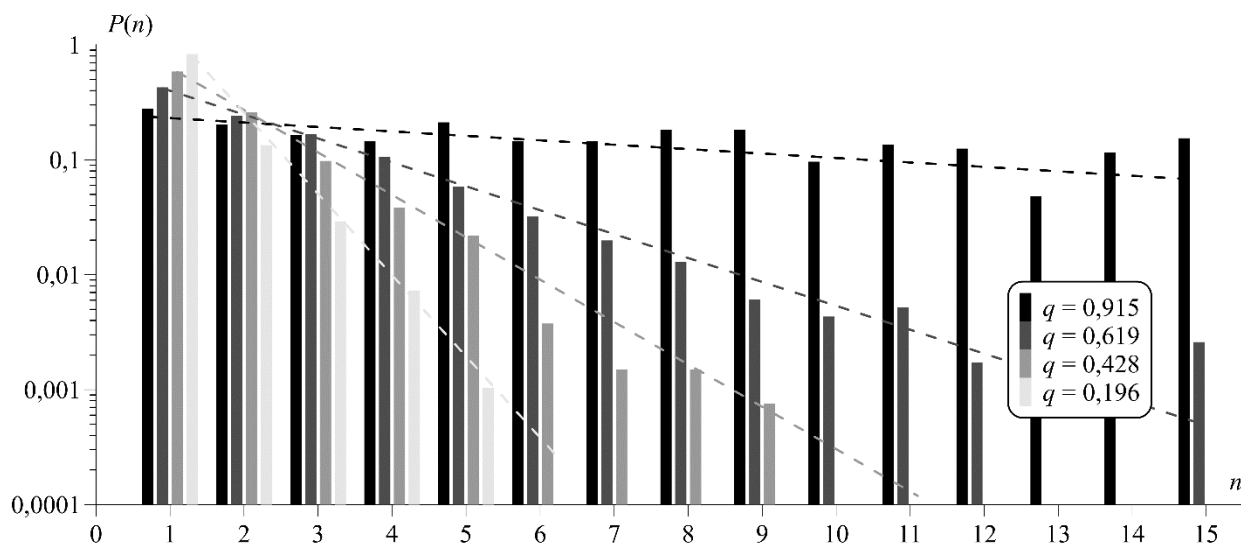


Рис. 1. Экспериментальные гистограммы повторяемости появления паровой фазы для всех групп векторов, удовлетворяющих критерию согласия хи-квадрат

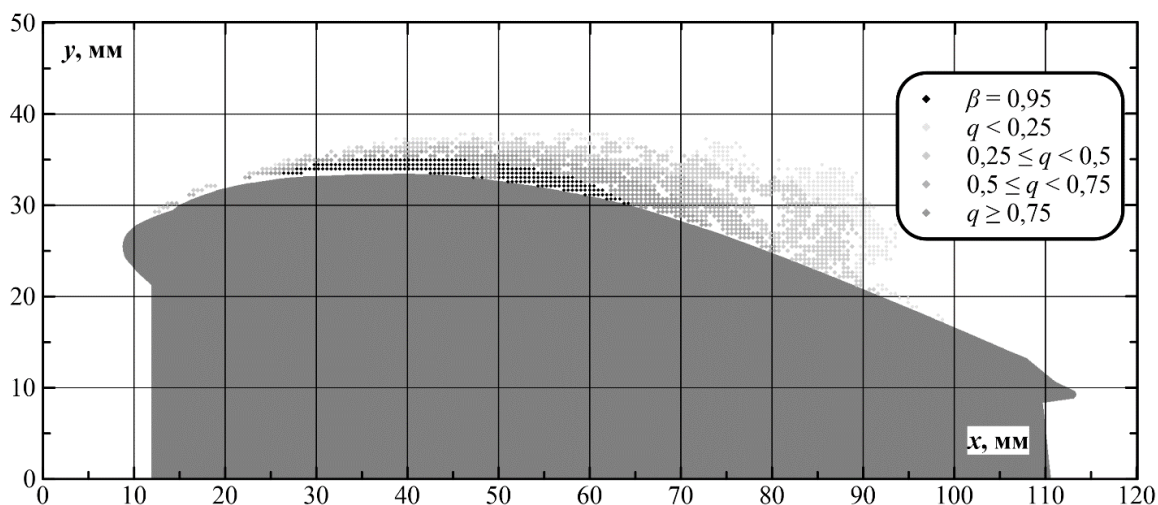


Рис. 2. Зональное разбиение измерительной области в зависимости от закона распределения повторяемости появления паровой фазы

Применительно к нестационарному кавитационному обтеканию модельного гидрокрыла подход позволил определить наличие присоединенной каверны, ее продольный размер, а также локализовать область отрыва кавитационных облаков. Отклонение экспериментального распределения от теоретического закона находится в пределах 10% для всей измерительной области. Максимальное отклонение было зарегистрировано вблизи межфазной границы присоединенной каверны.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 19-79-30075).

УДК 531.5

О методах ускорения баллистического интегратора, разрабатываемого в ЛПИ МФТИ

А.А. Кузнецов, Фукин И.И., Е.А. Ежова, Е.А., Петров Д.А., Пыряев Е.В.

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В работе предложены и исследованы подходы, позволяющие ускорить численный баллистический прогноз движения космических аппаратов (КА) в околоземном пространстве.

Задача баллистического прогнозирования является основополагающей для освоения космического пространства. Без ее решения невозможны: мониторинг космического пространства, осуществление связи между космическими аппаратами, получение информации со спутников дистанционного зондирования. В этой связи ее быстрое и точное решение является особенно актуальным.

Задачу баллистического прогнозирования можно разделить на два этапа. Во-первых, расчет сил, действующих на КА, а во-вторых, решение задачи Коши. Наиболее затратной операцией на первом этапе является определение гравитационной силы, задающейся рядом Гаусса гравитационного потенциала [1], [2]:

здесь μ – гравитационный параметр, a – экваториальный радиус Земли, $\square\square\square\square r$ – сферические координаты точки пространства r , а P_n , $m(x)$ – присоединенные полиномы Лежандра, а C_n , m и S_n , m – коэффициенты разложения, определяемые конкретной моделью. Для ускорения подсчета такой суммы, авторами был предложен интерполяционный подход, заключающийся в построении трикубического сплайна [3] для гравитационного потенциала в околоземном пространстве. Такой подход позволил ускорить интегрирование уравнений движения в 20–30 раз.

Для учета геометрии КА при вычислении аэродинамического сопротивления и солнечного давления был предложен алгоритм трассировки лучей, который может быть проведен на предварительном этапе с использованием параллельных вычислений. Это позволило сократить время вычисления указанных сил при интегрировании уравнений до времени нескольких арифметических операций.

При реализации второго этапа – решения задачи движения – были использованы не декартовые координаты КА, а модифицированные равноденственные элементы [4]. Интегрирование уравнений движения в новых переменных оказалось быстрее более чем на 10%.

Кроме этого, авторы предложили новый способ оценки ошибки и выбора шага для коллокационного метода Эверхарта – одного из самых точных методов решения баллистических задач. Полученный способ основывается на модификации правила Рунге. Исследования новой методики показали, что вычисления могут быть ускорены в 1,5–2.

Литература

1. *Deakin R.E.* Derivatives of the Earth's potentials // *Geom Res Aust.* 1998. V. 68. P. 31.
2. *Pines S.* Uniform Representation of the Gravitational Potential and its Derivatives // *AIAA Journal.* 1973. V. 11, N 11, P. 1508.
3. *Lekien, Francois, and J. Marsden.* Tricubic interpolation in three dimensions // *International Journal for Numerical Methods in Engineering.* 2005. 63.3. P. 455-471.
4. *Walker M. J. H., Ireland B., Owens J.* A set modified equinoctial orbit elements // *Celestial mechanics.* 1985. V. 36, N 4. P. 409-419.

УДК 531.551

Алгоритм управления ориентацией космического аппарата

Э.М. Фаттахов¹, В.Ю. Семака¹, И.Н. Завьялов¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время многие страны мира запускают свои космические аппараты для различного рода задач: дистанционного зондирования и связи. При выполнении этих задач необходимо обеспечивать требуемую ориентацию аппарата.

Кроме того, на околоземной орбите на космический аппарат действуют разные по величине и направлению силы, которые могут создавать момент сил:

- гравитационные силы,
- магнитное поле,
- аэродинамическое,
- давление солнечного излучения.

Действие данных сил на аппарат существенно зависит от различных внешних факторов: солнечная активность, положение на орбите, которые могут быть определены только с существенной погрешностью. Поэтому алгоритм управления должен быть в состоянии компенсировать влияние внешних моментов без их прямого моделирования.

Основными задачами ориентации являются поворот из текущего состояния до требуемого и поддержание имеющейся ориентации. Для решения данных задач необходимо создавать моменты сил, которые позволят изменять угловую скорость вращения. Принципиально существуют три способа управления ориентацией – *гиросиловой, маховичный и реактивный*, которые получили своё название в соответствии с используемым принципом для создания момента сил.

В современном мире активно разрабатываются системы многоспутниковых группировок. Однако управлять более чем сотней КА ручном режиме очень трудозатратно, поэтому должен быть создан модуль, который позволит автоматически управлять ориентацией КА.

Основной целью работы является создание программного модуля, который мог бы управлять ориентацией КА с помощью любого устройства, способного создавать момент силы. В качестве алгоритма управления в этой работе предполагается использование ПИД-регулятора. В качестве примера управляющих органов будем рассматривать маховики, гравитационный и магнитный момент как внешнее воздействие, суммарный момент силы как параметр управления. Общая формула суммарного момента силы маховиков:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_{t_0}^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt},$$

где $e(t)$ – невязка, определенная как ось вращения между текущим положением и целевым умноженный на угол между целевым и текущим положениями.

Расчеты проводились на синтетическом КА мини класса.

В ходе работы был создан программный модуль, который позволяет проводить автоматическое управление виртуальным КА.

Литература

1. *Васильев В. Н.* Системы ориентации космических аппаратов. Москва : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009.
2. *Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н.* Управление ориентацией космических аппаратов. Москва : Наука. 1974.
3. *Маркеев А.П.* Теоретическая механика : учебник. 2-е изд., доп. 1999.
4. *Амелькин Н.И.* Динамика твердого тела. Москва : МФТИ. 2010.

Моделирование кривых блеска объектов околоземного пространства в оптическом диапазоне

Н. И. Чарнопис, И.М Перепечкин, И. Н. Завьялов

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время в околоземном пространстве насчитывается огромное число космических объектов [1]. Чтобы избежать столкновений, необходимо уметь предсказывать их движение. Движение реальных космических объектов отклоняется от кеплеровских траекторий под действием возмущающих факторов. Одним из таких факторов является воздействие солнечного ветра. Для учета солнечного ветра необходимо знать геометрию объекта. Единственным способом оценить геометрическую форму мусора является анализ наблюдаемых кривых блеска.

Прежде чем решать обратную задачу определения формы по блеску, необходимо решить прямую задачу получения блеска из известной формы объекта. При решении задачи будем считать, что Солнце точечный источник света, объект и наблюдатель существенно удалены друг от друга, условный приемник представляет из себя камеру обскура, отражательная способность элементов объекта считается известной, учитывается диффузионная и зеркальное рассеивание света, переотражения света разными элементами объекта не учитываются, так как они малы.

Постановка задачи компьютерного моделирования: для заданного объекта определить интенсивность отраженного солнечного света в месте нахождения наблюдателя. Известные параметры: геометрия, положение, ориентация объекта, а также положения Солнца и наблюдателя. Представление данных: объект наблюдения хранится в виде полигональной сетки, где для каждого полигона (треугольника) определены вершины, и вектор нормали. Положения объекта, Солнца и наблюдателя записаны в координатах геоцентрической системы координат. В качестве наблюдателя выступает модель камеры обскура.

На основании данных вводных параметров был реализован модуль, написанный на языке Python. Порядок работы модуля:

1. Загрузка модели из файла.
2. Подготовка модели к дальнейшей обработке в 2 этапа.
 - 2.1. Масштабирование модели относительно начала координат, в которой указана модель.
 - 2.2. Разбиение полигонов на более мелкие, используя критерием остановки максимально допустимую площадь полигона.
3. Проверки на видимость полигонов. Суммарная интенсивность складывается от интенсивность каждого полигона. Для этого необходимо выполнение следующих условий:
 - 3.1. Свет от Солнца попадает на полигон.
 - 3.2. Вектор нормали полигона направлен в ту полуплоскость, в которой расположены и Солнце и наблюдатель.
 - 3.3. Свет от полигона попадает в камеру, с учетом угла обзора.
4. Расчет интенсивности. После 3 шага получается модель, в которой известно, какие полигоны вносят вклад в интенсивность отраженного света. Для каждого полигона осталось выполнить 2 расчета:
 - 4.1. Получение координаты центра полигона в плоскости изображения камеры.
 - 4.2. Расчёт интенсивности отраженного излучения. Используемые допущения:
 - 4.2.1. Солнце является абсолютно черным телом (АЧТ). Модуль допускает расчет для любых участков спектра. Излучение от Солнца в модуле может быть рассмотрено двумя способами:
 - 4.2.1.1. Как сферическая волна от точечного источника излучения.
 - 4.2.1.2. Как пучок света, параллельный радиус вектору, соединяющему начало координат модели и Солнце.
 - 4.2.2. Между объектами отсутствует взаимодействие со средой.
 - 4.2.3. В отражении участвуют 3 компоненты излучения.
 - 4.2.3.1. Диффузное излучение по закону Ламберта.
 - 4.2.3.2. Зеркальное отражение.
 - 4.2.3.3. Фоновое (по Фонгу) излучение полигона. Используется как грубое приближение излучения, рассеянного соседними объектами. Может быть использовано, в качестве моделирования собственного излучения полигона. Например, если он является частью какой-либо лампочки. В данный момент это отключено.
5. В качестве результаты работы модуля получается изображение на матрице, в каждом пикселе которой находится суммарная энергетическая интенсивность, отраженная от модели. Для построения кривой блеска достаточно просуммировать значения каждого пикселя или создать камеру с матрицей 1×1 пиксель.

Модуль может производить расчеты на CPU и GPU. Для расчетов на CPU используется библиотека NumPy [2], а для расчетов на GPU библиотека PyTorch [3]. Используются файлы моделей, записанных в формате stl. Пример работы модуля представлен на рис. 1. Существует недостаток реализации – расчеты занимают значительную часть времени. На обработку модели, состоящей из 100 тысяч полигонов, на видеокarte уходит 70 секунд, что отчасти связано с реализацией на языке Python.

В результате работы создан модуль для расчета отраженного от объекта света и построения синтетических кривых блеска.

Дальнейшая работа состоит в переносе рабочего кода на язык CUDA C и реализации более быстрых проверок на видимость полигонов. Текущая проверка на GPU имеет вычислительную сложность $O(N^2)$, где N – кол-во полигонов в модели. Планируется реализовать алгоритм k -мерных деревьев [4], имеющий сложность $O(N \cdot \ln N)$.

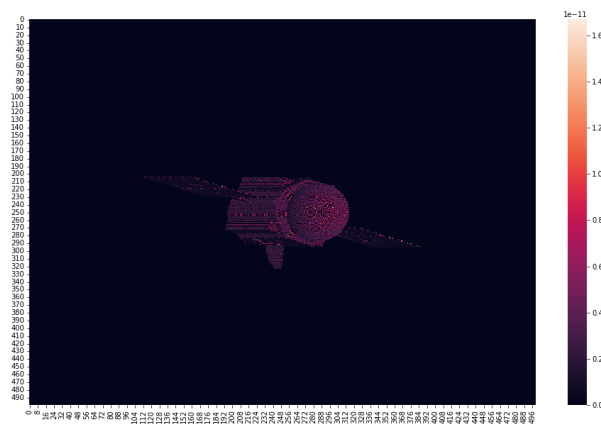


Рис. 1. Моделирование отраженного Солнечного излучения от спутника Клементина

Литература

1. *Аганов В.М.* [и др.] Космический мусор. В 2 кн. Кн. 1. Методы наблюдения и модели космического мусора // под науч. ред. докт. техн. наук, проф. Г.Г. Райкунова. Москва : Физматлит, 2014. 248 с.
2. <https://numpy.org/doc/stable/reference/> (21.09.21)
3. <https://pytorch.org/docs/stable/index.html> (21.09.21)
4. *Bentley J.L.* Multidimensional binary search trees used for associative searching // Communications of the ACM. 1975. V. 18.

УДК 621.396.946

Оценка эффективной пропускной способности сети при наличии ошибок в физическом канале связи

К.С. Васюрин, В.Ю. Семака

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время одной из важнейших задач космической техники является задача развертывания многоспутниковых группировок. Среди множества проблем, которые могут решать такие группировки, есть задача обеспечения населения Земли широкополосным доступом в Интернет. Создание системы глобальной связи ставит вопрос об организации межспутниковой сети связи.

Современным подходом к описанию сетей является модель стека протоколов OSI. Каждый уровень отвечает за свой слой абстракции. При переходе от одного уровня к другому к полученному сообщению добавляются служебные данные и формируется пакет, который может быть обработан на соответствующем уровне принимающего/промежуточного узла.

Передача сигнала происходит в среде с помехами: излучение от Солнца, Земли, Луны, галактическое излучение, к тому же накладываются шумы приемо-передающего оборудования. Это приводит к ошибкам в приеме отдельных битов. Можно передавать избыточную информацию для исправления ошибок передачи данных. В случае наличия неисправленных ошибок – пакет отбрасывается целиком.

Всё это приводит к тому, что реальная скорость передачи целевой информацией будет меньше максимально возможной скорости передачи для данного канала. Более того, существует вероятность того, что отправленный пакет не дойдет до пункта назначения.

Чтобы моделировать передачу данных по спутниковой сети, было необходимо создать программ-

ный модуль, реализующий как минимум три уровня модели OSI.

Целью данной работы является написание программного модуля, для реализации канального и сетевого уровня модели OSI. Мы не моделируем физический уровень, так как его реализация может опираться на совершенно разные физические принципы.

В результате работы на языке программирования Python был написан модуль, моделирующий канальный и сетевой уровни модели OSI. В качестве входных данных используется вероятность ошибки в одном бите, параметры алгоритма коррекции ошибок и накладные расходы на реализацию протоколов. На основе вероятности ошибки в отдельном бите и используемого алгоритма коррекции оценивается вероятность отбрасывания пакета. Затем рассчитываются эффективные пропускные способности канала и сети, состоящей из этих каналов. Программный модуль может быть встроен в любое программное обеспечение.

УДК 629.783

Влияние атмосферы на функционирование группировки спутников ДЗЗ

Е.В. Пыряев, И.Н. Завьялов, А.А. Кузнецов

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В XXI веке актуальной задачей космической техники является запуск многоспутниковых группировок на околоземную орбиту. Такие группировки позволяют обеспечивать связь между абонентами в любых точках земного шара, а также осуществлять наблюдение поверхности планеты в природоохранных, метеорологических и коммерческих целях. Атмосфера Земли оказывает существенное влияние на операционную деятельность КА и их динамику перемещения по орбите.

Вклад силы сопротивления воздуха в динамику космических аппаратов, находящихся на низких квазикруговых орбитах, является существенным на масштабе десятков витков, а погода в наблюдаемой точке поверхности планеты влияет на возможность проведения наблюдений. Наиболее частой причиной, из-за которой вести наблюдение в оптическом спектре невозможно, является наличие облачности.

Таким образом, при проектировании многоспутниковых группировок необходимо учитывать атмосферные явления. Моделирование необходимых нам явлений, как изменения плотности верхних слоёв атмосферы, так и облачности, сопряжено с определёнными трудностями. Так, например, смесь атмосферных газов на высотах более 100 км нельзя описать стандартными уравнениями газовой динамики в силу нарушения сплошности среды. Существенное воздействие на распределение плотности оказывает интенсивность солнечного излучения, а также возмущения геомагнитного поля. Моделирование облачности, как и погодных явлений, “в лоб” до сих пор является нерешённой задачей.

Целью данной работы является написание программного модуля, позволяющего рассчитывать синтетическую атмосферу с точки зрения верхних слоёв и облачности. Модуль должен быть автономным для возможности встраивания в сторонние программные комплексы и решения пользовательских задач.

Плотность верхних слоёв атмосферы рассчитывается по модели ГОСТ25645.166-2004. Данная модель получена эмпирически на основе динамики орбитальных параметров советских, российских и зарубежных КА. В ней учитывается взаимное расположение Солнца и Земли, время года и время суток, а также солнечная активность (выраженная в среднесуточном индексе солнечной активности F10.7) и геомагнитная возмущённость (выраженная в планетарном индексе геомагнитной возмущённости Kp). Подробное описание модели можно прочитать в [1].

Главное препятствие при моделировании тропосферной облачности представляет стохастичность атмосферных явлений. Предсказать наличие облачности на геодезической сетке в данный момент времени с достаточной точностью нельзя в силу множества влияющих на погодные условия факторов, однако для качественного моделирования можно воспользоваться наличием цикличности погодных условий. Облачная и ясная погода сменяют друг друга с определённой периодичностью в зависимости от рассматриваемого времени года. В данной работе построение синтетической модели облачности начинается с экстраполяции исторических данных в районах метеорологических станций РФ за последние 50 лет (данные получены из [2]). Экстраполяция строится на основе дискретного преобразования Фурье. Это позволяет получить значение облачности в задаваемой пользователем точке поверхности Земли путём интерполяции на нерегулярной сетке метеорологических станций.

Таким образом, в работе описывается пример реализации программного модуля, моделирующего синтетическую атмосферу Земли. С его помощью можно рассчитать силу сопротивления воздуха, действующую на спутники ДЗЗ на околоземной орбите, а также оценить характерный период видимости точек поверхности Земли из космоса.

Литература

1. <https://docs.cntd.ru/document/1200036026> (дата обращения: 15.10.2021)
2. <http://meteo.ru/data/163-basic-parameters> (дата обращения: 27.10.2021)

УДК 629.783

Метод оценки параметров энергосистемы КА на основе имитационного моделирования

В.П. Рудых¹, И.Н. Завьялов¹, В.Ю. Семака¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Сегодня особенно важной в развитии космонавтики становится проблема развития многоспутниковых группировок, состоящих из множества различных малых космических аппаратов (МКА). При проектировании космических аппаратов (КА) часто возникают задачи оценки параметров служебных систем. Для улучшения скорости и качества проектирования автоматических космических систем необходимо комплексное моделирование функционирования КА как единого целого. Одной из ключевых частей КА является система энергоснабжения (СЭС), параметры работы которой зависят от ориентации и баллистического движения по орбите, учет этих факторов особенно важен при проектировании МКА.

В настоящий момент для проектирования СЭС используются аналитические подходы основанные на соотношении энергобаланса. [1]

$$W_{min} \leq W_{AB} \leq W_{p.AB} \quad (1)$$

где W_{min} — минимальное значение запаса электроэнергии в АБ; W_{AB} — текущее значение энергоёмкости АБ в процессе реализации данного режима КА; $W_{p.AB}$ максимальное значение разрядной энергоёмкости АБ.

Для оценки параметров СЭС обычно применимо аналитическое соотношение [3],

$$\eta_{AB} * \sum_i P_{z.ABi} \Delta t_{zi} = \sum_j P_{p.ABj} \Delta t_{zj} \leq W_{p.AB} \quad (2)$$

где η_{AB} — энергетический КПД АБ в циклах заряда-разряда; $P_{z.ABi}$ — мощность заряда АБ в i -м цикле длительностью Δt_{zi} , $P_{p.ABj}$ — мощность разряда АБ j -м цикле, где мощность разряда получается суммированием всех нагрузок на данном этапе циклограммы работы КА.

Цель работы: создать модуль программного обеспечения, позволяющего реализовать алгоритм оценки основных параметров энергосистемы КА: эффективной площади солнечной батареи (СБ) и ёмкости аккумуляторной батареи (АБ) с применением имитационного численного эксперимента с учетом орбитального движения и ориентации КА.

Предложенный алгоритм рассматривает итерационный процесс подбора характеристик энергосистемы КА с проверкой предложенных параметров в ходе имитационного моделирования.

Входными параметрами являются:

- Массив координат КА в геоцентрической системе координат
- Массив кватернионов ориентации СБ.
- Циклограмма потребления электроэнергии различными системами КА.

Выходными параметрами являются площадь СБ в кв.м. и ёмкость АБ в Вт./ч.

На каждом шаге моделирования мощность заряда учитывается по формуле (3).

$$N = N_0 S_{сол} \cos(\gamma) \quad (3)$$

где N — текущая мощность СБ в Вт,

N_0 — максимальная приведенная мощность на 1 кв.м.

S — полная площадь СБ.

$\cos \gamma$ – косинус угла между нормалью солнечной панели и направлением на Солнце

Косинус угла γ определяется из баллистического моделирования движения КА. Максимальная мощность СБ на единицу площади считается постоянной. Приведённая выше аналитическая оценка используется для определения параметров первой итерации. Далее проходит итерация имитационного моделирования, в ходе которой на каждом шаге по времени проверяется выполнение условия (2). Если хоть на одном временном участке условие не выполнено, значения параметров АБ и СБ корректируются исходя из превышения расхода энергии в ходе моделирования. Аналогично проводятся итерации для уменьшения, если превышен коэффициент запаса мощности.

В ходе работы проведены численные эксперименты по расчёту параметров энергосистем модельных КА на круговых орбитах высотой от 400 до 1200 км. Результаты показывают, что различие аналитических оценок с результатами, полученными с помощью данного алгоритма, составляют около 1,5 раз. В среднем сходимость алгоритма и выполнение условий (1) и (2) достигаются за 3-4 итерации. Программный модуль реализован на языке Python и обеспечивает возможность проведения параллельных расчётов для нескольких тысяч КА.

Данный программный модуль может быть использован совместно с иными моделями для моделирования различных систем КА, что позволит проводить комплексное моделирование работы КА.

Полученные результаты показывают, что комплексный подход позволяет точнее моделировать работу КА и формировать требования к СЭС перспективных МКА

Литература

1. *Туманов А.В. [и др]. Основы компоновки бортового оборудования.* - Москва: МГТУ им Н.Э. Баумана, 2018,
2. *Аникин, А.С. Электропитание космических аппаратов.* - Томск: Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники, 2014
3. *Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. Основы проктирования космических аппаратов информационного обеспечения.* - Красноярск : Сибирский гос. аэрокосмич. ун-т, 2011, 488 с.

Секция прочности летательных аппаратов

УДК 539.422.5

Численное исследование прочности подкреплённой цилиндрической оболочки из полимерного композита с внутренними дефектами при действии динамических нагрузок

А.Л. Медведский¹, М.И. Мартиросов², А.В. Хомченко²

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В работе рассматривается влияние внутренних дефектов типа расслоений на поведение армированной цилиндрической оболочки из полимерного композиционного материала (ПКМ) при действии динамических нагрузок. Длина оболочки $L = 800$ мм, радиус $R = 200$ мм.

Оболочка (обшивка, стрингеры и шпангоуты) изготовлена из углепластика по автоклавной технологии на основе препрега HexPly M21/34%/UD194/IMA (углеродная лента IMA на основе высокопрочного волокна HexTow IMA-12K и эпоксидное модифицированное связующее M21) производства фирмы Hexcel Composites (США). Толщина монослоя принимается равной 0.184 мм. Укладка обшивки имеет следующую схему:

$[+45^\circ/-45^\circ/90^\circ/0^\circ/+45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/+45^\circ/0^\circ/90^\circ/-45^\circ/+45^\circ]$ (всего 12 монослоёв, суммарная толщина композитного пакета 2.208 мм). Стрингер имеет Т-образное сечение (11×14 мм), поперечное сечение шпангоутов – швеллер (20×6 мм) (рис. 1). В качестве граничных условий используется шарнирное опирание по торцам оболочки.

Предполагается, что между слоями №1-2, №2-3 и т.д. до №11-12 (один под другим) в межстрингерной зоне расположены дефекты эллиптической формы с осями 80 и 45 мм.

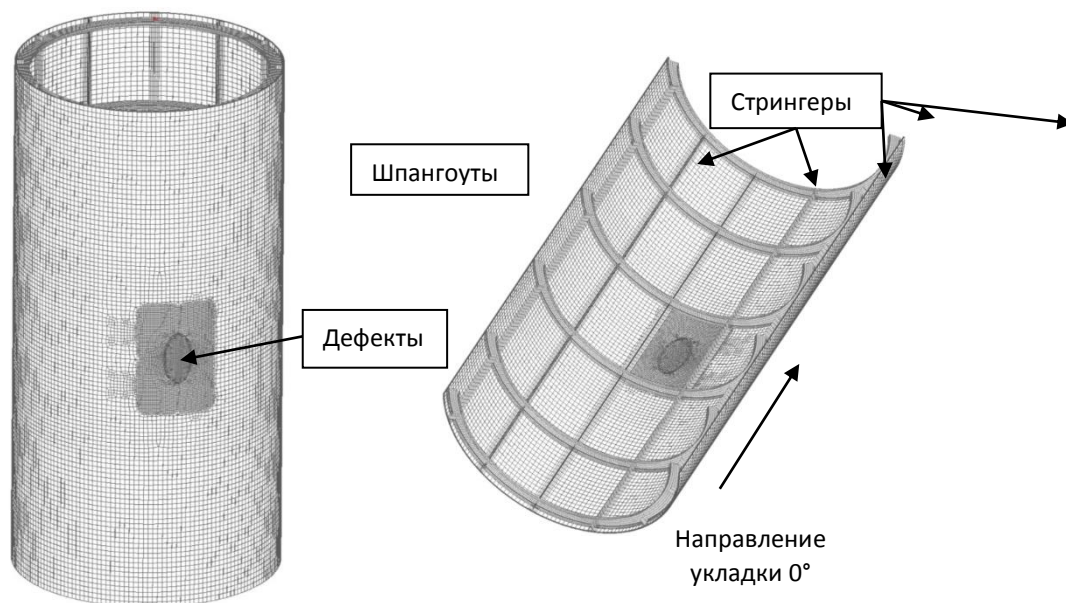


Рис. 1. Конечно-элементная модель армированной цилиндрической оболочки

При создании модели используется программный комплекс LS-DYNA (Lawrence Livermore National Laboratory). Все монослои моделируются отдельным набором конечных элементов и жестко сцеплены между собой с помощью клевого контакта «AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK», за исключением зоны дефекта, где учитываются контактные взаимодействия интерфейсов.

В качестве нагрузки рассматриваются:

1. Действие взрывной волны «LOAD_BLAST_ENHANCED» с энергией взрыва $E = 418.4$ кДж, эпицентр взрыва находится на расстоянии $L_0 = 900$ мм от внешней поверхности оболочки. Распространение взрывной волны описывается моделью Kingery-Bulmash.

2. Ударное воздействие одиночным и множественными фрагментами пневматика.

Фрагменты принимаются в форме прямоугольного параллелепипеда, для моделирования используется модель материала «077_O-OGDEN_RUBBER» (данная модель позволяет описывать поведение гиперупругих материалов, таких как каучуки, полимеры и биологические ткани) и объёмные конечные элементы гексагональной формы (рис. 2).

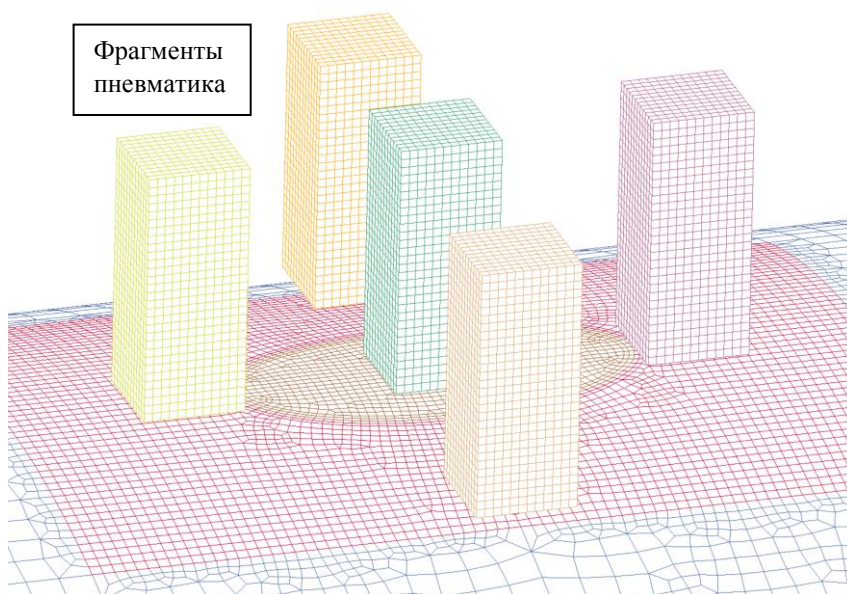


Рис. 2 – Конечно-элементная модель фрагментов пневматика

Задачи решаются с помощью метода конечных элементов с применением явной схемы интегрирования по времени [1]-[4]. В результате решения были получены: поля перемещений, напряжений и деформаций в слоях элементов конструкций для различных моментов времени. В случае действия взрывной волны определяется распределение поля давления на внешнюю поверхность оболочки. Получены зависимости контактных сил в различные моменты времени, а также изменение кинетической энергии пневматиков.

Определяются минимальные коэффициенты запаса прочности в случае наличия и отсутствия внутренних дефектов эллиптической формы с помощью следующих критериев разрушения для ПКМ: Hashin, Chang-Chang, Puck, LaRC (Langley Research Center). Получены картины деградации межслоевой когезионной связи в области расположения дефектов.

Литература

1. *Medvedskiy A.L., Rabinskiy L.N., Martirosov M.I., Ershova A.Yu., Khomchenko A.V.* The study of changes in strength of polymer composite panels with interlayer defects under the action of unsteady load // *The Asian International Journal of Life Sciences. Supplement 21 (1). Philippines. 2019. Pp. 565-576.*
2. *Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В.* Поведение полой композитной панели с внутренними повреждениями под действием нестационарной нагрузки // *Научно-технический журнал «Строительная механика и расчет сооружений». ЦНИИСК им. В.А. Кучеренко. № 2. 2019. Сс. 43-47.*
3. *Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В.* Поведение полой композитной четырехстрингерной панели с внутренними повреждениями при нестационарном воздействии // *Учёные записки ЦАГИ. Т. 51. №2. 2020. Сс. 47-56.*
4. *Медведский А.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В.* Поведение слоистых элементов конструкций из полимерного композита с внутренними дефектами при нестационарных воздействиях // *Механика композиционных материалов и конструкций. Т.26. №2. 2020. Сс. 259-269.*

Особенности получения механических свойств композиционных материалов

А.А. Свиридов

ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н. Е. Жуковского»

Рассмотрены различные отечественные (ГОСТы) и зарубежные (ASTM) методики получения механических свойств полимерных композиционных материалов [1], [2], [3], [4], [5]. На основании большого опыта проведения экспериментальных исследований представлены особенности каждой из методик.

На рис. 1 приведены основные принципы нагружения образцов при испытании на сжатие для различных стандартов.

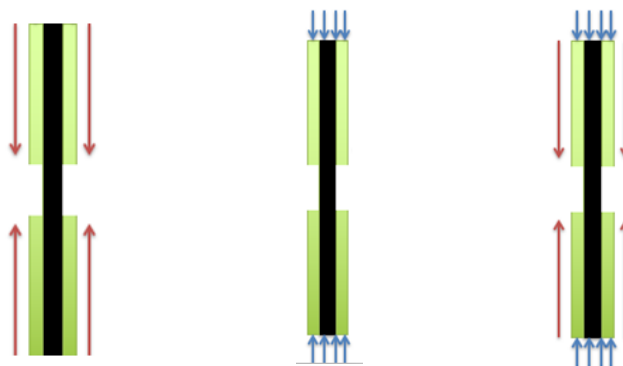


Рис. 1. Приложение нагрузки на образец согласно ASTM D3410,695,6641

На рис. 2 представлены эскизы образцов, применяемых для испытаний на сжатие, в соответствии с ASTM и методикой ФГУП «ЦАГИ».

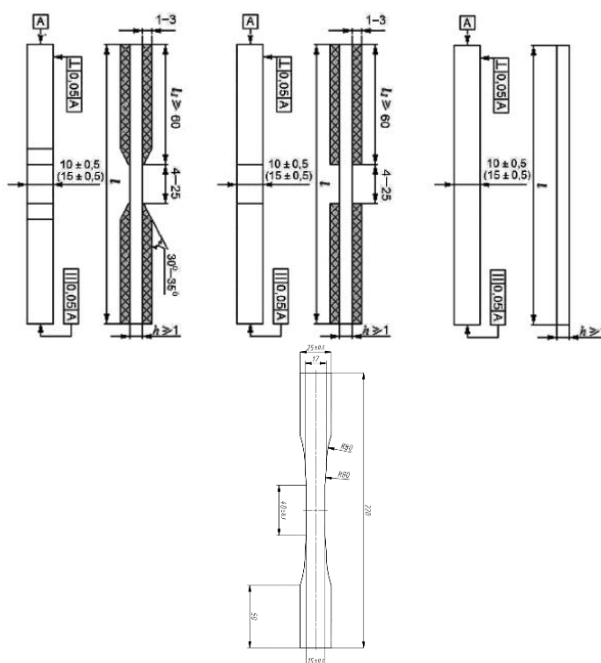


Рис. 2. Образцы, применяемые по методике «ЦАГИ» и ASTM

По результатам рассмотрения имеющегося спектра методик для испытания на сжатие и растяжение образцов из ПКМ был сделан вывод, что наиболее оптимальной является методика ЦАГИ. При анализе методик принималась во внимание простота изготовления противоизгибающего приспособления, получаемое рассеяние экспериментальных данных и уровень характеристик.

На рис. 3 представлено разрушение приспособления для испытаний на сдвиг в соответствии с

ASTM D 7078 [5]:

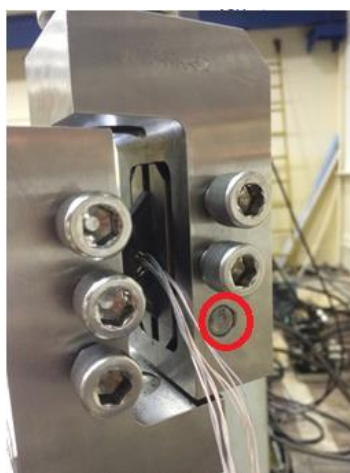


Рис. 3. Разрушение болта в стандартной оснастке

По результатам разрушения оснастки при испытаниях, специалистами ФГУП «ЦАГИ» были внесены изменения в конструкцию приспособления.

На рис. 4 изображен график зависимости момента затяжки болтов в приспособлении с рис. 3 представленный в работе [6].

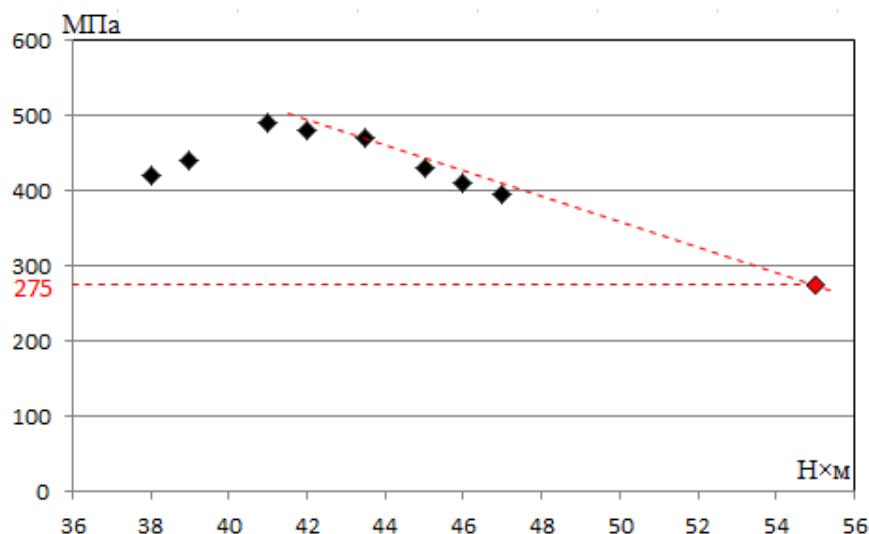


Рис. 4. Испытания с использованием различного момента затяжки

В соответствии с графиком наиболее высокое сдвиговое напряжение получается при затяжке болтов 42 Нм, что не согласуется с рекомендациями [5] в 55 Н × м. Следовательно, для каждого материала и толщины полуфабриката необходимо проводить предварительные испытания с целью определить оптимальные параметры монтажа образца для достижения максимальных характеристик прочности.

Литература

1. *ГОСТ 33519-2015*. «Межгосударственный стандарт. Композиты полимерные. Метод испытания на сжатие при нормальной, повышенной и пониженной температурах».
2. *ASTM D 3410*. «Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading».
3. *ASTM D 695*, «Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics».
4. *ASTM 6641*, «Standard Test Method for Determining the Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Laminates Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture».
5. *ASTM 7078*, «Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by V-Notched Rail Shear Method».
6. *Park I.K.*, «Tensile and Compressive Test Methods for High Modulus Graphite-Fibre Reinforced Composites», Proceedings of the International Conference on Carbon Fibers, Their Composites and Applications, Paper No. 23, The Plastics Institute, London, 1971 г.

Расчетная оценка скоростей роста расслоений в многослойных композитах с использованием модели деградации жесткости

В.Е. Стрижиус

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Известно, что расслоение является одним из наиболее опасных и трудно контролируемых повреждений слоистых полимерных композиционных материалов (ПКМ). Именно поэтому исследованию возникновения и роста расслоений в ПКМ посвящены работы многих авторов.

В работе [1] представлены основы физического моделирования роста расслоений в слоистых ПКМ при циклическом растяжении. К основным особенностям такого моделирования по данным работы [1] можно отнести следующие.

Введено понятие параметра расслоения D как нормализованное расслоение площади A/A_0 , где A – фактическая (измеренная) площадь расслоения, а A_0 – общая площадь, доступная для расслоения.

Предложена простая модель для оценки снижения значения модуля упругости при росте расслоений:

$$E = E_0 + (E^* - E_0) \frac{A}{A_0},$$

где E^* – значение модуля упругости, соответствующее полному расслоению композита. На основании обработки известных экспериментальных данных в работе [2] сделан вывод, что когда $A/A_0 = 1$, $E/E_0 = 0,65$.

В работе [2] получен ряд соотношений для оценки модуля упругости и параметра повреждения:

$$E = E_0(1 - 0,35D); \quad D = 2,857 \left(1 - \frac{E}{E_0} \right);$$

и

$$\frac{dD}{dN} = -2,857 \left(\frac{1}{E_0} \frac{dE}{dN} \right). \quad (1)$$

По данным работ [3], [4], [5], [6] остаточная жесткость многослойных композитов оценивается с использованием следующего соотношения:

$$E(N) = E_1 \times \left(1 - k_1 \times \left(\frac{\sigma_a}{E_0} \right)^{k_2} \times N \right), \quad (2)$$

где:

- $E(N)$ – остаточная жесткость;
- E_0 – начальная статическая жесткость;
- E_1 – начальная циклическая жесткость;
- σ_a – амплитуда циклических напряжений;
- N – число приложенных циклов;
- k_1 и k_2 – постоянные для рассматриваемого материала, получаемые по результатам обработки экспериментальных данных.

В этом случае кривая усталости для рассматриваемого материала (элемента) будет выглядеть следующим образом:

$$\sigma_a = E_0 \times \left(\frac{1 - \frac{E(N)}{E_1}}{k_1 \cdot N} \right)^{\frac{1}{k_2}}. \quad (3)$$

В работе [5] представлено уравнение усталости для так называемых «внеосевых» образцов из стеклопластика с укладкой 15^0 и коэффициентом асимметрии циклического нагружения $R = 0,1$ при уровне деградации жесткости $E(N)/E_1 = 0,96$:

$$\sigma_{\max} = 168,2 \cdot N^{-0,733}, \quad (4)$$

где σ_{\max} – максимальные напряжения циклического нагружения.

Принимая допущение $E_0 \approx E_1 \approx 40000$ МПа и решая совместно уравнения (3) и (4) можно определить значения постоянных k_1 и k_2 для рассматриваемого образца и рассматриваемого нагружения: $k_1 = 5,63 \times 10^{35}$, $k_2 = 13,643$.

Рассмотрим соотношение (2). Производная функции $E(N)$ равна:

$$E'(N) = \frac{dE}{dN} = -E_1 \times k_1 \times \left(\frac{\sigma_a}{E_0} \right)^{k_2}. \quad (5)$$

Подставляя выражение (5) в соотношение (1) получаем

$$\frac{dD}{dN} = 2,857 \times k_1 \times \left(\frac{\sigma_a}{E_0} \right)^{k_2} = 2,637 \times 10^{-27} \times \sigma_a^{13,643}. \quad (6)$$

С использованием соотношения (6) для рассматриваемых образцов могут быть рассчитаны скорости роста расслоения при различных значениях σ_a . Представленная процедура получения соотношения (6) может быть использована для получения математических выражений скоростей роста расслоений для других образцов и элементов из ПКМ.

Литература

1. *Beaumont P.W.R.* Physical modelling of damage development in structural composite materials under stress // In Harris B. (ed.) *Fatigue in composites*. Woodhead Publishing Ltd and CRC Press LLC. 2003. P. 365-412.
2. *Poursartip A., Ashby M.F. and Beaumont P.W.R.* Fatigue damage mechanics of a carbon fibre composite laminate: Part 1 // *Composites Science and Technology*. 1986. V. 25. P. 193–218.
3. *Brøndsted P., Andersen S.I. and Lilholt H.* Fatigue damage accumulation and lifetime prediction of GFRP materials under block loading and stochastic loading // *Proceedings of the 18th Risø International Symposium on Materials Science, Risø International Laboratory, Roskilde, Denmark*. 1997.
4. *Ferreira J., Reis P., Costa J. and Richardson M.* Fatigue behaviour of composite adhesive lap joints // *Compos. Sci. Technol.* 2002. V. 62. P. 1373-1379.
5. *Vassilopoulos A.P. and Keller T.* *Fatigue of Fiber-reinforced Composites* // London: Springer-Verlag London Ltd. 2011.
6. *Ospina Cadavid M., Al-Khudairi O., Hadavinia H., Goodwin D. and Liaghat G.H.* Experimental Studies of Stiffness Degradation and Dissipated Energy in Glass Fibre Reinforced Polymer Composite Under Fatigue Loading // *Polymers & Polymer Composites*. 2017. V. 25(6). P. 435-446.

УДК 629.735.33

Исследование применимости FDM-печати для создания конструкции планера ЛА

Д.А. Мешенников

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В области аддитивных технологий в последнее десятилетие проявляется значительное развитие и удешевление FDM-печати. Это позволило таким технологиям стать более доступными, а получаемые продукты производства имеют высокое качество поверхности и низкую ошибку геометрии.

В данной работе проводились исследования по применимости аддитивных технологий, а именно FDM-печати, для авиастроения. В качестве конечной цели ставилось создание летательного аппарата с неподвижным крылом с максимальным взлётным весом 7 кг. При этом на полезную нагрузку в отдельном отсеке приходится 4 кг.

Аддитивные технологии позволяют изготавливать практически любые пространственные структуры. Однако при использовании метода FDM-печати невозможно создать горизонтальные плоскости. Минимальный угол наклона, при котором возможен синтез, а материал сохраняет характеристики, равен 35°. Такое ограничение не позволяет применять традиционную конструктивно-силовую схему с использованием нервюр и шпангоутов. В работе прорабатывалась геодезическая схема – производилось подкрепление обшивки для повышения её устойчивости и жёсткости.

Конструкция включает в себя несколько типовых элементов (рис. 1):

- обшивка толщиной 0.4 мм;

- “нервюры” – некоторые рёбра толщиной 1 мм фиксированной высоты для придания жёсткости обшивки;
- стрингеры. Выполнены в виде “жил” – полукруг вдоль определённой траектории для разгрузки обшивки и торможения роста усталостных трещин;
- отдельные продольные силовые элементы;
- шпангоуты, предназначенные для простоты склейки отдельных деталей в единый корпус;
- объёмные структуры для крепления электроники в носу планера.

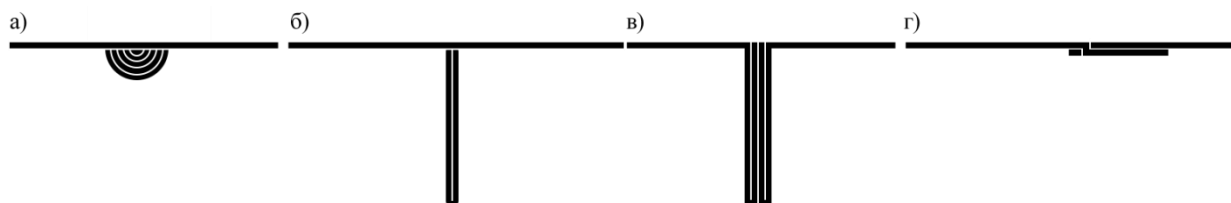


Рис. 1. Схематичное изображение различных типовых силовых элементов: а) стрингеры, б) нервюры, в) соединение двух деталей по схеме “шпангоут”, г) соединение двух деталей по схеме “внахлест”

Таким образом, сложная аэродинамическая форма планера может быть выполнена с высокой точностью и повторяемостью от образца к образцу.

Стоит отметить, что FDM-печать имеет “врождённый” технологический недостаток. Вследствие “синтезирования” изделия по слоям (рис. 2) материал полученной модели не обладает свойством изотропности. Для массивных деталей, где характерный размер элемента значительно больше характерной толщины слоя, этой особенностью можно пренебречь [1]. Также встречается такое явление, как адгезия слоёв: верхний слой не спекается с нижним до однородного состояния. Вышесказанное указывает на то, что полученная модель изготовлена из материала с анизотропными свойствами, и характеристики материала, а также целой модели зависят от направления печати в выбранной точке. В исследовании [2] показана зависимость от параметров печати. Максимальный модуль упругости будет в направлении линии заполнения слоя. В зависимости от исходного материала показатель анизотропии различается. Пластик с последующим вспениванием показывает более равномерное распределение характеристик в зависимости от направления.

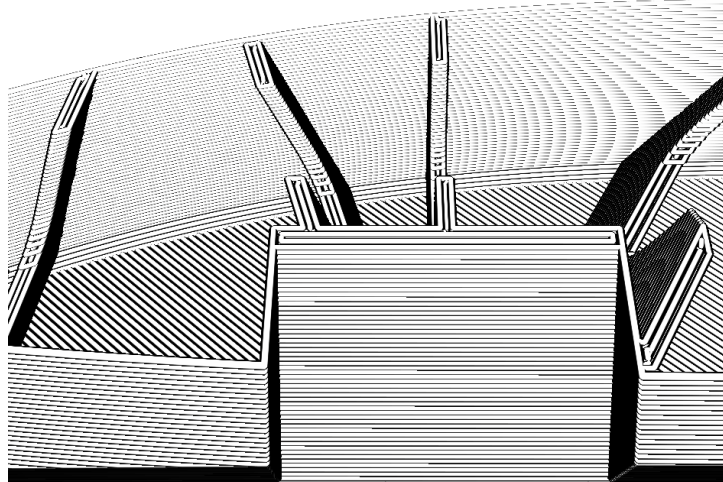


Рис. 2. Структура промежуточного слоя при синтезе руля высоты БПЛА

На данный момент в рамках исследования изготовлен планер массой 2,44 кг, совершивший успешный полёт.

Литература

1. *Jorge Manuel Mercado-Colmenero [et al].* Experimental and Numerical Analysis for the Mechanical Characterization of PETG Polymers Manufactured with FDM Technology under Pure Uniaxial Compression Stress States for Architectural Applications//Universidad de Jaen. 2020.
2. *Mushref Algarni, Sami Ghazali.* Comparative Study of the Sensivity of PLA, ABS, PEEK, and PETG’s Mechanical Properties to FDM Printing Process Parameters// crystals, MDPI. 2021.

Исследование зависимости механических свойств титанового сплава Ti6Al4V от траекторий нанесения порошка прямым лазерным сплавлением

Л.А. Глебов, Л.В. Радионова, В.А. Быков, А.С. Свистун

Южно-Уральский государственный университет
(национальный исследовательский университет)

Титан и его сплавы широко применяются в высокотехнологических отраслях: авиа-, ракето- и судостроении, атомной энергетике, химической промышленности и медицине. Физико-механические свойства титана и титановых сплавов превосходят большинство современных конструкционных материалов, таких как сталь и алюминий.

Исследования по выращиванию образцов выполнялись на лазерном комплексе FL-Clad-R-4, оснащенном лазером ЛС-4 мощностью 4 кВт, шестиосевым промышленным роботом-манипулятором KUKA R-120 с двухосевым позиционером KUKA DKP-400, питателем порошка TWIN-10-CR-2, а также технологической оснасткой для создания аргоновой среды. С помощью установки были получены образцы четырех групп с различными пространственными траекториями нанесения порошка титанового сплава Ti6Al4V. На рис. 1 представлены схемы траекторий в образцах четырех групп [1].

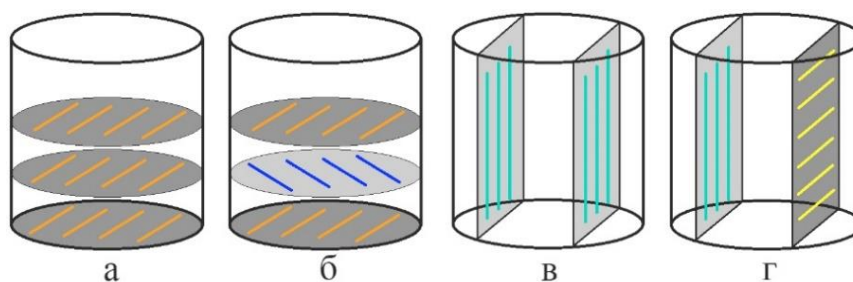


Рис. 1. Схемы пространственных траекторий четырех групп образцов: (а) «параллельная»; (б) «перпендикулярная»; (в) «вертикальная»; (г) «смешанная»

Микроструктура полученных образцов (рис. 2) представляет сплав $\alpha + \beta$ фаз, зерна не имеют четких границ в пределах нанесенных слоев, они переходят из слоя в слой, что показывает неразрывность нанесенных слоев [2]. Пористость не является локализованной, присутствуют отдельные мелкие поры шаровидной формы, общий процент пористости не превышает 0,02% [3].

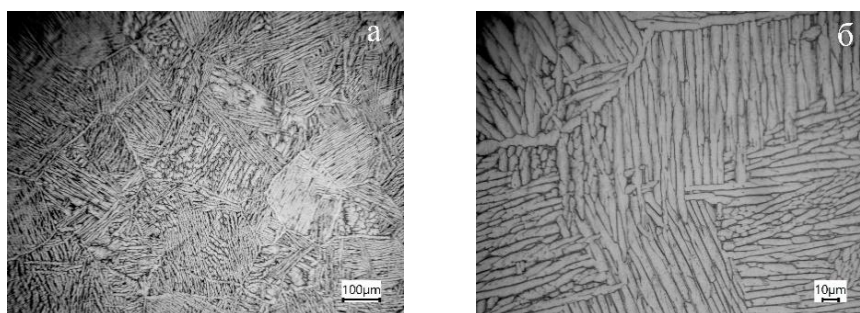


Рис. 2. Микроструктуры сплава Ti6Al4V: (а) увеличение 100; (б) увеличение 500

Механические испытания на сжатие проводились на двух установках. Испытания при комнатных температурах проводились на универсальной испытательной машине INSTRON 5882, а испытания при температурах 600/700/800 °С на физическом симуляторе термомеханических процессов Gleeble 3800.

Первым этапом исследования механических свойств были испытания четырех групп на сжатие при комнатных температурах (табл. 1). Образцы групп «параллельная» и «перпендикулярная» показали схожие испытанные деформации до разрушения в 21,5%, так как треки нанесения материала в образцах находятся только горизонтально. Образцы группы «вертикальная» (рис. 3) разрушались с наибольшими показателями напряжения в 1892 МПа, а испытанная деформация равняется 26,8%. Образцы группы «смешанная» испытали меньшее напряжение в 1817 МПа в сравнении с группой «вертикальная», но показали наибольшую деформацию до разрушения 32% [4].



Рис.3. Разрушенные образцы группы «смешанная» при комнатной температуре

Вторым этапом исследования механических свойств были испытания на сжатие при повышенных температурах. Поскольку по итогам первого этапа значения по испытанным напряжениям и деформациям групп «параллельная» и «перпендикулярная» оказались схожими, было принято решение в исследовании только группы «параллельная». При повышенных температурах сохраняется зависимость механических свойств (табл. 1) от направления нанесения треков в образцах. Группа образцов «смешанная» (рис. 4) показала наибольшее значение напряжения в 689 МПа с деформацией 15,4% при 600 °С.

Таблица 1

Результаты испытаний образцов на сжатие

	Температура, °С			
	Комнатная	600	700	800
Группа «параллельная»				
Напряжение на сжатие, МПа	1794	667	435	219
Деформация, %	21,3	15,1	3,5	3,2
Группа «перпендикулярная»				
Напряжение на сжатие, МПа	1848	-	-	-
Деформация, %	21,7	-	-	-
Группа «вертикальная»				
Напряжение на сжатие, МПа	1892	620	388	206
Деформация, %	26,8	14,6	4,9	3,9
Группа «смешанная»				
Напряжение на сжатие, МПа	1817	689	413	212
Деформация, %	32	15,4	4,4	3,7



Рис. 4. Деформированные образцы группы «смешанная» при температурных испытаниях

Литература

1. Глебов Л.А., Радионова Л.В. Исследование режимов выращивания изделий из сплава Ti-6Al-4V методом прямого лазерного сплавления. Междисциплинарные проблемы аддитивных технологий: сборник тезисов V Всероссийского научного семинара / год ред. А.Г Князева. – Томск. 2019. С. 17-18.
2. Глебов Л.А., Радионова Л.В., Самодурова М.Н. Исследование образцов из сплава Ti-6Al-4V, полученных методом прямого лазерного сплавления. СНК-2020 [Электронный ресурс]: материалы Юбилейной LXX открытой международной студенческой научной конференции Московского Политеха (Москва, 21–24 апреля 2020 г.). – Москва: Московский Политех. 2020. С. 30-35.
3. Glebov L., Pashkeev K., Radionova L. Effect of the Ti6Al4V alloy track arrangement on mechanical properties in direct metal deposition. Magnitogorsk Rolling Practice 2020: материалы V международной молодежной научно-технической конференции, Магнитогорск, 24–27 ноября 2020 года / под ред. А.Г. Корчунова. – Magnitogorsk: Магнитогорский государственный технический университет им. Г.И. Носова, 2020. сс. 118-121.
4. Erdakov I, Glebov L, Pashkeev K, Vykov V, Bryk A, Lezin V, Radionova L. Effect of the Ti6Al4V alloy track trajectories on mechanical properties in direct metal deposition. Machines. 2020. V. 8. P. 79.

О точности балочной схематизации для исследования упругих деформаций аэродинамических моделей

В.Н. Нгуен

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Известно [1], что аэродинамические модели, обычно предполагаемые весьма жесткими, на самом деле в условиях испытаний в аэродинамической трубе подвержены заметным упругим деформациям, которые вносят искажения в результаты измерений. Для расчетного исследования деформаций и соответствующих погрешностей измерений по многим причинам предпочтительно использование балочной схематизации конструкции модели. При этом возникает вопрос о точности такой схематизации, которой и посвящена работа.

Рассмотрена трехмерная модель крыла с углом стреловидности $\chi = 32.4^\circ$ по линии $\frac{1}{4}$ хорды базовой трапеции (далее – угол стреловидности), у которой заданы 3 базовых профиля: корневой профиль, профиль на изломе и концевой профиль с углами крутки, равными $+3^\circ$, $+1.5^\circ$ и (-3°) и хордами 0.31 м, 0.18 м, 0.034 м соответственно. Полуразмах модели крыла составляет 0.715 м. Используемый материал (сталь) имеет модуль Юнга $E = 210 \times 10^9$ Па, коэффициент Пуассона $\mu = 0.3$. Модель крыла находится под действием аэродинамической нагрузки с параметрами расчетного случая: скоростной напор 45 000 Па, число Маха 0.8, угол атаки 2° . Конечно-элементные модели и аэродинамическая сетка моделировались с помощью MSC.FlightLoads, а расчеты выполнялись с использованием MSC.Nastran. При расчетах все узлы корневого сечения жестко закреплены по всем степеням свободы. Для определения нагрузок в дозвуковом потоке используется линейная аэродинамическая теория с применением метода дискретных диполей (Doublet Lattice Method). Приращение локальных углов атаки из-за кривизны аэродинамических профилей и начальной поточной крутки заданы с помощью карты DMI.

Проведено исследование сходимости упругих деформаций (прогиба и поточной крутки) по разбиению конечно-элементной (КЭ) сетки конструкции (рис. 1).

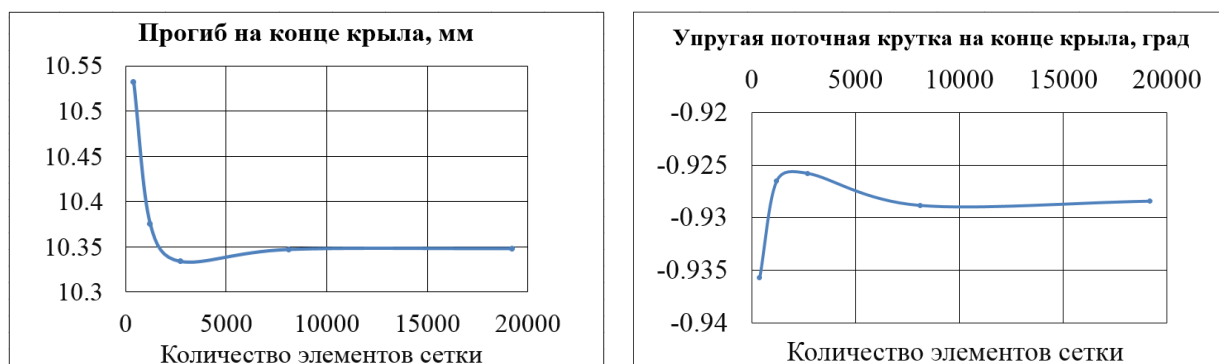


Рис. 1. Прогиб и поточная крутка на конце крыла

Установлено, что упругие прогибы и поточные крутки моделей, содержащих 8100 и/или 19 200 элементов, практически совпадают. Для следующих расчетов использовались КЭ модели с 19 200 элементами.

С целью выяснить зависимость упругих деформаций от угла стреловидности крыла проведены расчеты для 5 моделей с углами стреловидности -7.5° , 2.5° , 12.4° , 22.2° , 36.7° , соответственно. У каждой из этих моделей линия передней кромки оставалась прямой, значения корневой хорды, хорды на изломе и концевой хорды оставались прежними, как у базовой модели, имеющей угол стреловидности 32.4° .

Результаты показывают, что при увеличении угла стреловидности, и прогиб и поточная крутка увеличиваются. Прогиб моделей с углом стреловидности, начиная с 2.5° , достаточно значительный (6 мм–12 мм, что составляет 1% – 1.7% от полуразмаха), а поточная крутка моделей с достаточно большими углами стреловидности (32.4° и 36.7°) может достигать до (-1°) – (-1.2°) (рис. 2). Эти ощутимые упругие деформации необходимо учитывать при анализе аэродинамических характеристик моделей.

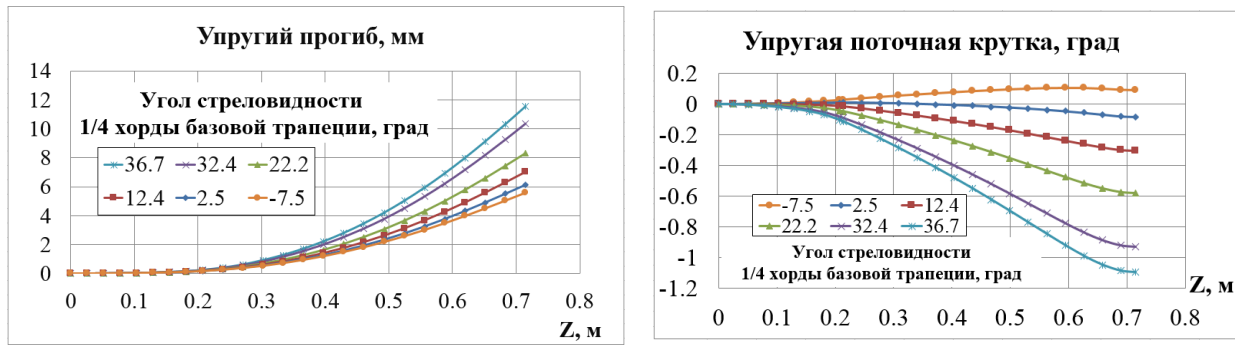


Рис. 2. Прогиб и поточная крутка модели крыла при различных углах стреловидности

Разработана процедура построения расчетных моделей балочной схематизации из заданных трехмерных моделей. Сначала для трехмерной модели задавалась предварительная ось жесткости. Затем перпендикулярно этой оси было построено несколько сечений. Применяя программу WingDesign, разработанную на основе метода гидродинамической аналогии [2], рассчитаны упруго-массовые характеристики каждого сечения (центр жесткости, центр масс, изгибные и крутильные жесткости, моменты инерции сечения...). Из набора полученных центров жесткости построена прямая методом наименьших квадратов, которая считается новой осью жесткости. Далее процедура повторяется до тех пор, пока положение оси жесткости не будет меняться с заданной точностью. После этого, используя основные характеристики сечений, можно построить расчетную модель из балочных элементов, расположенных вдоль найденной оси жесткости. На рис. 3 показано, что прогиб и поточная крутка балочной и трехмерной (объемной) моделей для случая $\chi = 32.4^\circ$ хорошо согласуются. Отличие между прогибами и крутками на конце балки и в конечном сечении трехмерной модели крыла составляет только 0.08 мм и 0.02° , соответственно. Таким образом, разработанная процедура позволяет создавать расчетные модели балочной схематизации для исследования упругих деформаций с приемлемой точностью.

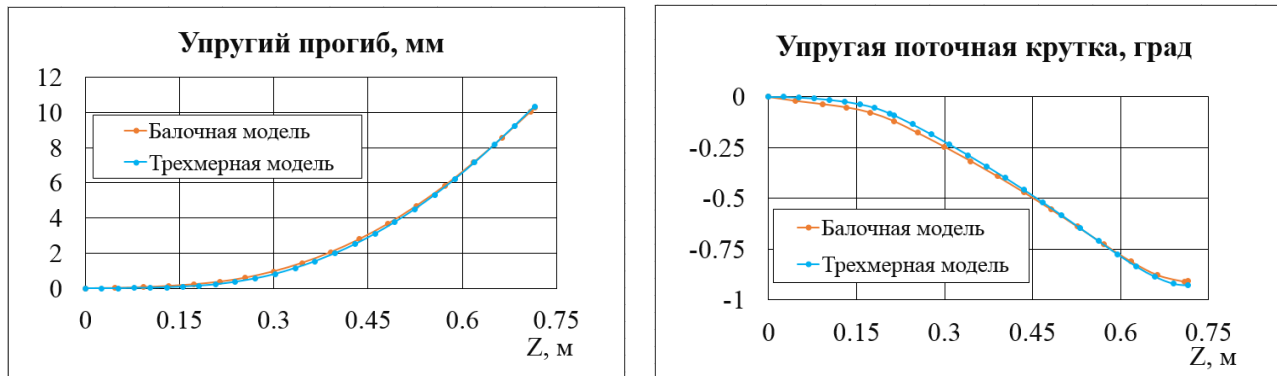


Рис. 3. Прогиб и поточная крутка балочной и объемной моделей

Литература

1. Амирьянц Г.А., Ефименко С.В., Сирота С.Я. Влияние упругих деформаций «жестких» аэродинамических моделей на их аэродинамические характеристики // Ученые записки ЦАГИ. 1993. № 1. Т. XXIV. С. 131-144.
2. Вожадаев В.В., Теперин Л.Л., Чан Ван Хынг. Метод определения жесткостных характеристик аэроупругих моделей крыльев большого удлинения // Авиационная промышленность. 2014. № 3. С. 4-12.

Сравнительный анализ расчётных комплексов в решении задачи по определению нагрузок на самолёт от воздействия дискретного порыва

Д.М. Фейчук

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

При проектировании конструкции самолёта определяющим её прочностью фактором являются нагрузки, которые регламентируются в соответствии с авиационными правилами [1–3], где помимо всего прочего, вводятся требования к расчётным методам. Существует множество методов решения задач по определению нагрузок. Простые эмпирические методы не требуют особых усилий в реализации, однако имеют ограниченную область применимости [4]. Реализация точных методов в основном представляется в расчётных комплексах (РК), к примеру АРГОН, ДНВ, IMAD, Nastran, ANSYS и другие. Каждый расчётный комплекс имеет свои функциональные возможности и требования к построению математических моделей, и, как следствие, различается с другими РК в результатах расчёта.

Целью работы является оценка разброса нагрузок на самолёт, получаемых с помощью различных РК, и сопоставление получаемого разброса с применяемым в авиации коэффициентом безопасности. Для осуществления поставленной задачи выполнена серия расчётов в различных РК на примере решения задачи определения нагрузок на тяжёлый транспортный самолёт от воздействия дискретного порыва. Выбор такой задачи представляет большой интерес тем, что построение математических моделей для её решения включает в себя различные расчётные схемы: аэродинамическую, упругую и массово-инерционную.

Для решения поставленной задачи по определению нагрузок на самолёт от воздействия дискретного порыва используются следующие РК: АРГОН, ДНВ, Nastran, которые за многолетнюю отечественную практику применения зарекомендовали себя. Результаты сравнительного анализа представлены на рис. 1.

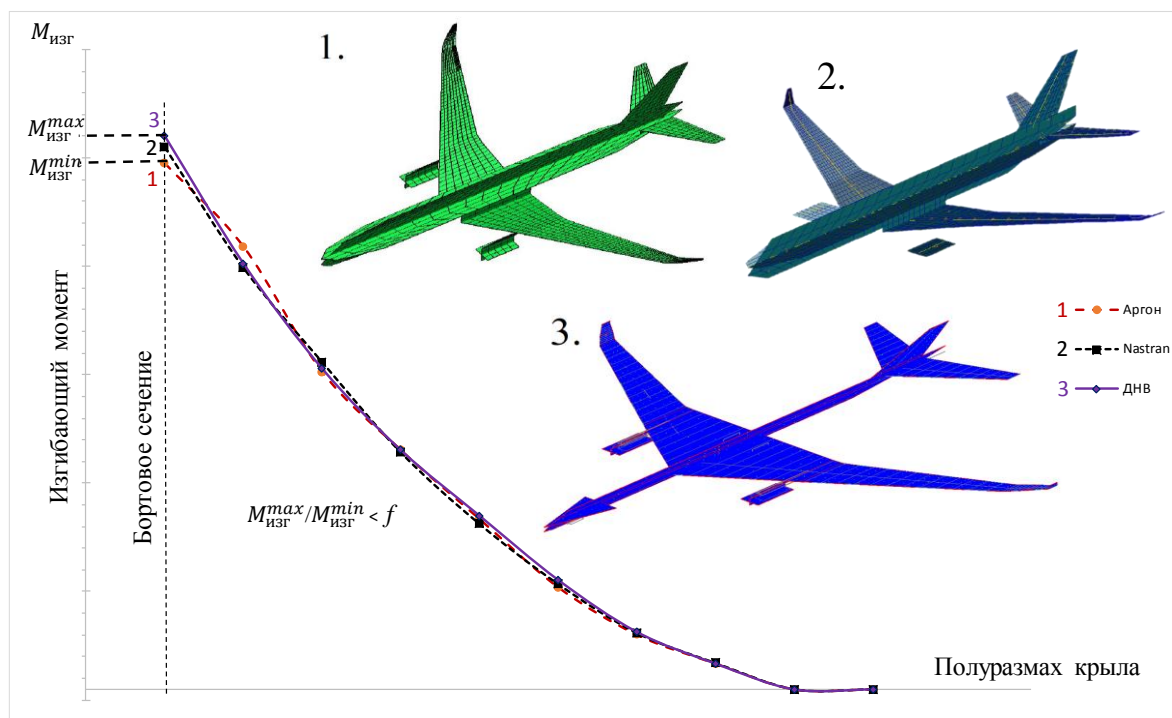


Рис. 1. Сравнение эпюр изгибающего момента, полученных в разных РК

Литература

1. Авиационные правила Часть 25 Нормы лётной годности самолётов транспортной категории, Межгосударственный авиационный комитет. 2015, из открытых источников.
2. Авиационные правила Часть 23 Нормы лётной годности самолётов транспортной категории, Межгосударственный авиационный комитет. 2015, из открытых источников.
3. Авиационные правила Часть ОЛС Нормы лётной годности самолётов транспортной категории, Межгосударственный авиационный комитет. 2015, из открытых источников.
4. Фейчук Д.М. Исследование «простых» методов определения нагрузок на крыло самолета // 63-я Всероссийская научная конференция МФТИ. 2020.

Восстановление формы порыва по параметрам, регистрируемыми бортовым самописцем

Ю.Д. Стучалкин

Московский физико-технический университет (национальный исследовательский университет)

В данной работе подробно изучен способ вычисления формы порыва, действующего на тяжелый самолет, по записям бортовой системы объективного контроля. Были приняты ограничения, что порыв является строго вертикальным и не изменяется вдоль размаха крыла. Самолет схематизируется 9 балками [1], порыв воспринимают только крыло и горизонтальное оперение. Предполагалось, что порыв мгновенно охватывает крыло и горизонтальное оперение.

В качестве исходных данных использовались записи перегрузки и отклонения руля высоты длиной 11 сек (рис. 1). На данном временном отрезке на тяжелый самолет действует вертикальный порыв. Максимальное и минимальное значения приращения перегрузки на рассмотренном участке полета составляют 1.83 и -0.99 , соответственно. На концах временного отрезка отклонение руля и приращение перегрузки близки к 0.

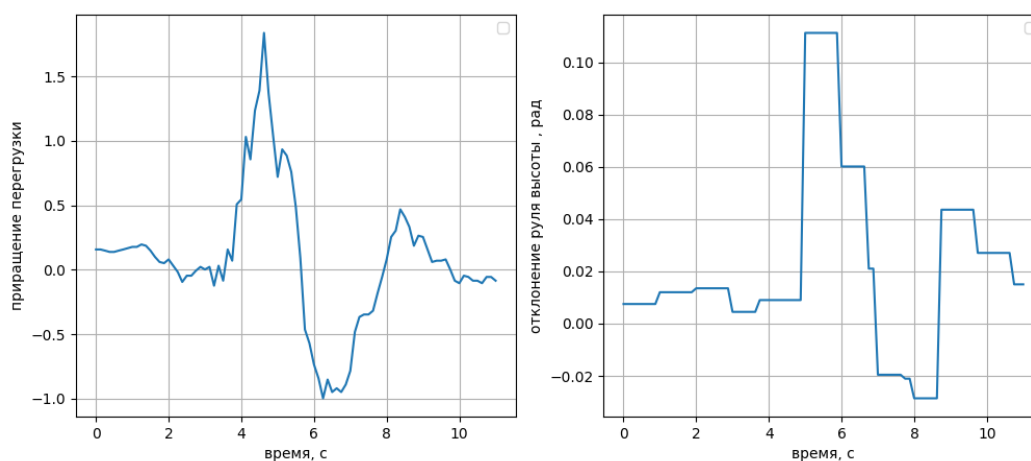


Рис. 1. Исходные данные: приращение вертикальной перегрузки и угол отклонения руля высоты

Порыв и руль высоты независимо воздействуют на самолет. Вызванные ими приращения перегрузки в сумме дают полетное приращение перегрузки. Сложное воздействие порыва и руля высоты представляются в виде линейной комбинации гармонических воздействий. Для перегрузки и руля высоты вычисляются частотные характеристики – реакции самолета на единичный гармонический порыв и единичное гармоническое отклонение руля высоты в зависимости от частоты. Для получения перегрузки от порыва и от руля высоты частотные характеристики умножаются на интенсивности порывов и углы отклонения руля высоты. Частотные характеристики получают из обобщенных перемещений и коэффициентов нагрузки.

Обобщенные перемещения раскладываются по тонам самолета. Исходные данные записаны с частотой 8 Гц, так что при расчете использовались тона, частоты которых меньше 4 Гц: 3 жестких и первые 7 упругих. Дополнительно были рассмотрены следующие 2 случая: только жесткие тона (3 тона) и все тона до первого крутильного тона крыла (всего 18 тонов). Обобщенные перемещения находятся из уравнения Лагранжа 2-го рода. Форма порыва в частотной области находится из равенства суммы приращений перегрузки от руля и порыва и приращения перегрузки, записанного в полете. Интенсивность порыва во временной области получается из обратного преобразования Фурье.

Для получения более точных частотных характеристик запись полета была продолжена с сохранением выбранной частоты записи. Приращение перегрузки и отклонение руля высоты продолжались нулевыми значениями. Таким образом, в разложении приращения перегрузки и отклонения руля высоты в ряд Фурье максимальная частота не изменилась, а шаг по частоте уменьшился. Были рассмотрены увеличения времени полета в 2, 4, 8 и 16 раз. Полученные формы порыва и амплитуды в частотной области представлены на рис. 2.

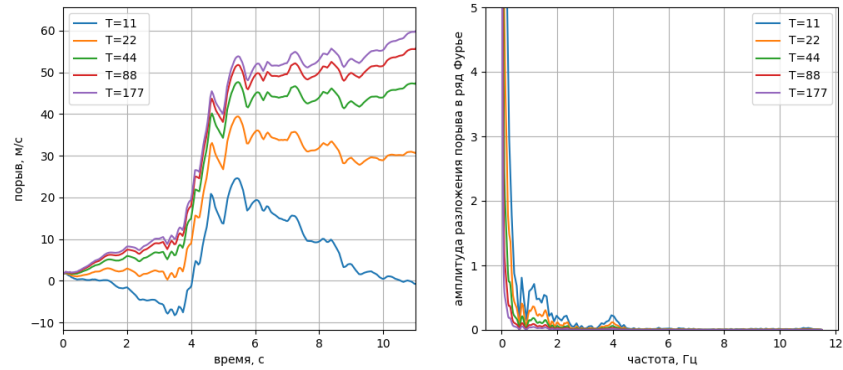


Рис. 2. Порывы в зависимости от временного отрезка и амплитуда Фурье преобразования порывов

Верификация данных производилась путем решения уравнения движения самолета по времени. Полученные перегрузка в центре масс и угловая скорость по тангажу (рис. 3) сравнивались с записями бортовой системы объективного контроля. Расчетные значения перегрузки получились близкими к полетным. При этом наблюдалась сходимость расчетных данных к полетным при увеличении временного отрезка. Кроме того, было выявлено, что значения перегрузки почти не зависят от абсолютной величины порыва, а зависят от его формы. Расчетные значения угловой скорости тангажа отличаются от записанных в полете. Более точному сравнению мешает низкая частота опроса датчика угловой скорости.

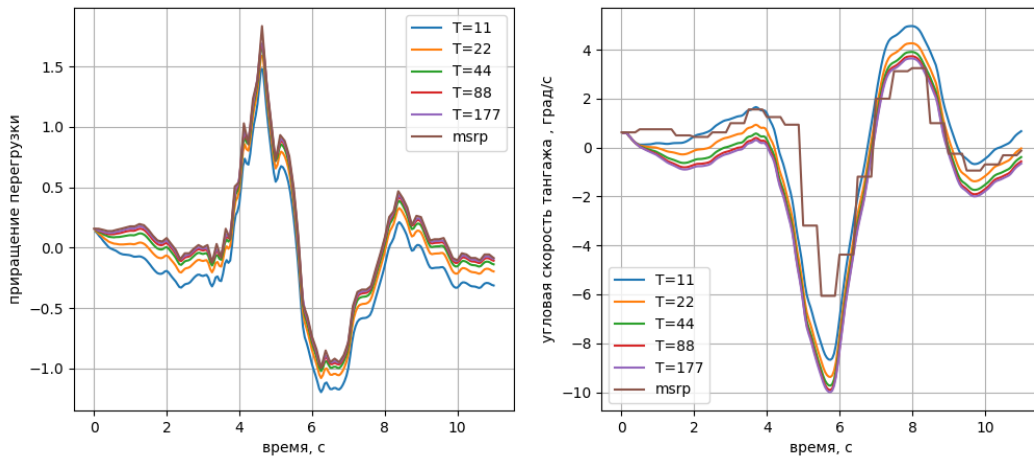


Рис. 3. Расчетные и полетные приращения перегрузки и угловые скорости тангажа

Литература

1. Кузнецов О.А. Динамические нагрузки на самолет. Москва : Физматлит, 2008. С. 11-120.

Секция космической энергетики и двигателестроения

УДК 621.039.9

Ядерный парус. Двигатель на осколках делений. Рабочая поверхность ядерного паруса.

А.С. Иванов¹, Г.Э. Лазаренко^{1,2}

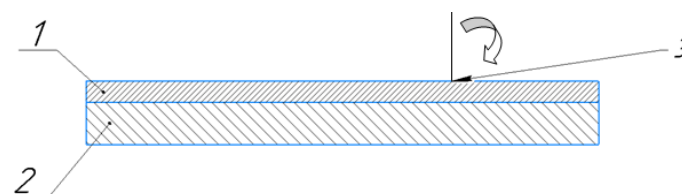
¹Обнинский институт атомной энергетики – филиал Национального исследовательского ядерного университета «МИФИ»

²Государственный научный центр РФ – ФЭИ им. А.И. Лейпунского

Уже более 60 лет человечество регулярно отправляет аппараты в космос, за это время было создано большое количество различных ракет носителей, огромное количество различных двигателей. Осуществлены десятки исследовательских миссий в дальний космос, но до сих пор всего было только пять аппаратов, которые приобрели скорость выше третьей космической. Не было ни одной специализированной миссии к дальним газовым гигантам – Урану и Нептуну. Основная проблема полета к периферии Солнечной системы заключается в очень больших скоростях, необходимых для осуществления полета к заданным объектам, кроме того, требуется очень большое время для достижения исследуемых тел. Если для полета к ближайшим планетам к Земле – Венере и Марсу, необходимо до двух лет, то для достижения внешних планет Солнечной системы требуются уже время, измеряемое десятками лет. Ситуацию исправить могут в том числе двигатели нетрадиционных конструкций.

В процессе вынужденного или спонтанного деления ядер тяжелых делящихся элементов образуются продукты распада, из которых интерес представляют в данном случае – осколки делений. Осколки деления — это тяжелые ядра атомов, которые образовались в результате ядерной реакции деления. Интересны они тем, что при общем энерговыделении деления ядра в 200 МэВ, вклад осколков делений – 170 МэВ. Обладая такой энергией и большой массой, эти частицы обладают высоким импульсом.

Для того чтобы осколки делений создавали направленный импульс, необходимо чтобы продукты деления свой импульс отдавали только в определенном направлении. В реальности сделать такое очень сложно, так как определенного направления распространения осколков нет, и в случае очень большого числа делений распределение осколков будет происходить по сфере равномерно. Но так как осколки — это не атомы, а ядра, возможно управлять направлением движения потока с помощью электрического поля, но в данной работе такой вариант не рассматривался. Осколки – это положительно заряженные и очень тяжелые ядра, отсюда вытекает очень плохая проникающая способность. То есть, чтобы осколки не задерживались в материале, который их родил же, нужно либо создать очень низкую плотность делящейся среды, либо создать активную зону настолько тонкой, что осколки делений могли бы свободно через нее проходить. В этой работе был выбран второй вариант (рис. 1). Если создать рабочую поверхность с толщиной в 5 микрон [1], с одной стороны расположить подложку, достаточную для поглощения осколков, а другой стороны оставить пустоту, то получается, что осколки будут поглощаться только в одной полусфере распространения осколков, отсюда и может появиться тяга.



1 – слой делящегося вещества, 2 – поглощающая подложка
3 – направление падения нейтронов от источника.

Рис. 1. Схема рабочей поверхности

Нейтроны для инициирования реакций должны падать под очень большим углом, потому что толщина делящегося слоя настолько небольшая, что даже тепловые нейтроны скорее всего будут проходить сквозь высокообогащенное топливо в случае перпендикулярного пучка. Угол падения должен быть таким, чтобы приведенная толщина делящегося слоя была равна или превышала длину диффузии нейтронов в данном топливе.

При поглощении нейтрона ураном с высокой вероятностью произойдет реакция деления, будут рождены осколки деления, которые разлетаются в разных направлениях, и как было сказано выше, если

принимать очень большое число реакций, то разлет осколков делений будет приходится на сферу равномерно, и если одна полусфера разлета осколков поглощается, а вторая полусфера обращается к некой внешней среде, то в таком случае осколки деления передают свой импульс направленно. Отсюда также можно сделать вывод о том, что полезную работу совершают только примерно половина рожденных осколков делений.

Таким образом действительно можно получить тягу у такого двигателя, но сразу очевидны некоторые особенности: Малая тяга. Реально максимум можно получить около 1 ньютона силы. Большие размеры (рис. 2), для создания тяги в 0,5Н нужно иметь рабочую поверхность площадью 150 м².

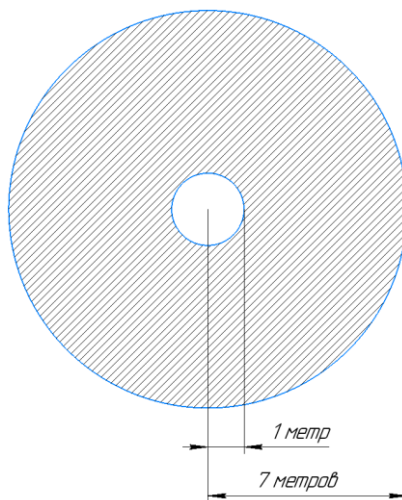


Рис. 2. Вид рабочей поверхности

Для работы такой установки обязательно нужен внешний источник нейтронов, так как достичь критичности у такой «активной зоны» не получится никак. В качестве источника нейтронов может быть использован либо ускоритель (предварительные расчеты необходимых параметров ускорителя пока не проводились), либо реактор-источник нейтронов тепловой мощностью 10–15 МВт, при использовании реактора-источника нейтронов, масса двигательной установки с рабочей поверхностью, без полезной нагрузки будет около 1500 кг. Во время работы топливо будет выгорать и неравномерно – участки, близкие к источнику нейтронов, выгорают за 2–3 года, участки, удаленные, выгорают до 130 лет. Чтобы нейтрализовать эту проблему, как пример, можно использовать простые ленточные или конвейерные системы обновления рабочей поверхности (рис. 3).



Рис. 3. Вариант системы обновления рабочей поверхности

В случае отсутствия систем обновления делящегося вещества, двигатель начнет терять свою мощность спустя 2,5 года работы. Если использовать системы обновления рабочей поверхности, то время работы двигателя может быть увеличено значительно, если использовать вариант предложенный выше, то время непрерывной работы без потери мощности может быть 60–100 лет.

Литература

1. Дьяченко П.П., А.В. Зродников А.В., О.Ф. Кухарчук, А.А. Суворов. Актуальные проблемы ядерной энергетики. Проблемы ядерно-лазерной энергетики и способы их решения. // ГНЦ РФ-ФЭИ Им. А.И. Лейпунского. ВНИИТФ. Снежинск, 2003. С. 20.

Исследование зависимости импульса тяги цилиндрических каналов при оптическом пробое

А.А. Кадиров, Б.Р. Зиганишин, А.В Сочнев, А.Г. Саттаров

Казанский национальный исследовательский технический университет

им. А.Н. Туполева – КАИ

В работе приведены результаты эксперимента по определению зависимости импульса реактивной тяги цилиндрической мишени от геометрических размеров цилиндрического канала при атмосферных условиях.

Данная работа является развитием предыдущих работ по поиску оптимальных параметров лазерного ракетного двигателя для применения его в качестве двигателей коррекции орбит и систем ориентации и стабилизации [1, 2, 3, 4].

Механизмом создания тяги является выброс рабочего тела лазерной абляции материала, дополнительно при наличии газовой среды выброс рабочего тела после прохождения ударной волны оптического пробоя [1]. Изображение ударной волны, вылетающей из мишени, снятая на высокоскоростную камеру (400 000 кадров/сек), представлено на рисунке 2.

Экспериментальная установка (рис. 1) работает следующим образом: лазер 1 испускает импульсное лазерное излучение 2. Это излучение проходит через собирающую линзу 3 и фокусируется на задней стенке мишени 4, который подвешен на нити. Внутри камеры возникает оптический пробой. Ударная волна оптического пробоя выталкивает газ из камеры и создает реактивную тягу. В результате мишень отклоняется на некоторое расстояние из своего начального положения. Отклонение мишени измеряется линейкой 5. По принципу математического маятника, зная отклонение и массу мишени, высчитывается импульс реактивной тяги [5].

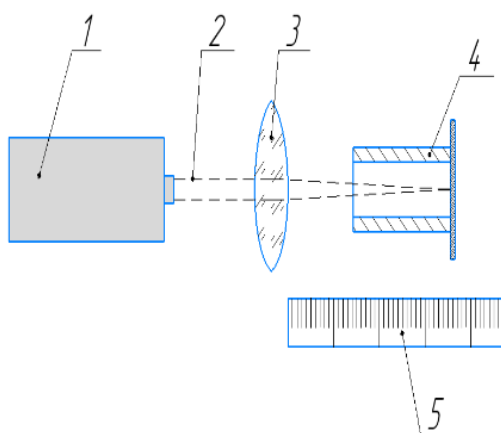


Рис. 1. Схема экспериментальной установки:
1 – лазер; 2 – лазерный луч; 3 – линза; 4 – мишень (камера); 5 – линейка.

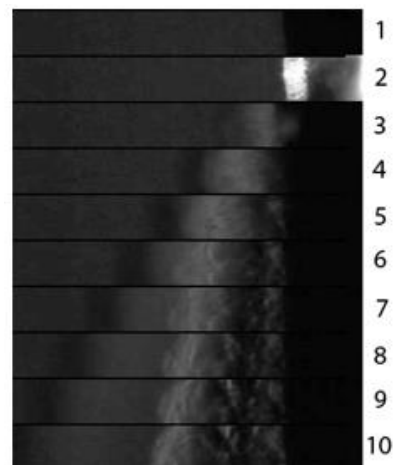


Рис. 2. Ударная волна оптического пробоя

На рис. 3 приведены результаты измерений импульса тяги с цилиндрическими каналами для мишени разного диаметра.

Из рисунка 3 видно, что в цилиндрических каналах диаметром (внутренний диаметр канала) 3 и 6 мм есть точка, где импульс тяги максимален. Для цилиндрического канала диаметром 8 мм такой точки не наблюдается – график, начиная с калибра 1, не растет и не убывает.

Дополнительно был проведен эксперимент по определению зависимости импульса тяги цилиндрического канала от энергии лазерного излучения. В качестве мишени был выбран цилиндрический канал с диаметром 3 мм и длиной 5, 6, 9, 12 и 14 мм соответственно при энергиях импульса в 213, 270 и 350 мДж (рис. 4).

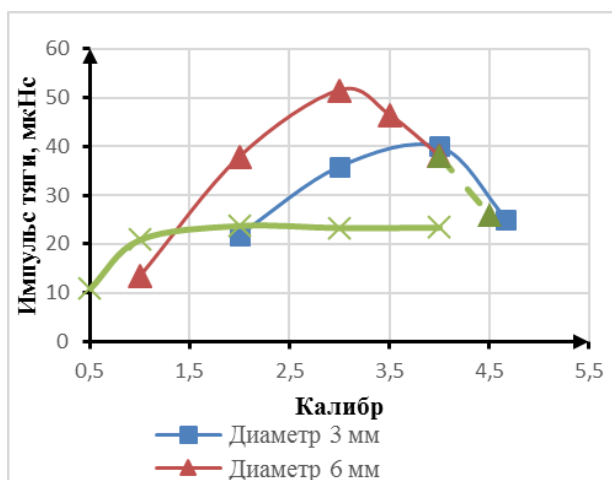


Рис. 3. Зависимость импульса тяги от калибра канала

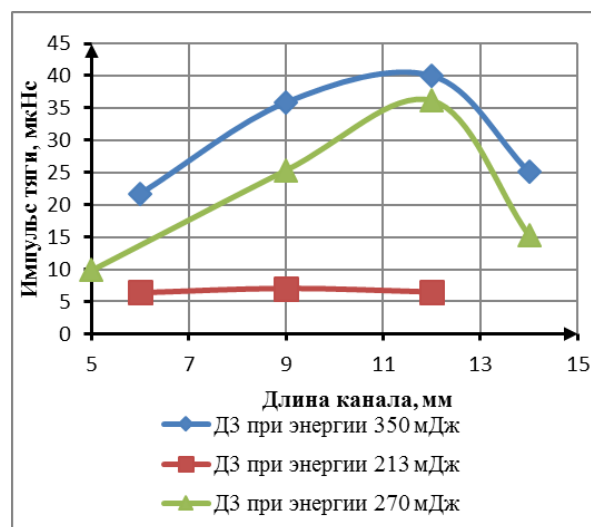


Рис. 4. Импульс тяги для цилиндрического канала диаметром 3 мм при энергиях 213, 270 и 350 мДж

Из рисунка 4 видно, что при достижении определенного значения энергии лазерного импульса график изменения импульса тяги перестает меняться. Считаем, что данное явление объясняется тем, что при оптическом пробое на задней стенке цилиндрического канала энергия ударной волны снижается при расширении, как следствие этого падает перепад давления на фронте ударной волны. К моменту достижения боковых стенок перепад давления небольшой, а значит и скорость распространения, и скорость газа за фронтом ударной волны также небольшая. В таком случае вне зависимости от геометрических размеров цилиндрического канала будет создаваться примерно одинаковый импульс тяги.

Литература

1. Sattarov A.G., Ziganshin B.R., Sochnev A.V., Nagulin K.Y., Lapshin S.V. Numerical simulation of gas propagation process behind a shock wave during optical breakdown of air in a cylindrical channel // *Journal of Physics: Conference Series*, 2020, vol. 1687. DOI: 10.1088/1742-6596/1687/1/012004.
2. Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Сочнев А.В., Зиганшин Б.Р. Исследование импульса тяги лазерного ракетного двигателя, предназначенного для систем ориентации и стабилизации космических аппаратов с малой массой // Материалы 56-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. – Калуга : Эйдос, 2021.
3. Сочнев, А.В., Зиганшин, Б.Р., Саттаров, А.Г. Лазерные ракетные двигатели в малых спутниках и их применение для освоения ближнего и дальнего космоса // Первая Всероссийская конференция по космическому образованию «Дорога в космос». – Москва : Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), 2019. С. 328-330.
4. Саттаров, А.Г., Сочнев, А.В., Бикмучев, А.Р., Зиганшин, Б.Р. Оценка приращения скорости космического летательного аппарата на лазерной тяге // 54-е научные чтения памяти К.Э. Циолковского. – Калуга : АКФ «Полигон», 2019. С. 355-357.
5. Саттаров А.Г., Сочнев А.В., Бикмучев А.Р. Измерение импульса реактивной силы, создаваемый импульсным оптическим разрядом при помощи баллистического маятника // Труды Академэнерго. – Казань, 2015. – № 1. – С. 75-82.

УДК 621.45

Моделирование нестационарных рабочих процессов элементов жидкостного ракетного двигателя

Р.Д. Рыбаков^{1,2}, И.В. Лантес^{1,2}

¹Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

²АО ГНЦ «Центр Келдыша»

В настоящее время в космической отрасли наблюдается все более набирающее обороты развитие сложных технических систем – это и многоразовые системы с возвращаемыми ступенями, и космические аппараты для выполнения долгосрочных миссий и разгонные блоки для доставки полезной нагрузки на разные

целевые орбиты.

Как известно на данный момент, основным типом двигателей, используемых для выведения полезного груза на орбиту, является жидкостный ракетный двигатель (ЖРД). Это связано с тем, что совокупность параметров ЖРД обеспечивает наиболее оптимальные сочетания энергетических, технологических и экономических характеристик по сравнению с другими типами двигателей, а также реализует гибкое управление двигательной установкой (ДУ) на всех режимах полета ракетно-космических систем.

В настоящей работе рассматривается вопрос моделирования нестационарных и переходных процессов, реализующихся в ЖРД [1–2], с использованием программного комплекса Simintech [3]. ЖРД представляет собой сложное техническое изделие, состоящее из большого количества узлов и агрегатов, поэтому создание его математической модели проводится поэтапно. В первом приближении для простоты моделирования ЖРД разделён на несколько основных подсистем:

- бак горючего;
- бак окислителя;
- турбонасосный агрегат (ТНА);
- газогенератор (ГГ);
- камера сгорания;
- трубопроводная арматура.

В данной работе непосредственно рассматривается моделирование турбонасосного агрегата. Основываясь на прототипе ЖРД, с помощью блоков программного пакета Simintech, была собрана модель ТНА, включающая два насоса горючего, насос окислителя и турбину, жестко соединенные валом-ротором. Также в модель вошли системы труб и дросселей (Рисунок 1).

В ходе работы были изучены и адаптированы математическая модель каждого программного блока, входящего в ТНА, в частности подобраны напорно-расходные характеристики насосов, параметры турбины. Реализована модель кислород-керосинового газогенератора и проведена его интеграция с турбиной. Для имитации работы ГГ и ТНА в составе ЖРД подобраны граничные условия на входах и выходах агрегатов. Проведены тестовые расчёты выхода ТНА на режим и воспроизведены номинальные параметры работы ЖРД.

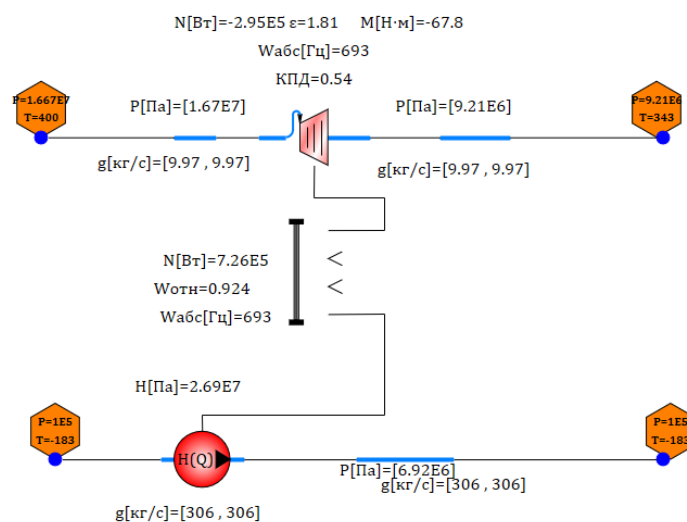


Рис. 1. Схема ТНА ЖРД

Литература

1. Лебединский Е.В. [и др]. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей. Москва : Машиностроение, 2009.
2. Беляев Е.Н. [и др]. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей. Москва : МАИ, 1999.
3. Карташов Б.А. [и др]. Среда динамического моделирования технических систем SimInTech. Практикум по моделированию систем автоматического регулирования. Москва : ДМК Пресс, 2017.

Лазерно-аэростатический метод запуска космических летательных аппаратов

Г.Р. Янгалин¹, С.А. Лобов¹, М.Н. Поклад¹, И.А. Рудой²

¹Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,

²Московский авиационный институт

Один из главных факторов, определяющих высокую стоимость вывода КА на орбиту, является стоимость ракетоносителя и его запуск. В современной космонавтике прослеживается тенденция удешевления запусков КА за счёт многократного использования возвращаемой первой ступени [1], как у компаний SpaceX и Blue Origin [2, 3], а также использование в качестве возвращаемой первой ступени ЛА – Stratolaunch и Virgin Orbit [4, 5].

В данной работе в качестве возвращаемой первой ступени предлагаем использовать дирижабль (аэростат) [6]. Второе инновационное предложение – повышение КПД ракетного двигателя за счёт дополнительного разогрева реактивной струи лазером, установленном на стартовой площадке. Или альтернативный вариант – «холодный реактивный двигатель» – полностью исключить горение топлива в реактивном двигателе и создавать реактивную струю испарением в двигателе некоторого вещества подводимой извне энергией – лазерным излучением [7, 8, 9] рис. 1.

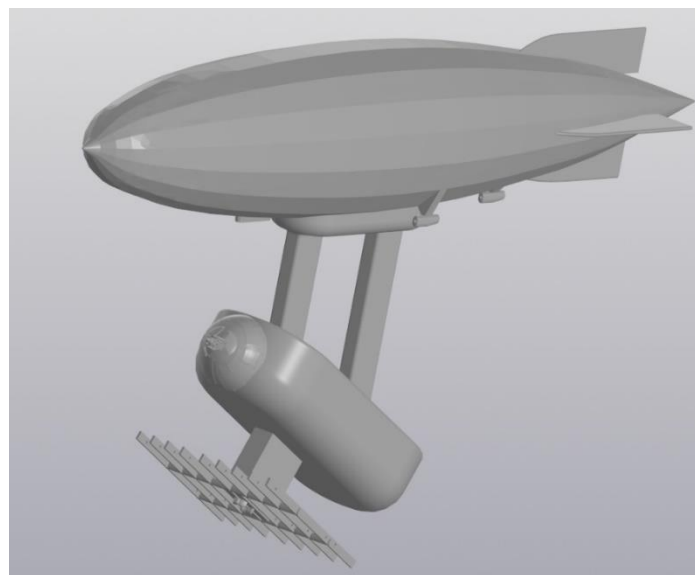


Рис. 1. Общий вид лазерно-аэростатического метода запуска ЛА

Лазерная установка [10] здесь является устройством многократного использования, установленным на дирижабле и разгоняющим КА в разреженных слоях атмосферы до первой космической скорости. Он выводит КА выше линии Кармана. Так как лазерная установка остается на стартовой площадке, но необходима продолжительное время для работы двигателя второй ступени, здесь можно говорить об инновационной компоновке «распределенной» второй ступени. Такую компоновку с частичным повторным использованием второй ступени, можно считать эволюцией ракетостроения, следующим шагом после возвращаемой первой ступени ракетоносителя. Третья ступень установлена на самом КА и необходима для корректировки его орбиты. Она основана на традиционном двигателе, топливе и окислителе. Это позволит удешевить старт и сократить время от обращения заказчика до вывода РКТ на орбиту до двух дней.

Проведение подробного анализа мирового опыта создания подобных аппаратов позволило сделать вывод, что пока не использовалась возможность совмещения летательных аппаратов и лазерных установок, однако в настоящее время идёт проработка использования лазерно-реактивных двигателей [11] для запуска КА непосредственно с Земли. Это проще, но менее эффективно из-за высоких нагрузок КА, летящего с космической скоростью в околоземных плотных слоях атмосферы.

В данной работе было проведен анализ запуска КА с помощью лазера, установленного на летательных аппаратах типа Дирижабль [12, 13]. Сопряжение лазерной установки и ЛА предполагаю подвижным, для корректировки полёта КА.

Литература

1. Патент - 2265559 РФ, МПК В64G 1/00 С1 (2006.01) Способ запуска многоступенчатой космической ракеты-носителя с использованием самолета-носителя и многоступенчатая ракета-носитель / *Ахметов Д.К. (KZ), Соломонов Ю.С. (RU), Дорофеев А.А. (RU), Соломонов Л.С. (RU), Сухадольский А.П. (RU), Андрияшин В.И. (RU), Французов В.А. (RU)* -2005127794/11; Заявл. 2005.09.06 г.; Оpubл. 2005.12.10 г.
2. *Heldmann, Jennifer, Bramson.* Accelerating Martian and Lunar Science through SpaceX Starship Missions // Planetary Science and Astrobiology Decadal Survey 2023–2032 white paper e-id. 518.
3. *Craig DeForest.* Opportunities for Suborbital Space and Atmospheric Research Facilities on Blue Origin's New Shepard Crew Capsule// American Geophysical Union, Fall General Assembly 2016, abstract id.P53C-2216.
4. *Osterholt D.J., Kelly T. (2021)* Ground Vibration Testing of the World's Longest Wingspan Aircraft—Stratolaunch. In: Walber C., Walter P., Seidlitz S. (eds) Sensors and Instrumentation, Aircraft/Aerospace, Energy Harvesting & Dynamic Environments Testing, Volume 7. Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series. Springer, Cham.
5. *Abhay Mahesh Hervatte, Anand Ashok Kaushik, Shubham Arvind Tupkar, Swetha Sappe Narasimhamuthy.* Aircraft-based Rocket Launch // Proceedings of the 4th TMAL02 Expert Conference, October 14, 2019, Linköping University, Linköping, Sweden
6. *Иванков Е.Д., Шеремет А.А.,* Концепт дирижабля в составе перспективного космического аппарата // Сборник тезисов работ XLVII Международной молодежной научной конференции. Москва, Изд-во "Перо", 2021, 604 с.
7. *Резунков Ю.А.* Лазерные системы реактивной тяги // Учредители: Российская академия наук, Научный и издательский центр "Наука" РАН (Москва) ISSN: 0032-874X, 2017. С. 3-13.
8. Патент - 2439360 РФ, МПК F02K 99/00 (2009.01) Способ организации рабочего процесса в лазерном ракетном двигателе и лазерный ракетный двигатель / *Дрегалин А. Ф. (RU), Саттаров А. Г. (RU), Бикмучев А. Р. (RU), Муртазин Р. А. (RU), Лазарев Р. Э. (RU), Телегин С. Н. (RU), Вахитов М.Ф. (RU)* // Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева (ГОУ ВПО КГТУ им. А.Н. Туполева) (RU) -2010125790/06, Заявл. 2010.06.23 г.; Оpubл. 2012.01.10 г.
9. *Саттаров А.Г.* Лазерный ракетный двигатель на основе непрерывного оптического разряда // Известия высших учебных заведений «Авиационная техника», Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ (Казань), 2008, 46-49 с., ISSN: 0579-2975
10. *Голиков А.Н., Голубев В.А., Ребров С.Г.* Экспериментальные исследования лазерного зажигания несамовоспламеняющихся топлив в ракетном двигателе малой тяги // Журнал «Космонавтика и ракетостроение» Исследовательский центр им. М.В. Келдыша, 2010. С. 92-99.
11. *Колесников В.А.* Лазерный магнитный ракетный двигатель // Материалы IX Международной научно-технической конференции. Издательство: Омский государственный университет путей сообщения (Омск), 2013, 319-322 с.
12. Патент - 2682893 РФ, МПК В64В 1/08(2006.01), В64G 1/00 (2006.01), В64D 5/00(2006.01) Аэростатный ракетно-космический комплекс / *Козлов А.И., Сорокин С.А., Сасько Т.П., Гуляев А.Ю.* // Федеральное государственное бюджетное учреждение "4 Центральный научно-исследовательский институт" Министерства обороны Российской Федерации (RU) -2017136119, Заявл. 2017.10.11 г.; Оpubл. 2019.03.22 г.
13. *Дидковский А.А., Мухина Е.Д., Чернов А.К.* Разработка транспортного дирижабля для доставки негабаритных грузов на космодром «Восточный» // Материалы VI Всероссийской молодежной научно-практической конференции. Пермь, Издательство: Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь), 2020. С. 359-360.

Секция теоретической и прикладной аэрогидромеханики

УДК 532.526.5

Численное исследование кризиса сопротивления плохообтекаемых тел с использованием различных моделей турбулентности

Т.А. Пименова

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

Расчет возвращаемых космических модулей, шасси самолета, крыльев при больших углах атаки – это далеко не полный список задач численного исследования течений вокруг плохообтекаемых тел, имеющих важное практическое значение. Повышенный интерес ученых к явлениям, происходящим при обтекании плохообтекаемых конструкций, обусловлен многочисленными фактами аварий как судовых, так и других видов конструкций. Изучение этих явлений вызвано тем, что в большинстве случаев трудно установить причину разрушительного воздействия на конструкцию потока жидкости или газа. Поэтому как экспериментальное, так и численное исследование явлений, происходящих при обтекании плохообтекаемых тел, имеет большое значение для многих практических приложений.

Целью данной работы являлось численное моделирование кризиса сопротивления при дозвуковом поперечном обтекании квадратного цилиндра со скругленными кромками для чисел Рейнольдса ($2.5 \times 10^5 - 1.77 \times 10^6$), в частности, поиск моделей турбулентности, адекватно отражающих физические законы данного явления.

Расчеты поперечного обтекания квадратного цилиндра с радиусом скругления проведены в двумерной нестационарной постановке для трех значений чисел Рейнольдса: $Re = 2.51 \times 10^5$; 10^6 ; 1.77×10^6 , причем последнее значение соответствует закритическому режиму и области нестационарности и представляет наибольшие трудности для численного моделирования. Использовалась гибридная расчетная сетка, содержащая порядка 5 миллионов ячеек.

На рис. 1 представлено поле скорости, полученное при расчете режима с $Re=1.77 \times 10^6$ при обтекании квадратного цилиндра со скругленными кромками.

На рис. 2 а) представлена временная реализация коэффициента c_x , полученная в расчете по методу отсоединенных вихрей (DES – Detached Eddy Simulation). На рис. 2 б) даны как расчетные, так и экспериментальные данные для осредненного коэффициента сопротивления при обтекании как круглого, так и квадратного цилиндров со скругленными кромками. Причем результаты для круглого цилиндра взяты из других работ с целью сравнения расчетных методов. Из рисунка видно, что для квадратного цилиндра со скруглением кризис сопротивления наступает при больших числах Рейнольдса, чем для круглого цилиндра.

Также отсюда следует, что моделирование кризиса сопротивления при обтекании квадратного цилиндра с использованием модели турбулентности 2D RANS SST $k-w$ невозможно. Было проведено аналогичное численное моделирование для круглого цилиндра, и мы видим из графика, что и в случае круглого цилиндра использование модели 2D RANS SST $k-w$ не позволяет предсказать численно кризис сопротивления. Таким образом, модели турбулентности RANS не могут решить данную задачу. Как видно из графиков, DES лучше справляется с этой проблемой, хотя отличие от экспериментальных данных все еще сохраняется.

Первый вывод данной работы состоит в том, что на закритическом режиме течения использование метода отсоединенных вихрей позволяет смоделировать кризис сопротивления, хотя точность такого моделирования пока еще недостаточна. Причины этого и способы улучшения точности численного моделирования данного явления могут быть тематикой будущих исследований. С использованием только моделей турбулентности RANS отразить физику данного явления невозможно. По всей видимости, это обусловлено тем фактом, что модели турбулентности RANS могут описывать только осредненное турбулентное движение, а в закритической области доминирующее влияние на течение оказывают мгновенные характеристики турбулентности.

Второй вывод этого исследования можно сформулировать следующим образом: для численного моделирования обтекания во всем рассматриваемом в статье диапазоне на докритических режимах хорошо подходит модель турбулентности RANS SST $k-w$, а на закритическом режиме целесообразно использовать DES.

Универсальной модели, подходящей для всех рассматриваемых в этой работе режимов течения при обтекании плохообтекаемого тела, на данный момент не существует и, по всей видимости, не стоит искать ее и в будущем, а лучше использовать для каждого режима течения модель, максимально точно отражающую его особенности.

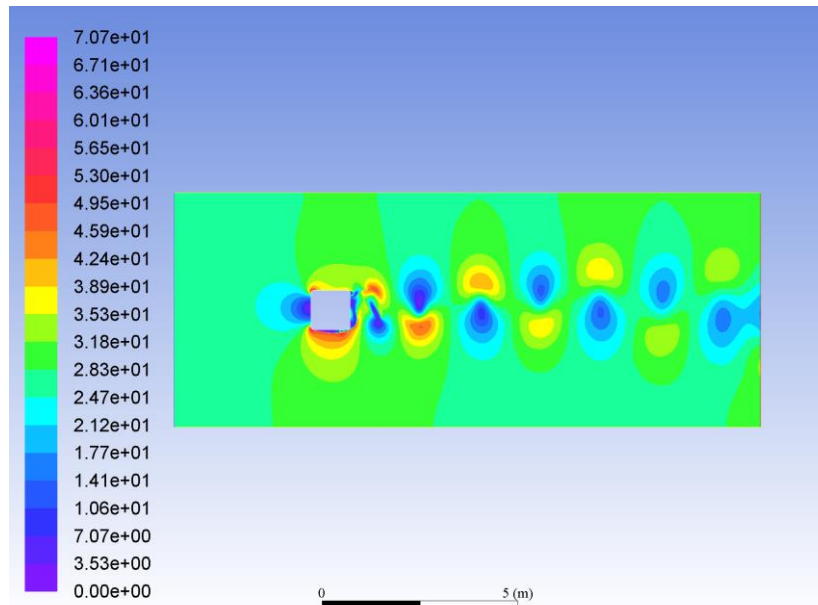


Рис. 1. Поле скорости, полученное при расчете режима с $Re = 1.77 \times 10^6$ с использованием DES

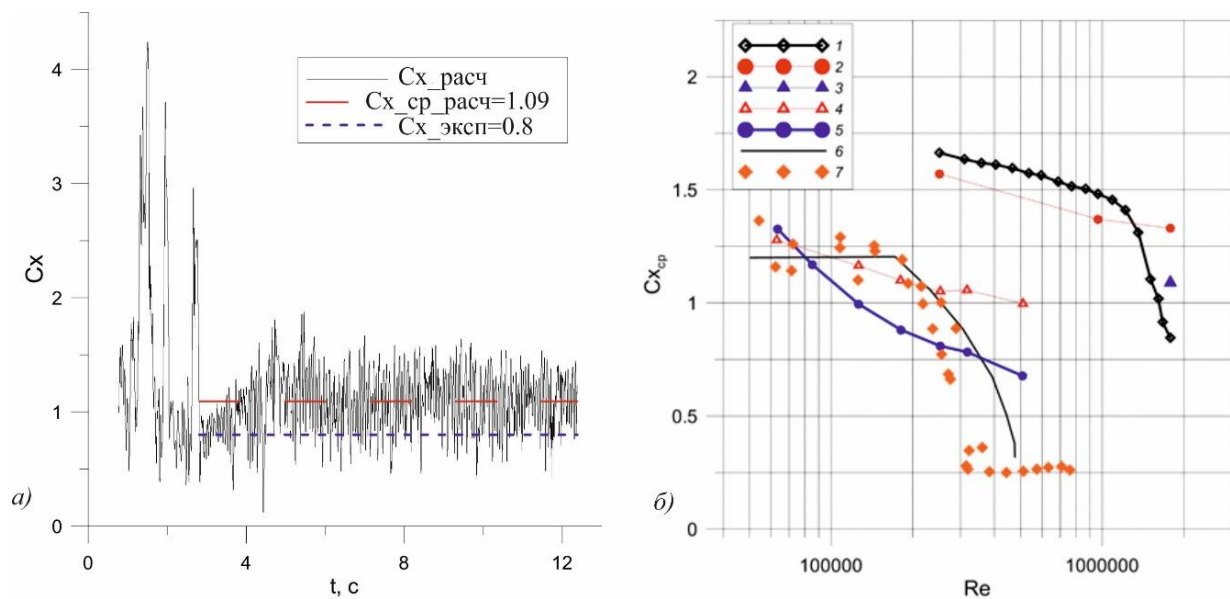


Рис. 2. а) Временная реализация коэффициента c_x , полученная в расчете по методу отсоединенных вихрей (DES); б) Расчетные и экспериментальные данные для осредненного коэффициента c_x при обтекании круглого и квадратного цилиндров со скругленными кромками: 1 – эксперимент [1]; 2 – 2D RANS SST $k-\omega$ для квадратного цилиндра со скруглением; 3 – 2D DES для квадратного цилиндра со скруглением; 4 – 2D RANS SST $k-\omega$ для круглого цилиндра [2]; 5 – 3D DES для круглого цилиндра [2]; 6 – эксперимент для круглого цилиндра (Визельсбергер [3]); 7 – эксперимент для круглого цилиндра (MARIN [4]).

Литература

1. Девнин С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций. – Ленинград : Судостроение, 1983. 333 с.
2. Peng Wen, Wei Qiu. Investigation of drag crisis phenomenon using CFD methods // Applied Ocean Research. 2017, 67. P. 306–321.
3. Schlichting H., Boundary Layer Theory. 7th ed., Springer, 1979.
4. Vaz G., Mabilat C., van der Wa R.l, Gallagher P., Viscous flow computations on smooth cylinders: a detailed numerical study with validation // Proc. OMAE (2007), 12 p.

О применимости модели идеальной жидкости для описания стационарного обтекания тела, погруженного в слоистое океаническое течение.

И.Ю. Миرونюк, Л.А. Усов

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В рамках уравнений Эйлера для (идеальной) несжимаемой жидкости рассматривается обтекание тела с гладкой выпуклой головной частью, расположенного под водой, слоистым течением океана (кривизна поверхности Земли не учитывается и дно считается плоским).

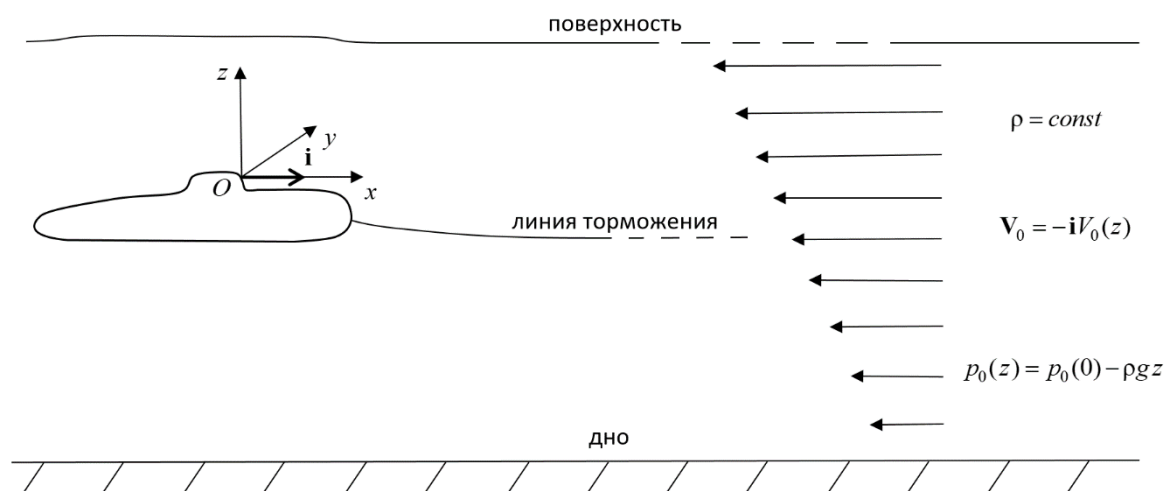


Рис. 1. Обтекание тела с гладкой выпуклой головной частью, движущегося под водой горизонтально в слоистом течении океана с плоским дном

Используется связанная с аппаратом прямоугольная декартова система координат $Oxyz$, в которой ось z направлена вертикально вверх, а скорость набегающего потока на бесконечном удалении вверх по потоку V_0 по величине зависит только от z и направлена в сторону убывания координаты x (рис. 1). В невозмущенном набегающем потоке (т.е. при $x \rightarrow \infty$) давление зависит только от высоты: $p_0(z) = p_0(0) - \rho g z$, где $\rho = const$ – плотность воды, g – ускорение свободного падения (здесь и далее нижний индекс ноль указывает на параметры в невозмущенном набегающем потоке). Уравнения Эйлера стационарного движения идеальной несжимаемой жидкости записываются в форме Громеки – Ламба [1]: $\omega \times \mathbf{V} = -\nabla B$, где \mathbf{V} – скорость, $\omega = \text{rot } \mathbf{V}$ – завихренность, $B = p\rho^{-1} + \mathbf{V}^2/2 + gz$ – функция Бернулли, и дополняются уравнением неразрывности $\text{div } \mathbf{V} = 0$. Рассматривается общий пространственный случай (несимметричное тело или тело вращения под углом атаки).

Оказывается, что если на всех глубинах $d(V_0^2)/dz \neq 0$, а скорости воды на дне и на поверхности не равны нулю всюду, то при некоторых дополнительных «правдоподобных» предположениях можно доказать, что такое течение не может быть стационарным (в рамках модели идеальной несжимаемой жидкости). Эти предположения следующие. Существование отрывов и иных разрывов у поверхности тела допускается, но предполагается, что в некоторой окрестности линии торможения отсутствуют скачки и иные разрывы. Также предполагается (поскольку головная часть гладкая и выпуклая), что по крайней мере в некоторой окрестности точки торможения нет другой точки торможения и на всей линии торможения скорость обращается в нуль только в точке торможения на носовой части. И наконец (поскольку носовая часть гладкая и выпуклая) предполагается, что все параметры течения в некоторой окрестности линии торможения имеют непрерывные вторые производные, которые в свою очередь допускают непрерывное продолжение на поверхность тела в окрестности точки торможения.

В статье [2] при точно таких же предположениях рассмотрено обтекание гладкого выпуклого тела, с использованием уравнений $\omega \times \mathbf{V} = -\nabla B$ и $\text{div } \mathbf{V} = 0$. Было показано, что на всей линии торможения за-

вихренность коллинеарна скорости, то есть $\nabla B = 0$. Следовательно, вывод о том, что $\nabla B = 0$ на всей линии торможения верен и для рассматриваемого течения. Однако в невозмущенном набегающем потоке

$$|\nabla B_0| = \left| d \left(p_0(z) \rho^{-1} + V_0^2(z) / 2 + gz \right) / dz \right| = \left| d \left(V_0^2(z) / 2 \right) / dz \right| \neq 0,$$

поэтому линия торможения не может начинаться в невозмущенном набегающем потоке. Также она не может начинаться на дне и на поверхности океана. Это следует из того, что скорости на этих границах течения не равны нулю и направлены по касательной к границам. Поэтому через любую точку границы проходит линия тока, целиком лежащая на границе. Полученное противоречие показывает невозможность стационарного обтекания.

Таким образом, приведен пример пространственного обтекания тела идеальной жидкостью, которое на первый взгляд может быть стационарным, но оказалось, что это невозможно.

Примечание. Данная работа представляет собой реализацию для случая идеальной несжимаемой жидкости подхода, предложенного научным руководителем авторов Сизых Григорием Борисовичем (кафедра высшей математики МФТИ) для стратифицированных течений идеального газа.

Литература

1. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. Москва : Дрофа, 2003. 840 с.
2. Миронюк И.Ю., Усов Л.А., Инвариант линии торможения при стационарном обтекании тела завихренным потоком идеальной несжимаемой жидкости // Вестн. Сам. гос. техн. ун-та. Сер. Физ.-мат. науки. 2020. Т. 24, № 4. С. 780–789 с.

УДК 629.735.45

Определение сил и моментов, действующих на ротор квадрокоптера

А. В. Палагин, А. А. Дегтярев

ГНЦ РФ ФГУП «ЦНИИХМ им. Д.И. Менделеева»

Рассмотрена адаптация теории работы ротора вертолета [1] к квадрокоптеру с жестким ротором. Ротор рассматривается в связанной системе координат (рис. 1).

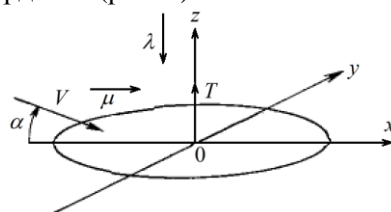


Рис. 1. Силы и безразмерные скорости в связанной системе координат

Для расчета аэродинамических сил и моментов, действующих на ротор квадрокоптера, в работе [2] на основе импульсной теории и теории элемента лопасти для жесткого ротора с постоянной хордой было получено выражение для безразмерных коэффициентов тяги, момента крена, момента на валу и боковой силы. Выражение для безразмерного коэффициента тяги C_T имеет вид:

$$\frac{C_T}{\sigma a} = \left(\frac{1}{6} + \frac{1}{4} \mu^2 \right) \theta_0 - (1 + \mu^2) \frac{\theta_{tw}}{8} - \frac{1}{4} \lambda, \quad (13)$$

где a – производная коэффициента подъемной силы профиля по углу атаки, σ – коэффициент заполнения, $\mu = V \cos(\alpha) / (\Omega R)$ – характеристика работы ротора, V – скорость полета, α – угол атаки ротора, λ – коэффициент протекания, Ω – частота вращения ротора, R – радиус, θ_0, θ_{tw} – параметры, определяющие изменение установочного угла сечения лопасти по размаху.

Для вычисления C_T по выражению (13) требуется знание λ . Согласно импульсной теории вертолета, в горизонтальном полете λ связано с остальными параметрами движения следующим соотношением [1]:

$$\lambda = \mu \cdot \operatorname{tg}(\alpha) + C_T / (2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}), \quad (14)$$

Уравнение (14) – нелинейное, в общем случае решается численно. Для его решения в [1] рассмотрено ис-

пользование двух методов: метода простых итераций и метода Ньютона. Для получения решения с близкой точностью метод Ньютона требует 3–4 итерации, в то время как для метода простых итераций требуется около десяти итераций.

В квадрокоптерных системах в основном используются жесткие воздушные винты постоянного шага, а управление производится за счет изменения частоты вращения винта. Отсутствие возможности изменения шага приводит к необходимости одновременного определения C_T и λ .

При вертикальном полете $\mu \rightarrow 0$ и $\text{tg}(\alpha) \rightarrow \infty$, что приводит к сложностям с вычислением выражения $\mu \cdot \text{tg}(\alpha)$, поэтому целесообразно провести следующие преобразования:

$$\mu \cdot \text{tg}(\alpha) = V_\infty \cos(\alpha) / (\Omega R) \cdot \text{tg}(\alpha) = V_\infty \sin(\alpha) / (\Omega R), \quad (15)$$

тогда левая часть системы двух нелинейных уравнений $f(X) = 0$, где $X = [C_T, \lambda]$ принимает вид:

$$f = \begin{bmatrix} C_T - \sigma a \left(\left(\frac{1}{6} + \frac{1}{4} \mu^2 \right) \theta_0 - (1 + \mu^2) \frac{\theta_{\text{тв}}}{8} - \frac{1}{4} \lambda \right) \\ \lambda - \frac{V_\infty \sin(\alpha)}{\Omega R} - \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \end{bmatrix}. \quad (16)$$

Для решения полученной системы уравнений была проверена применимость метода простых итераций и метода Ньютона. Метод простых итераций использовался в виде выражения:

$$\begin{bmatrix} C_{T_{i+1}} \\ \lambda_{i+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma a \left(\left(\frac{1}{6} + \frac{1}{4} \mu^2 \right) \theta_0 - (1 + \mu^2) \frac{\theta_{\text{тв}}}{8} - \frac{1}{4} \lambda_i \right) \\ \frac{V_\infty \sin(\alpha)}{\Omega R} + \frac{C_{T_i}}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda_i^2}} \end{bmatrix}. \quad (17)$$

В методе Ньютона $X_{i+1} = X_i - (f'(X))^{-1} f(X)$ якобиан $f'(X)$ использовался в аналитическом виде:

$$f'(X) = \begin{bmatrix} 1 & \sigma a / 4 \\ -\frac{1}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} & 1 + \frac{C_T \lambda}{2(\mu^2 + \lambda^2)^{3/2}} \end{bmatrix}. \quad (18)$$

Для оценки скорости сходимости обоих методов был проведен вычислительный эксперимент, в ходе которого определялись C_T и λ для набора углов атаки $0^\circ, 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ (рис. 2).

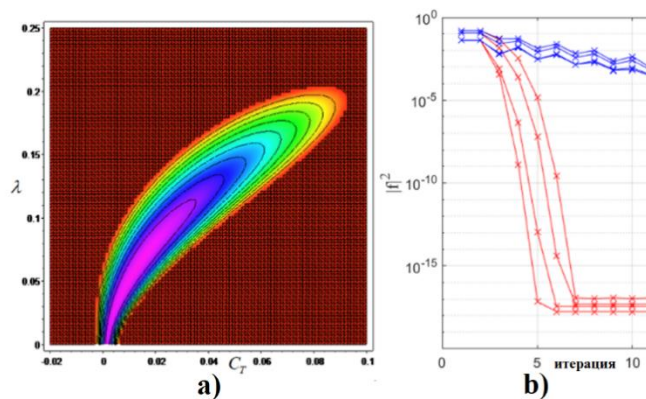


Рис. 2. Расчет C_T, λ для углов атаки $0^\circ, 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$: а – «рельеф» $|f|^2$, б – изменение значение $|f|^2$ при расчете по методу простых итераций (красный) и методу Ньютона (синий)

Как видно из графиков, метод Ньютона за 2–3 цикла обеспечивает точность, эквивалентную десяти циклам по методу простых итераций, что хорошо совпадает с данными по методам решения уравнения (14)

, приведенными в литературе по теории полета вертолета [1].

Полученные выражения предлагается использовать для вычисления аэродинамических сил и моментов, действующих на ротор квадрокоптера согласно алгоритму:

- задается частота вращения и вектор воздушной скорости;
- вычисляется характеристика работы ротора μ ;
- вычисляются значения C_T и λ из решения системы нелинейных уравнений;
- вычисляются остальные безразмерные коэффициенты.

Предложенный алгоритм позволяет одновременно определить коэффициент тяги C_T и коэффициента протекания λ на основе импульсной теории ротора. Полученное значение λ позволяет рассчитать остальные безразмерные коэффициенты, а через них значения сил и моментов, действующих на ротор. C_T и λ определяются численно, решением системы из двух нелинейных уравнений. Решения системы по методу Ньютона требует 4-5 итераций, методом простых итераций – 10–15.

Литература

1. Джонсон У. Теория вертолета. В 2-х книгах / пер. с англ. Москва : Мир, 1983. – (Авиационная и ракетно-космическая техника). Кн. 1. 502 с.
2. Fay G., Derivation of the Aerodynamic Forces for the Mesicopter Simulation, Stanford University, 200.

УДК 532.5

Несжимаемый пограничный слой с противотоками при заданном градиенте давления

Тэ Ха Чжун¹, В.Б. Заметаев^{1,2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Центральный аэрогидродинамический институт

Исследованию взаимодействия ламинарного пограничного слоя, развивающегося на плоской поверхности, с подвижным возмущением давления было посвящено множество работ. В частности, А.И. Рубаном рассматривался случай движущегося вверх по потоку слабого скачка уплотнения [1], а в статье Япалпарви и Ван Доммелена была рассчитана система уравнений со скачком уплотнения, движущимся вниз по потоку [2]. Данная работа является дополнением аналитического исследования [3] линейной задачи о взаимодействии диполя и пограничного слоя на пластине, движущейся вверх по потоку, в нелинейном режиме с заданным градиентом давления.

В работе рассматривается плоское ламинарное обтекание полубесконечной пластины потоком несжимаемой жидкости при больших числах Рейнольдса (рис. 1). Возмущение давления создаётся малым телом, расположенным на расстоянии \hat{L} от передней кромки пластины и на высоте $\hat{l}_d = \hat{L} \cdot l$ над поверхностью пластины, движущимся вниз по потоку с постоянной скоростью $\hat{V}_d = \hat{V}_\infty u_w$, где \hat{V}_∞ – скорость внешнего потока. Малое тело моделируется потенциальным диполем с интенсивностью $\hat{d} = \hat{V}_\infty \hat{L}^2 m$.

Для решения задачи был совершен переход в подвижную инерциальную систему координат, связанную с движущимся диполем. В подвижной системе координат течение является стационарным, поверхность пластины движется вверх по потоку и пристенная область пограничного слоя содержит противотоки. Вязкий подслой был искусственно разделён на две подобласти: область 1а, в которой течение направлено справа налево, и область 1б, в которой поток движется слева направо (рис. 2). Для корректности постановки задачи, в области 1 была введена заранее неизвестная кривая $Y = S(x)$, разделяющая противотоки, в каждой точке которой горизонтальная скорость обращается в ноль. Таким образом, в случае заданного давления были сформулированы корректно поставленные задачи параболического типа, в каждой из введенных подобластей по отдельности. Нормируя вертикальную переменную и продольную скорость по формулам $y = S(x)Y$, $U = S(x)u$, получим задачи:

$$U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial Y} = -S^2(x) \frac{dp_\epsilon}{dx} + \frac{1}{S(x)} \frac{\partial^2 U}{\partial Y^2} + \frac{S'(x)}{S(x)} U^2$$

$$\frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial Y} = 0, \quad p_\epsilon = M \frac{2(x^2 - 1)}{(x^2 + 1)^2}$$

(1)

Начальные и граничные условия в области 1a:

$$Y = 0: U = -S(x)U_w, V = 0; \quad Y = 1: U = 0$$

$$x \rightarrow +\infty: U = -U_w + Y + \dots \quad (2)$$

Начальные и граничные условия в области 1b:

$$Y = 1: U = 0, \quad V_{1b}(x) = V_{1a}(x); \quad Y \rightarrow +\infty: \frac{\partial U}{\partial Y} = S^2(x)$$

$$x \rightarrow -\infty: U = -U_w + Y + \dots \quad (3)$$

Для нахождения неизвестной кривой $S(x)$ было использовано условие непрерывности касательного напряжения на границе раздела областей:

$$Y = 1: \left. \frac{\partial U}{\partial Y} \right|_{1a} = \left. \frac{\partial U}{\partial Y} \right|_{1b} \quad (4)$$

Численное решение задачи (1) в вязком подслое для произвольной заданной функции $S(x)$ выполнялось в два этапа. На первом этапе в подобласти 1a проводился расчёт маршевым методом справа налево. Затем с учётом граничных условий для вертикальной скорости на кривой $Y = 1$, полученных при решении задачи в подобласти 1a, аналогично производился расчёт слева направо в подобласти 1b. В результате вычислялась разность значений касательных напряжений на заданной границе $S(x)$, полученных из решений в подобластях 1a и 1b. Истинная форма линии раздела областей $S(x)$ была установлена при решении методом Ньютона неявной системы уравнений, состоящей из условий непрерывности касательных напряжений (4). На основе численного решения в вязком подслое была построена картина линий тока, содержащая висячие отрывные зоны и области возвратного течения вблизи линии раздела областей $y = S(x)$ в физических переменных.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФ (проект № 20-11-20006) в МФТИ.

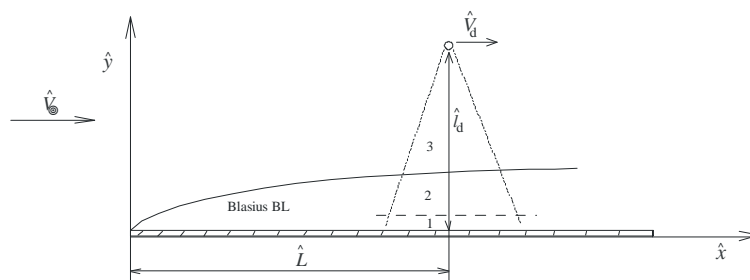


Рис. 1. Схема течения

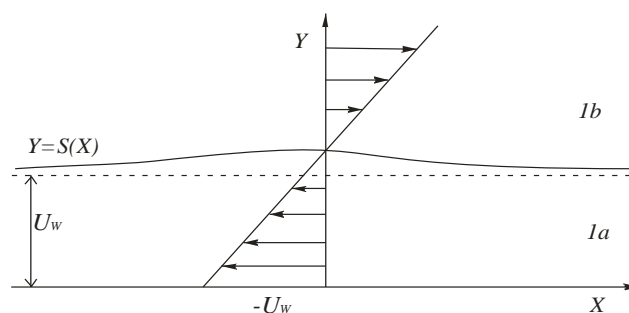


Рис. 2. Противотоки в вязком подслое (область 1), разделённые неизвестной границей $y = S(x)$

Литература

1. Ruban A.I., Araki D., Yapalparvi R. & Gajjar J.S.B. On unsteady boundary-layer separation in supersonic flow. Part 1. Upstream moving separation point // J. Fluid Mech. 2011. V. 678. P. 124-155.
2. Yapalparvi R. & Van Dommelen L.L. Numerical solution of unsteady boundary-layer separation in supersonic flow: upstream moving wall // J. Fluid Mech. 2012. V. 706. P. 413-430.
3. Чжун Т., Заметаев В.Б. Аналитическое решение линейной задачи о взаимодействии диполя и пограничного слоя на пластине, движущейся вверх по потоку // Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ 23-29 ноября 2020. Аэрокосмические технологии. М. : МФТИ, 2020. С. 246-247.

Исследование пульсаций давления на поверхности уступа в следе за цилиндром**С.В. Кузнецов, А.Ю. Голубев**Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского
Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Турбулентный пограничный слой, формирующийся на поверхности фюзеляжа, является одним из основных источников шума в пассажирском салоне [1]. Это связано с тем, что воздействие турбулентных пристеночных пульсаций давления на обтекаемую поверхность возбуждает структурные вибрации, которые приводят к излучению звука. Наибольшей излучающей способностью обладают длинноволновые моды упругой конструкции [2]

Технологические и эксплуатационные особенности конструкции современного магистрального самолёта не позволяют сделать обшивку фюзеляжа идеально гладкой. На ней неизбежно присутствуют уступы, например, в местах стыковки панелей обшивки, вокруг дверных и оконных проёмов, лючков и т.п. Уступы приводят к отрыву турбулентного пограничного слоя и существенному локальному усилению пристеночных пульсаций давления [3, 4] и перераспределению энергии в частотно-волновом пространстве.

В силу того, что высота уступов, встречающихся на поверхности фюзеляжа, мала по сравнению с толщиной набегающего пограничного слоя, важное значение приобретает задача исследования взаимодействия отрывного течения с набегающим потоком, т.к. именно оно определяет длинноволновую часть спектра гидродинамических пульсаций давления.

Экспериментальные исследования проводились на дозвуковой малошумной аэродинамической трубе П-2 Московского комплекса ЦАГИ при скорости 41 м/с. Высота исследуемого уступа равнялась 4 мм, что составляет 7% от толщины набегающего пограничного слоя. Вверх по потоку на различных расстояниях от передней кромки уступа и от стенки трубы устанавливался цилиндрический стержень диаметром 5 мм.

Полученные результаты демонстрируют значительное влияние возмущений набегающего потока на пространственно-временную структуру поля пульсаций давления на поверхности уступа. Установка цилиндрического стержня изменяет спектральную плотность пульсаций давления, а также пространственно-временные корреляции.

Данная работа выполнена при финансовой поддержке
Российского Научного Фонда, проект 21-71-30016.

Литература

1. *Мунин А.Г.* [и др.]. Авиационная акустика. Ч.2. Шум в салонах пассажирских самолётов. Москва : Машиностроение, 1986, 264 с.
2. *Blake W.K.* Mechanics of flow-induced sound and vibration, volume 1, 2nd edition, Academic Press, 2017, 478 p.
3. *Efimov B.M., Golubev A.Yu., Rizzi S.A., Andersson A.O., Rackl R.G., Andrianov A.O.* Influence of small steps on wall pressure fluctuation spectra measured on Tu-144LL flying laboratory // AIAA Paper 2002-2605, 2002.
4. *Awasthi M., Devenport W.J., Glegg S.A.L., Forest J.B.* Pressure fluctuations produced by forward steps immersed in a turbulent boundary layer // Journal of Fluid Mechanics, 2014, Vol. 756. P. 384-421.

Автомодельные турбулентные течения вязкого газа в плоском клине**У.Г. Ибрагимов¹**¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Рассматривается стационарное турбулентное течение вязкого газа от источника, расположенного в вершине клина, рис. 1. Для случая теплоизолированных стенок установлена возможность построения автомодельных решений для турбулентного течения газа с коэффициентами переноса, произвольным образом зависящими от температуры. При этом предполагается, что тензор турбулентных напряжений подчиняется классической гипотезе Буссинеска, а коэффициент турбулентной вязкости определяется на основании модели пути смешения Прандтля [1, 2]:

$$\eta_T = \frac{\rho l^2}{r} \left| \frac{\partial u}{\partial \theta} \right|.$$

Для случая плоского радиального течения (r, θ) длина пути смешения определяется следующим выражением:

$$l = \chi r (\alpha - |\theta|),$$

где α – угол полураствора клина, а χ – некоторая константа, значение которой находится с использованием экспериментальных данных

Решение осредненных по Фавру уравнений Навье–Стокса ищем в следующем виде:

$$u = u(\theta), \quad \rho = r^{-1} \rho(\theta), \quad p = r^{-1} p(\theta), \quad T = T(\theta), \quad \eta = \eta(\theta), \quad \kappa = \frac{\gamma}{\text{Pr}(\gamma-1)} \eta.$$

Так как функции $\eta = \eta(\theta)$ и $T = T(\theta)$ зависят только от угла θ , то коэффициент динамической вязкости η может быть произвольной функцией температуры T : $\eta = \eta(T(\theta))$. В работе [3] рассмотрено турбулентное течение, в котором η зависит от температуры по закону Фроста: $\eta = T^k$.

В настоящей работе рассматривается более общий случай, когда в автомодельном течении коэффициент вязкости η зависит от температуры по формуле Сазерленда [4]:

$$\eta(T) = \frac{1 + C/T_0}{T + C/T_0} T^{3/2},$$

где C – константа, зависящая от типа газа.

Система определяющих уравнений в частных производных в этом случае, также как и в случае степенной зависимости, может быть сведена к системе обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$p - \frac{4}{3} u (\eta + \eta_r) + \frac{d}{d\theta} \left((\eta + \eta_r) \frac{du}{d\theta} \right) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{dp}{d\theta} = (\eta + \eta_r) \frac{du}{d\theta} + \frac{4}{3} \frac{d}{d\theta} \left(u (\eta + \eta_r) \right), \quad (2)$$

$$u p = \frac{d}{d\theta} \left((\kappa + \kappa_r) \frac{dT}{d\theta} \right) + (\eta + \eta_r) \left[\frac{4}{3} u^2 + \left(\frac{du}{d\theta} \right)^2 \right], \quad (3)$$

с граничными условиями прилипания на теплоизолированной стенке:

$$u|_{\theta=\pm\alpha} = 0, \quad \left. \frac{dT}{d\theta} \right|_{\theta=\pm\alpha} = 0. \quad (4)$$

В общем случае произвольных определяющих параметров (α, M_0, Re_0) , краевая задача (1) – (4) может быть решена с использованием численных методов. Область существования автомодельного решения показана на рис. 2. Также установлено, что при больших числах Re_0 на оси клина профиль скорости оказывается близким к логарифмическому, рис. 3а, 3б, что соответствует имеющимся представлениям о турбулентном пограничном слое [2].

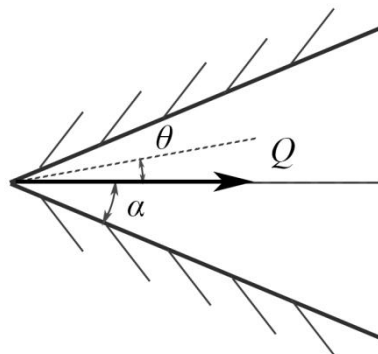


Рис. 1. Схема течения внутри плоского клина

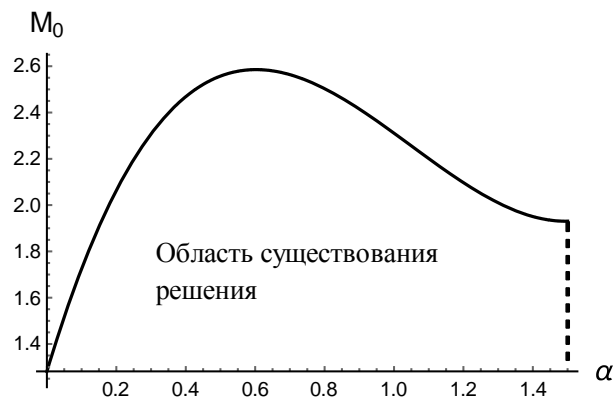


Рис. 2. Максимально возможное число Маха на оси клина для данного полуугла раствора

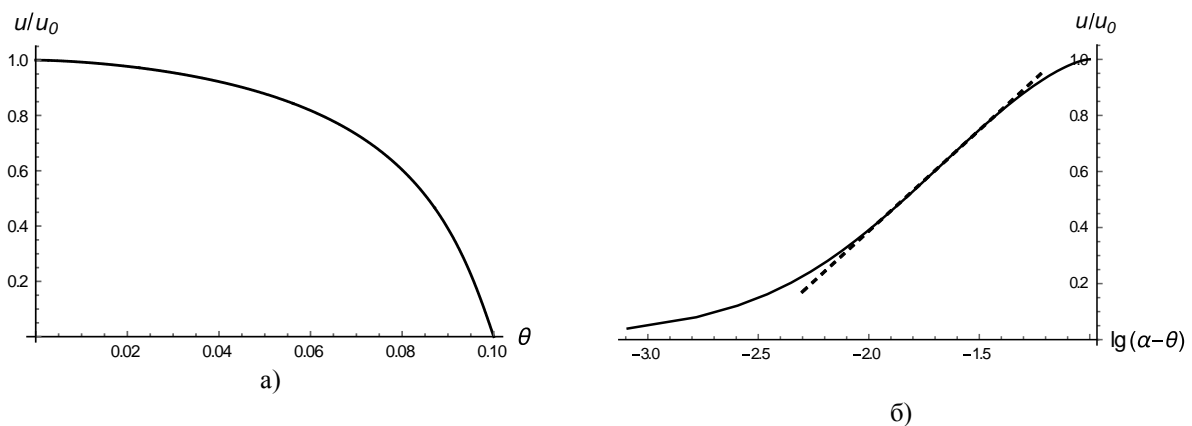


Рис. 3. Профиль скорости (а) в зависимости от угла θ (б) в логарифмическом масштабе

Литература

1. *Hasen G.A.* Navier–Stokes Solutions for an Axisymmetric Nozzle // AIAA-81-1474. 1981. P. 10.
2. *Шлихтинг Г.* Теория пограничного слоя. Москва: Наука, 1974. 711 с.
3. *Брутян М.А., Ибрагимов У.Г.* Автомодельные турбулентные течения вязкого газа в клине // ТРУДЫ МФТИ. 2020. Том 12, № 3. С. 141-149.
4. *Sutherland W. LI.* The viscosity of gases and molecular force // The London, Edinburgh, and Dublin // Philosophical Magazine and Journal of Science. 1893. V. 36. № 223. P. 507–531.

УДК 532.517

Исследование влияния формы теплового манекена на течение воздуха в модельном помещении

Е.Д. Степанова, М.А. Засимова

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Рассматривается течение воздуха в модельном помещении (рис. 1а), в центре которого находится тепловой манекен. Исследования проводятся для трех вариантов формы теплового манекена (рис. 1б): параллелепипеда, блочной формы (состоящей из нескольких параллелепипедов) и детальной формы (приближенной к форме человеческого тела), соответствующей эксперименту [1]. Входное прямоугольное отверстие располагается на одной из боковых стенок вблизи пола помещения, выходное – на противоположной боковой стенке вблизи потолка. Линии $L_1 - L_6$ (рис. 1а) демонстрируют положение сечений, в которых имеются экспериментальные данные [1], они находятся в центральной плоскости $z = 1.5$ м.

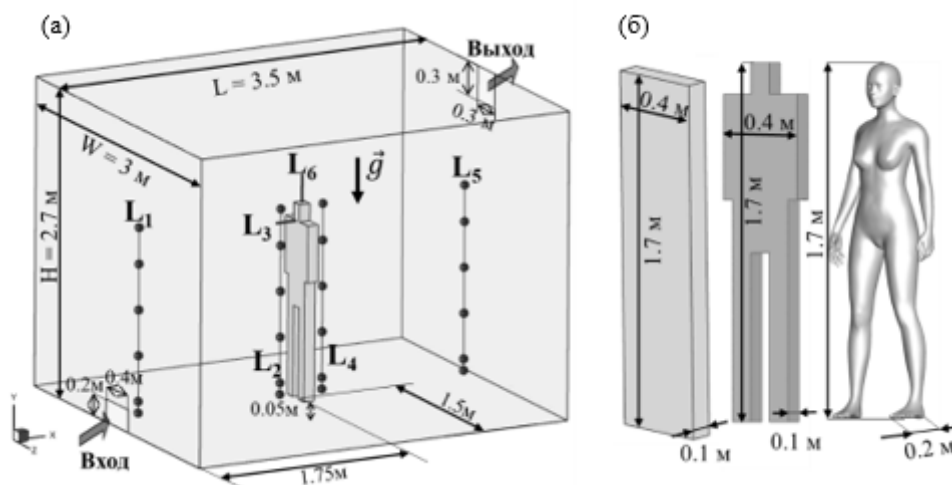


Рис. 3. Вид вентилируемой области (а), линиями $L_1 - L_6$ показаны положения сечений, в которых имеются данные эксперимента, рассматриваемые формы манекена (б)

Физические свойства воздуха принимались постоянными и соответствовали температуре 22°C : плотность $\rho = 1.2 \text{ кг/м}^3$, динамическая вязкость $\mu = 1.8 \times 10^{-5} \text{ кг/(м}\cdot\text{с)}$, удельная теплоемкость $C_p = 1006 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$, коэффициент теплопроводности $\lambda = 0.024 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$. Число Прандтля при таких параметрах составляет $Pr = \mu C_p / \lambda = 0.69$.

Среднерасходная скорость воздуха на входе в соответствии с экспериментом [1] задавалась равной $V_{in} = 0.2 \text{ м/с}$, объемный расход при этом равен $57.6 \text{ м}^3/\text{ч}$. Число Рейнольдса, построенное по эквивалентному диаметру и входной скорости, составляет 4300. На выходе из расчетной области задавались мягкие граничные условия (постоянство давления). На стенках вентилируемого помещения и на поверхности манекена ставилось условие прилипания.

В соответствии с условиями эксперимента [1] задавались следующие тепловые граничные условия: входная температура полагалась постоянной и равной $T_{in} = 22^\circ\text{C}$, стенки помещения адиабатические. Интегральный теплосъем с поверхности манекена для всех вариантов геометрии принимался равным $Q_w = 38 \text{ Вт}$, что соответствует 50% от значения, принятого в стандартах для спокойно стоящего человека. На поверхности манекена задавалось постоянное значение удельного теплового потока, определяемого как $q_w = Q_w/S$. Для формы параллелепипеда $q_w = 21 \text{ Вт/м}^2$, для блочной формы $q_w = 26 \text{ Вт/м}^2$ и $q_w = 24 \text{ Вт/м}^2$ для детальной формы манекена.

В расчетах использовались неструктурированные полиэдральные сетки и квазиструктурированные сетки с гексагональными элементами. Размерность сеток составляла до 1.5 млн ячеек. Значения безразмерного расстояния от центра первой пристенной ячейки до поверхности манекена, y^+ , в среднем не превышало единицы.

Все расчеты проводились в CFD-пакете ANSYS Fluent 2019 R3. Для моделирования турбулентности использовался RANS-подход, основанный на решении уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу. Уравнения замыкались стандартной полуэмпирической $k-\epsilon$ моделью турбулентности в сочетании с методикой разрешения пристенной области Enhanced Wall Treatment. Аппроксимация уравнений осуществлялась со вторым порядком точности. Для организации итерационного процесса был выбран метод SIMPLE. Использовались ресурсы кластера научно-исследовательской лаборатории гидроаэродинамики СПбПУ (максимально 24 ядра).

На рис. 2а показана структура течения, формирующаяся в вентилируемом помещении. Можно выделить две области относительно интенсивного течения: область распространения пристенной струи в нижней части помещения и область свободноконвективного подъемного течения над манекеном, вызванного действием силы плавучести. Характерные значения скорости в указанных областях одинаковы. Примечательно, что глобальная структура течения не симметрична относительно центральной плоскости помещения.

В результате исследования влияния формы манекена на структуру течения в помещении и характеристики теплообмена сформулированы следующие выводы. Установлено, что при использовании детальной и блочной форм манекена интенсивность свободноконвективного течения выше, чем для манекена самой простой формы – одиночного параллелепипеда. Упрощение формы манекена существенно влияет на локальные характеристики течения и теплообмена (см. рис. 2в-з). В то же время интегральные параметры слабо зависят от используемой формы манекена.

Исследование проведено при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, грант №20-58-18013.

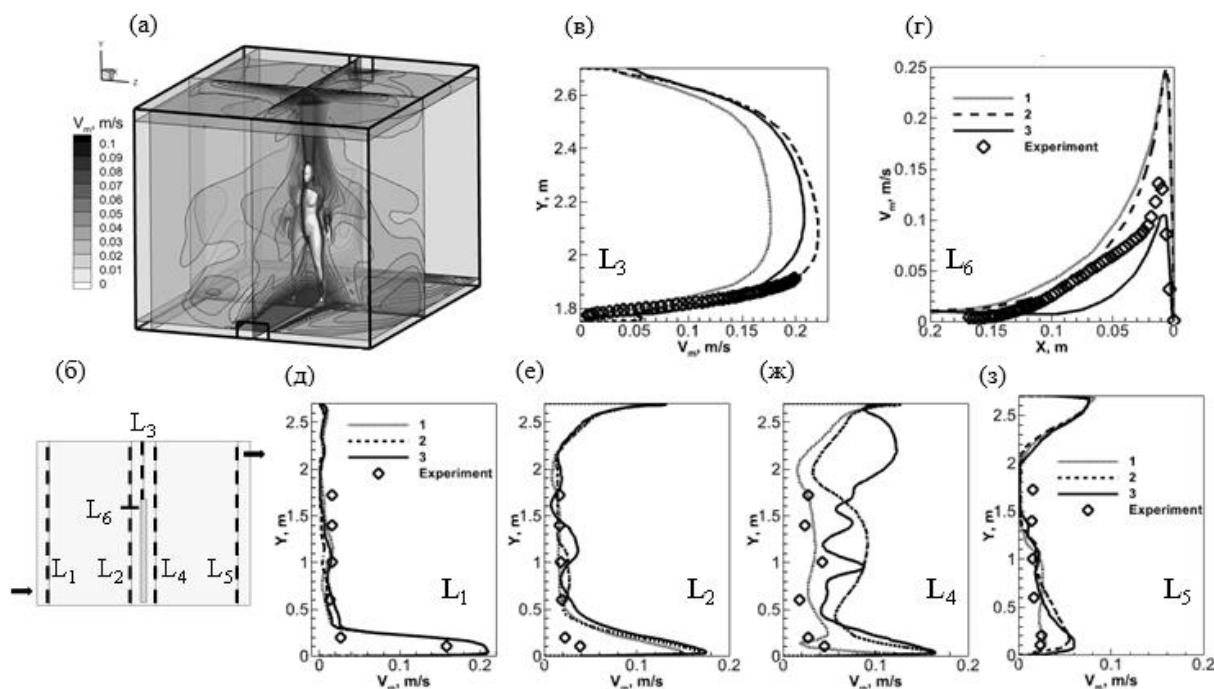


Рис. 2. Поле модуля скорости (а) в нескольких сечениях помещения для детальной формы манекена, схема расположения сечений (б), профили модуля скорости, построенные вдоль линий $L_1 - L_6$ (в-з), которые получены в решениях с использованием трех форм манекена: параллелепипеда (1), блочной (2) и детальной (3)

Литература

1. *Nielsen P.V., Murakami S., Kato S., Topp C., Yang J.-H.* Benchmark tests for a computer simulated person. Aalborg, Denmark: Indoor Environmental Engineering, Aalborg University, 2003. 7 p.

УДК 629.735

Аэродинамика самолёта в возмущённой атмосфере

К.Т. Зоан

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Обтекание горного ландшафта и крупных сооружений, расположенных вблизи взлетно-посадочных полос (ВПП), ветровым пограничным слоем создаёт когерентные вихревые структуры (КВС). Самолет, попавший в вихревую структуру, испытывает существенные изменения аэродинамических сил и моментов. В данной работе строится композитное решение: область генерации когерентных вихревых структур рассчитывается достаточно подробно в рамках сеточного метода. Рассмотрены когерентные вихревые структуры, возникающие при ветровом обтекании полуострова Шонча, расположенного вблизи аэропорта Дананг. Моделируется ситуация попадания пассажирского самолёта типа МС-21 после взлета и выхода на курс близкий к оси вихревой ветровой структуры от полуострова Шонча (рис. 1).

Для моделирования КВС над горным ландшафтом решается краевая задача (КЗ) для осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (RANS).

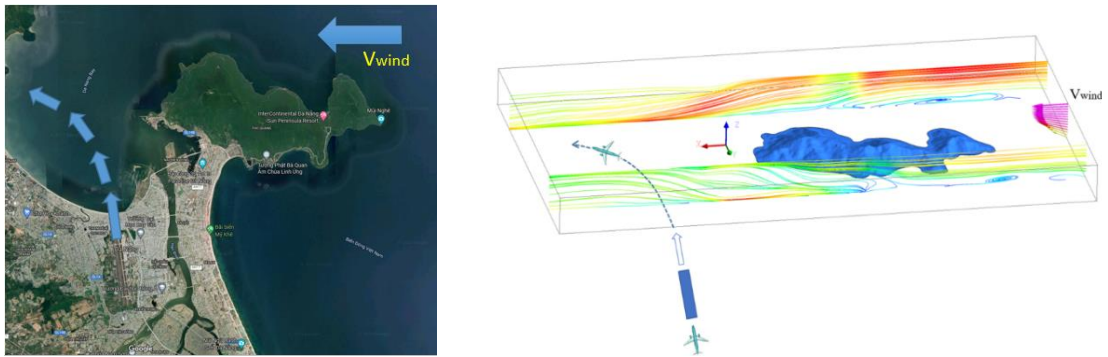


Рис. 1. Схема аэропорта и расчетная область

По результатам изучения литературы и численных исследований выбраны наиболее подходящие профили скорости ветра и температуры воздуха (рис. 2).

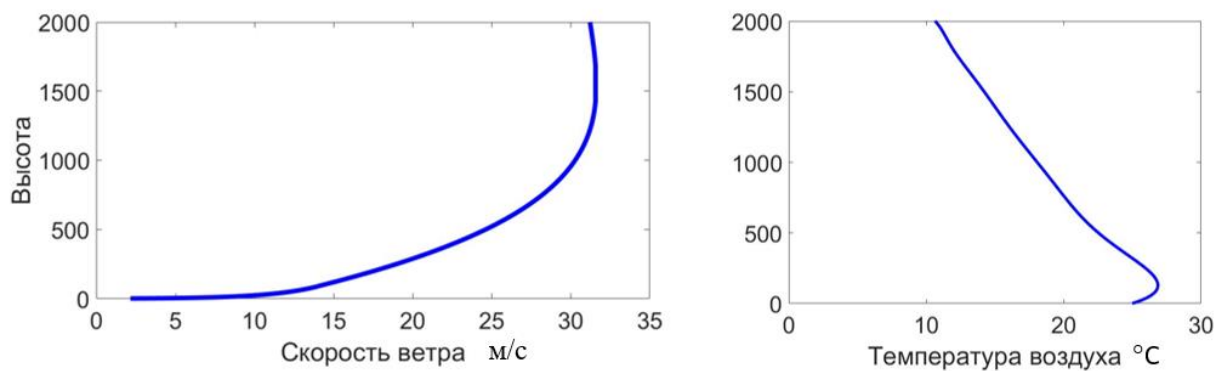


Рис. 2. Профили скорости ветра и температуры воздуха по высоте

Для моделирования динамики следа с помощью компьютерного кода COSMA в рамках дискретных вихрей с ядром Рэнкина выбрано начальное поле из четырех наиболее сильных вихрей. Эволюция вихревой системы моделируется в течение 300 с (1500 шагов с временным шагом $dt = 0.2$ с). Для учёта условия непротекания на подстилающей поверхности вводятся отражённые «подземные» вихри. Таким образом, полученная система состоит из 8 вихрей, (рис. 3).

Для вычисления приращения сил и моментов, возникающих на самолёте от воздействия КВС, написан компьютерный код на базе метода граничного элемента [1]. Валидация этого метода выполнена на базе экспериментов в аэродинамических трубах [2-3]. На рис.4 приведены результаты расчета приращения аэродинамических сил и моментов для различных высот (от 100 до 500 м) вхождения самолета в КВС. На оси абсцисс отложено боковое отклонение по оси y в пределах от -500 до 1500 м. Верв кривых соответствует разным высотам полета самолета.

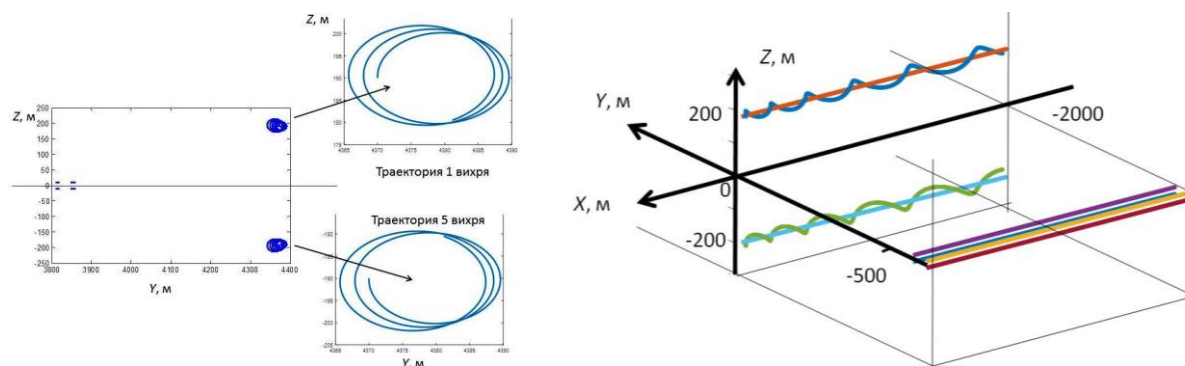


Рис. 3. Эволюция КВС из 4+4 вихрей в течение 20 с

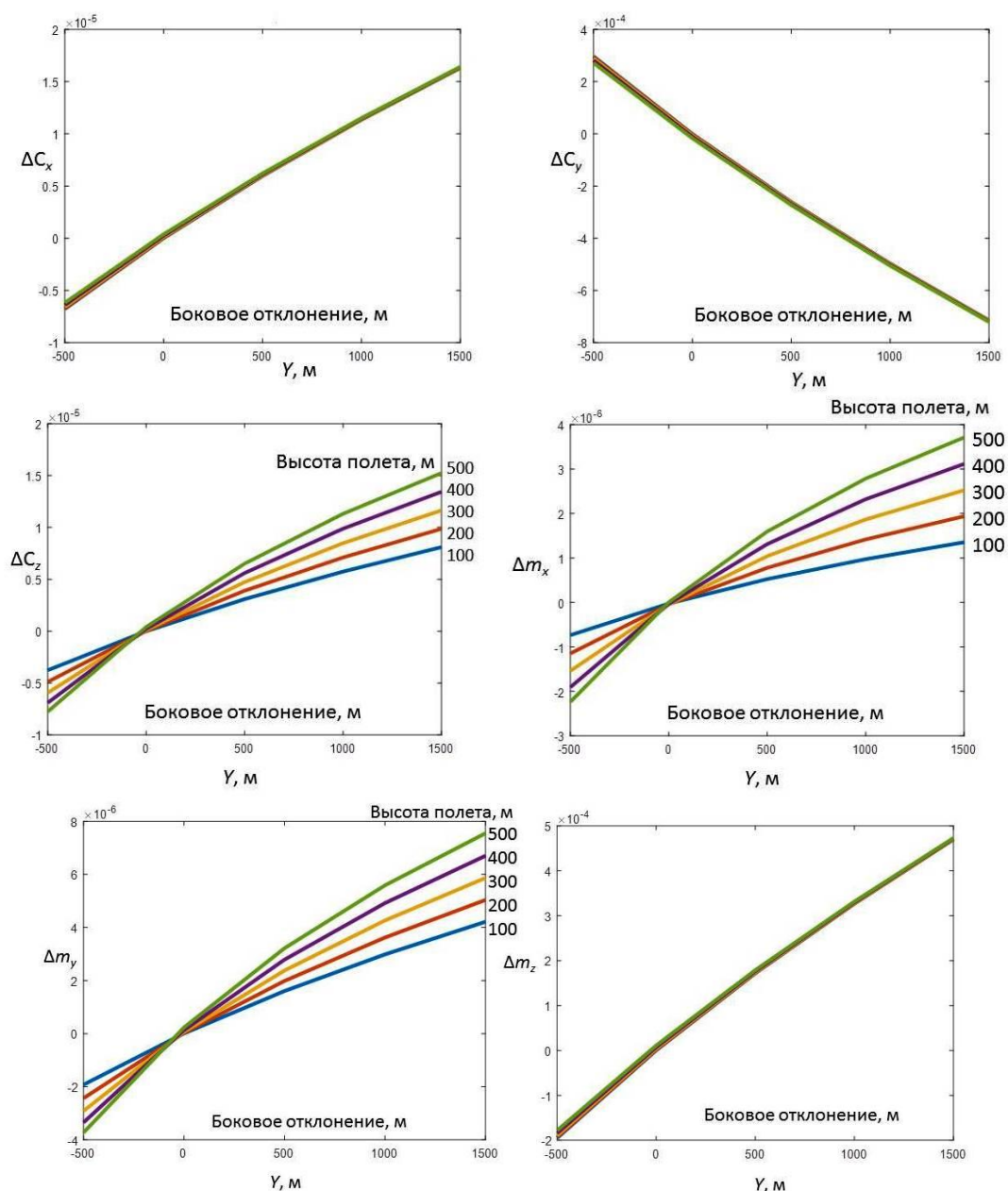


Рис. 4. Приращения аэродинамических сил и моментов в зависимости от высоты полета и бокового отклонения самолета

Созданный приближенный метод может быть использован для моделирования опасных ситуаций, связанных с попаданием самолета в когерентные вихревые структуры возмущенной атмосферы, а также для поиска аэродинамических средств повышения безопасности полета при организации движения в зоне аэропорта, в частности, на режимах взлета и посадки. Метод будет полезен при поиске мер по повышению безопасности полета и расширению возможностей авиации при выполнении полетов в горной местности.

Литература

1. Свириденко Ю.Н., Инешин Ю.Л. Применение панельного метода с симметризацией особенностей к расчету обтекания самолета с учетом влияния струй двигателей // Труды ЦАГИ. 1996. № 2622. С. 41–53.
2. Михайлов Ю.С. Моделирование воздействия вихревого следа на модель самолета в аэродинамической трубе // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 175. С. 62 – 69.
3. Matveev A.V., Nazarov V.V., Osminin R.I. Experimental study into three-dimensional displacements of a flexible aircraft model under the action of gusts in wind-tunnel flow // Trudy TsAGI. 1999. V. 2641. P. 274-282.

Численное моделирование обтекания сидящего теплового манекена в вентилируемом помещении

А.А. Маринова, М.А. Засимова

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Введение. Для обеспечения комфортных для человека условий в помещениях разрабатываются системы отопления, вентиляции и кондиционирования воздуха. Для оценки теплового комфорта в экспериментах широко используются манекены, которые позволяют контролировать тепловые условия на их поверхности. Целью данной работы является численное моделирование трехмерного турбулентного течения и теплообмена при обтекании воздушным потоком теплового манекена, сидящего в модельном помещении с перемешивающей вентиляцией. Постановка задачи соответствует эксперименту, описанному в работе [1].

Геометрия задачи. Расчетная область представляет собой комнату в форме прямоугольного параллелепипеда с длиной $L = 2.44$ м, шириной $W = 1.2$ м и высотой $H = 2.46$ м (рис. 1а). На одной из торцевых стенок помещения находятся два выходных отверстия круглой формы, диаметр которых равен 0.25 м. Отверстия расположены на расстоянии 0.6 м от пола и 0.6 м от потолка помещения. Манекен расположен вблизи пола помещения в сидящем положении, его лицо обращено ко входной границе и расположено на расстоянии 0.7 м от нее (расстояние считается до колен манекена).

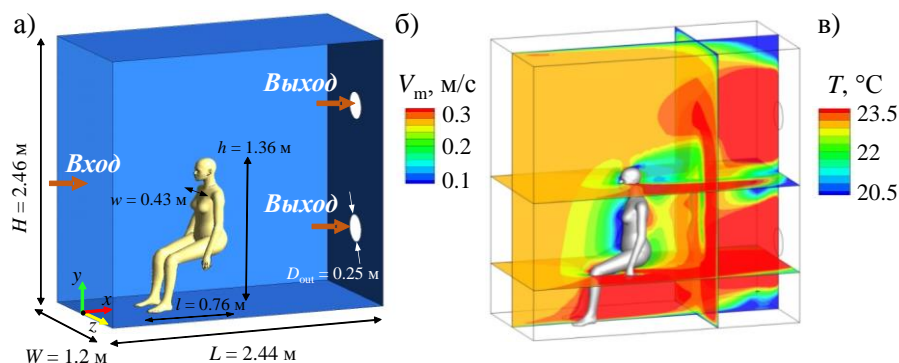


Рис. 1. а) Расчетная область; поля б) модуля скорости и в) температуры

Граничные условия и параметры среды. На входе в расчетную область (рис. 1а) задавался однородный поток воздуха со скоростью V_{in} равной 0.01 и 0.27 м/с при температуре $T_{in} = 20.4$ °С. На выходных отверстиях задавалось постоянное давление ($P = 0$). На остальных стенках задавалось условие прилипания ($V = 0$ м/с) и нулевой тепловой поток. На поверхности манекена ставилось либо условие постоянства температуры, $T_{man} = 34$ °С, либо постоянства теплового потока, q_{man} , равного 139.62 Вт/м² и 80.86 Вт/м² для задач с учетом и без учета лучистого теплообмена соответственно.

Задавались следующие физические параметры среды: плотность $\rho = 1.2$ кг/м³, коэффициент динамической вязкости $\mu = 1.8 \times 10^{-5}$ кг/(м·с) и коэффициент теплопроводности $\lambda = 0.026$ Вт/(м·К). Число Рейнольдса, $Re = \rho w V_{in} / \mu$, составляет 286 и 7730 (при V_{in} равной 0.01 и 0.27 м/с). Число Прандтля $Pr = \mu C_p / \lambda = 0.7$. Число Грасгофа $Gr = g \beta \Delta T w^3 / \nu^2 = 1.6 \times 10^8$.

Вычислительные аспекты. Для расчетов в пакете ICEM CFD были построены сетки с тетраэдральными элементами, которые были перестроены в сетки с полиэдральными элементами с помощью средств пакета ANSYS Fluent. Рассмотрены три сетки с числом ячеек 77 тыс., 271 тыс. и 591 тыс. На сетке с числом ячеек 591 тыс. значение безразмерного расстояния от центра первой пристенной ячейки до поверхности манекена, y^+ , в среднем было около единицы. Показано, что получаемое в расчетах решение слабо зависит от используемой сетки.

Расчеты были выполнены с помощью пакета ANSYS Fluent с использованием RANS подхода, основанного на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, замыкаемых стандартной $k-\epsilon$ моделью турбулентности. Использовалась Surface to Surface модель лучистого теплообмена. Дискретизация уравнений производилась со вторым порядком точности. Для связи давления и скорости была использована схема Coupled. Во всех вариантах расчетов получено стационарное решение.

Результаты. На рис. 1б, в показаны распределения скорости (рис. 1б) и температуры (рис. 1в) воздушного потока. По распределению скорости видно, что воздушный поток под тормаживается при набегаии на препятствие в виде манекена – перед манекеном формируется область локального минимума скорости, сбоку от манекена и под ним формируются области локальных максимумов скорости. Области замед-

ленного течения наблюдаются за манекеном, где имеется обширная отрывная зона, а также вблизи нижней и верхней стенок помещения в области выходов. Поля температуры (рис. 1в) демонстрируют тепловой факел, расположенный за манекеном и сносимый потоком вниз по течению. В области теплового факела температура выше, чем в набегающем потоке. По распределению температуры можно отметить, что за счет лучистого теплообмена происходит прогрев стенок помещения и, как следствие, прогрев воздушного потока вблизи подогретых стенок.

Сопоставление расчетных и экспериментальных данных проводилось по профилям модуля скорости и температуры. Профили модуля скорости вблизи входа L_1 и выхода L_3 помещения показаны на рис. 2а, профили температуры показаны на рис. 2б сбоку от манекена L_2 , в углу помещения L_4 , а также вдоль линии, проходящей по поверхности помещения и вдоль выходных отверстий, L_5 . Значения скорости и температуры, полученные в результате численного моделирования, соответствуют представленным результатам эксперимента. По расчетным профилям температуры в сечениях L_2 и L_4 можно отметить влияние лучистого теплообмена: вблизи верхней и нижней стенок наблюдается резкий рост значений температуры. По данным эксперимента значения температуры несколько снижаются при приближении потока к нижней стенке.

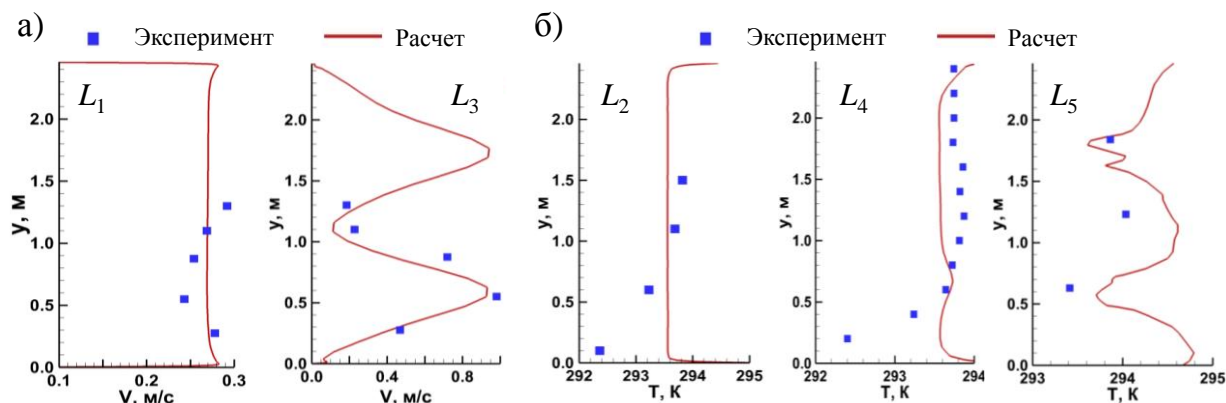


Рис. 2 Профили скорости (а) и температуры (б), полученные в расчете и в эксперименте

Помимо распределений скорости и температуры в помещении, в [1] имеются данные о средней теплоотдаче с 17 различных поверхностей манекена. Как по данным расчета, так и по экспериментальным данным имеется существенная неоднородность теплового потока по поверхности манекена. Осредненное по всей поверхности манекена значение удельного теплосъема по данным расчета составило 139.6 Вт/м^2 , что несколько превышает значение, полученное в эксперименте, 122.3 Вт/м^2 .

Исследование проведено при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, грант №20-58-18013.

Литература

1. *Topp C., Hesselholt P., Trier M.R., Nielsen P.V.* Benchmark Test for a Computer Simulated Person - Manikin Heat Loss for Thermal Comfort Evaluation. Aalborg University Denmark & Gavle University Sweden, 7 p, 2007.

УДК 534.23

Исследование взаимной связи осесимметричной компоненты пульсаций давления и скорости в ближнем поле струи

И.А. Дубровин^{1,2}, Г.А. Фараносов¹

Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского¹;

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)²

Турбулентная струя остается объектом пристального исследования на протяжении многих десятилетий. Такое внимание во многом обусловлено тем, что реактивная струя является значимой составляющей авиационного шума на местности, а также источником значительных нестационарных нагрузок на близко расположенные элементы конструкции летательного аппарата. В отличие от дальнего звукового поля доминирование крупномасштабных структур в ближнем поле струи является надежно установленным в многочисленных экспериментах и расчетах фактом [1–3]. В связи с этим исследования пространственной структуры возмущений ближнего поля дозвуковой струи представляют значительный интерес. В частно-

сти, с точки зрения как моделирования шума взаимодействия струи и элементов планера [4–6], так и определения нагрузок на конструкцию, наибольший интерес представляет определение пульсаций давления в ближнем поле струи. В статических условиях пульсации давления могут быть измерены обычными микрофонами. Однако при наличии спутного потока, а именно такой случай представляет практический интерес, измерения пульсаций давления затруднены. Для этого требуются либо микрофоны со специальной защитной насадкой, либо поверхностные датчики давления. Между тем, волновая структура ближнего поля позволяет предложить достаточно простую процедуру пересчета пульсаций скорости в пульсации давления, при этом пульсаций скорости можно измерить, например, с помощью термоанемометра.

В настоящей работе построена упрощенная процедура пересчета осесимметричной компоненты пульсации скорости в ближнем поле струи, истекающей из круглого сопла, в соответствующие им пульсации давления. Для этого сначала решена задача о возмущениях, создаваемых модельным волновым пакетом с гауссовой огибающей, заданным на цилиндрической поверхности. Простота постановки позволяет получить точное решение задачи и проанализировать структуру пульсаций, создаваемых такими возмущениями в ближнем поле. Для пульсаций в ближнем поле в области максимума волнового пакета получено простое соотношение, связывающее пульсации продольной компоненты скорости с пульсациями давления. Задача решена как для статических условий, так и при наличии спутного потока. Выполнена проверка полученной взаимной связи пульсаций скорости и давления на примере данных численного моделирования дозвуковой турбулентной струи.

Доклад подготовлен в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023).

Литература

1. *Suzuki T., Colonius T.* Instability waves in a subsonic round jet detected using a near-field phased microphone array // *J. Fluid Mech.* 2006. V. 565. P. 197-226.
2. *Беляев И.В., [и др.]*. Разработка стратегии активного управления волнами неустойчивости в невозбужденных турбулентных струях // *Изв. РАН МЖГ.* 2018. № 3. С. 14-27.
3. *Jordan P., Colonius, T.* Wave Packets and Turbulent Jet Noise // *Annual Review of Fluid Mechanics.* 2013. V. 45. P. 173–195.
4. *Kopiev V.F., [и др.]*. Intensification and suppression of jet noise sources in the vicinity of lifting surfaces // *AIAA-2013-2284, 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference,* 2013.
5. *Cavalieri A.V.G., Jordan P., Wolf W.R., Gervais Y.* Scattering of wavepackets by a flat plate in the vicinity of a turbulent jet // *Journal of Sound and Vibration.* 2014. V. 333. P. 6516-6531.
6. *Lyu B., Dowling A.P., Naqavi I.* Prediction of installed jet noise // *Journal of Fluid Mechanics.* 2017. V. 811. P. 234-268.

УДК 534.2

О возможности появления звука в первоначально спящей вихревой структуре

А.Б. Барбасов^{1,2}, В.Ф. Копьев¹, С.А. Чернышев¹

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского

²Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Задача о малых возмущениях, наложенных на несжимаемый круговой вихрь с постоянной завихренностью, в линейном приближении, рассматривалась Кельвином [1]. Было показано, что каждая гармоника движется со своей частотой, а совокупность гармоник представляет собой полный набор функций, по которому может быть разложено любое начальное возмущение.

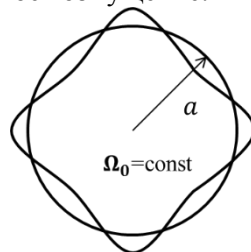


Рис. 1. Круговой вихрь радиуса a с постоянной завихренностью Ω_0 и деформированной границей

Для данного течения с возмущением границы вида $\eta(\theta, t) = \sum_n \eta_n^p e^{-i\omega t + in\theta}$ функция тока имеет

вид:

$$\begin{cases} \psi_{1n} = \frac{\eta_n^\rho \Omega_0 a^2}{2n} \left(\frac{r}{a}\right)^n e^{in\theta}, r \leq a \\ \psi_{1n} = \frac{\eta_n^\rho \Omega_0 a^2}{2n} \left(\frac{a}{r}\right)^n e^{in\theta}, r > a \end{cases}$$

Дисперсионное соотношение: $\omega_n = \frac{\Omega_0}{2}(n-1)$.

Критический слой находится на линии $r = a\sqrt{\frac{n}{n-1}}$.

При учете сжимаемости возмущения вихря порождают звуковые волны, уносящие энергию на бесконечность [2].

$$\varphi = \frac{\pi \eta_n^\rho \Omega_0 a^2 (ka)^n}{n! 2^{n+1}} \sqrt{\frac{2}{\pi kr}} \exp\left(ikr + in\pi - i\omega t - i\frac{\pi}{4}\right).$$

Представляет интерес рассмотреть более сложную вихревую структуру, состоящую из системы двух круговых соосных вихрей: внутреннего вихревого ядра и внешнего вихревого слоя, также допускающую аналитическое решение. При рассмотрении системы вложенных вихрей задача существенно усложняется, а именно появляются две моды колебаний. Особый интерес вызывает случай, когда внешней вихревой слой расположен на линии критического слоя внутреннего вихря и имеет малую завихренность, по сравнению с внутренним вихревым ядром. В такой постановке задачи собственные частоты являются близкими.

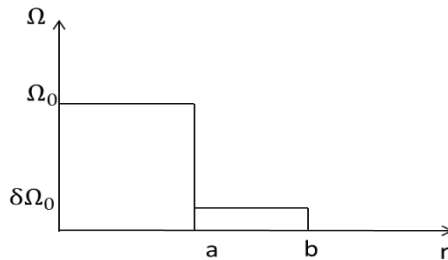


Рис. 2. Система вложенных вихрей. Внутренний вихрь радиуса a имеет постоянную завихренность Ω_0 , внешний вихрь радиуса b и завихренностью $\delta\Omega_0$

Для системы вложенных вихрей в случае, когда внешняя завихренность находится на линии критического слоя дисперсионное соотношение при $n = 2$ имеет вид

$$\omega_{1,2} = \frac{\Omega_0}{2} \left(1 + \frac{\delta}{2} \pm \frac{1}{2} \sqrt{\delta}\right)$$

Общее выражения для возмущения границы:

$$\eta_r(a, t, \theta) = \frac{1}{(1-\delta)} \left[c_1 (1 + \delta + 2\sqrt{\delta}) e^{-i\omega_1 t + 2i\theta} + c_2 (1 + \delta - 2\sqrt{\delta}) e^{-i\omega_2 t + 2i\theta} \right]$$

$$\eta_r(b, t, \theta) = -\frac{\sqrt{2}}{2\delta} \left[c_1 (\delta + \sqrt{\delta}) e^{-i\omega_1 t + 2i\theta} + c_2 (\delta - \sqrt{\delta}) e^{-i\omega_2 t + 2i\theta} \right]$$

Важно отметить, что в данной структуре могут существовать спрятанные возмущения, то есть отсутствие возмущений в начальный момент вне вихревой структуры. При учете слабосжимаемости течения, для начальной задачи со спрятанными возмущениями было получено звуковое поле:

$$\frac{p}{p_0} = \left(\sin\left(\frac{\Omega_0}{4} \sqrt{\delta} t\right) - i \frac{\sqrt{\delta}}{2} \cos\left(\frac{\Omega_0}{4} \sqrt{\delta} t\right) \right) \exp\left(-i \frac{\Omega_0}{2} \left(1 + \frac{1}{2} \delta\right) t\right)$$

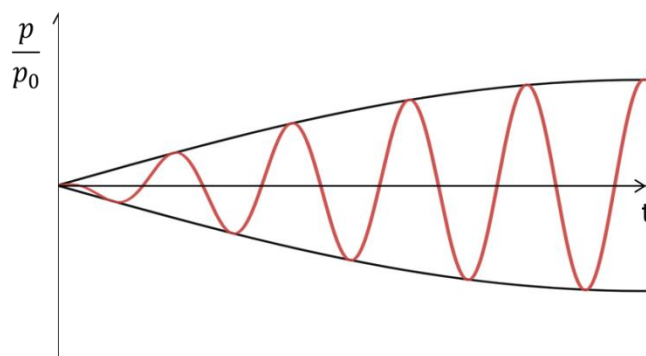


Рис. 3. График зависимости p / p_0 от времени

Также отметим, что, как и в случае одного вихря [3], в данной задаче возмущения имеют отрицательную энергию, то есть разность энергий между возмущенным и невозмущенным состоянием отрицательна и для создания таких возмущений у системы нужно отбирать энергию.

Для оценки правильности полученных форм собственных колебаний были рассмотрены значения энергий возмущения в разные моменты времени.

Литература

1. Ламб Г. Гидродинамика – Москва : Гостехиздат, 1947.
2. Копьев В.Ф., Леонтьев Е.А. Энергетический аспект акустической неустойчивости некоторых стационарных вихрей // Акустический журнал Т. 31, № 3. 1985. С. 348–352.
3. Broadbent E.G., Moore D.W. Acoustic destabilisation of vortices // Phil. Trans. Roy. Soc., 1979. V. A290. P. 353-371.

УДК 532.5.032

Течение около осциллирующего и вращающегося цилиндра

А.О. Будникова¹, Д.А. Гаджиев^{1,2}, А.М. Гайфуллин^{1,2}

¹ Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

² Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского

Двумерная задача о течении, порождённом гармоническими колебаниями кругового цилиндра в изначально покоящейся вязкой несжимаемой жидкости, была впервые поставлена Шлихтингом в 1932 г. [2]. В работе [2] показано, что возникающее периодическое по времени течение содержит стационарную составляющую.

В работе рассматривается течение вязкой несжимаемой жидкости около цилиндра, который гармонически колеблется вдоль оси, проходящей через его центр, и вращается вокруг центра с постоянной скоростью. При этом вращение происходит бесконечно долгое время, а колебания начинаются в некоторый момент времени $t = 0$. Исследуется как численное, так и асимптотическое решение. Согласно [7], при бесконечно долгом вращении вне цилиндра образуется поле скоростей потенциального вихря.

Получено численное решение задачи при различных значениях безразмерных параметров $1/Sh = A/r_0$ и $\varepsilon = \omega/n$, где A – амплитуда колебаний, r_0 – радиус цилиндра, ω – частота вращения, n – частота колебаний. Произведено сравнение с решением задачи без вращения из [1], [6]. Показано, что вблизи цилиндра, как и в задаче без вращения, образуется структура из четырех вихрей. Установлено, что из-за наличия вращения эта структура поворачивается на некоторый угол и деформируется.

Построено асимптотическое решение задачи для случая малых высокочастотных колебаний в нескольких приближениях при помощи разложения в степенной ряд по двум малым параметрам $1/Sh = A/r_0$ и $\varepsilon = \omega/n$.

Найдено слагаемое, описывающее стационарную добавку к решению, связанную с вращением цилиндра. Как и в [4], [5], показано, что для удовлетворения граничных условий на верхней границе пограничного слоя необходимо ввести дополнительные области – «внешний пограничный слой» [3], в пределах которых будут затухать стационарные части асимптотического решения.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-01-00163.

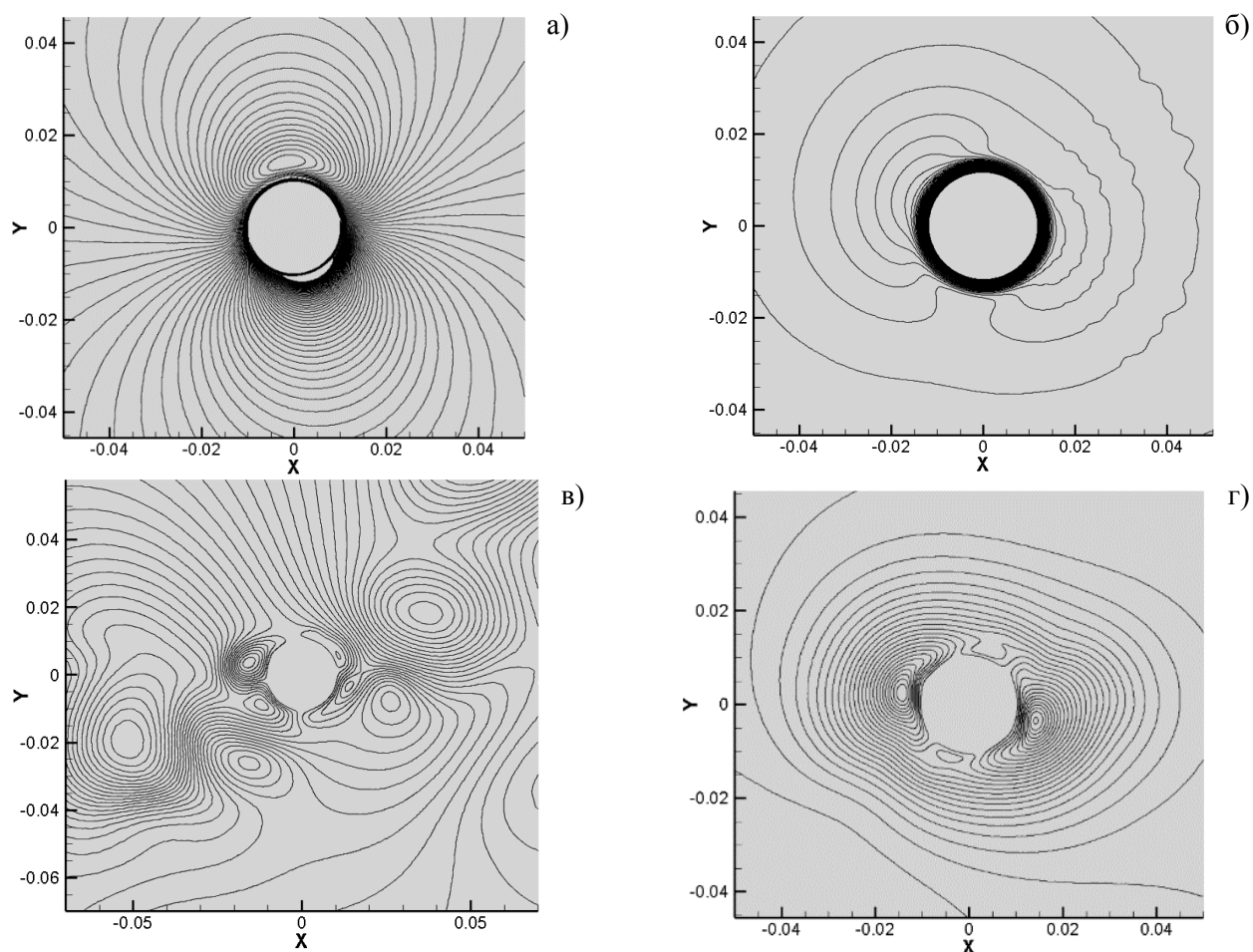


Рис. 1. Картины осредненных по периоду колебаний линий тока, демонстрирующие наличие стационарной части течения (а) $Sh = 10$, $\varepsilon = 0.1$ (б) $Sh = 10$, $\varepsilon = 1$ (в) $Sh = O(1)$, $\varepsilon = 0.1$ (г) $Sh = O(1)$, $\varepsilon = 1$

Литература

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. Москва : Наука, 1974.
2. Schlichting H. Berechnung ebener periodischer Grenzschichtströmungen // Physikalische Zeit. 1932. Bd. 33. Z. 327-335.
3. Rosenblat S. Torsional oscillations of a plane in a viscous fluid // Journal of Fluid Mechanics. 1959. V. 6, N 2. P. 206-220.
4. Riley N. Oscillating viscous flows // Mathematika. 1965. 12. P. 161-175.
5. Stuart J.T. Double boundary-layers in oscillatory viscous flows // J. Fluid Mech. 1966. V. 24, 673-687.
6. Badr H.M., Dennis S.C.R., Kocabiyik S., Nguyen P. Viscous oscillatory flow about a circular cylinder at small to moderate Strouhal number // J. Fluid Mech. 1995. V. 303. P. 215-232.
7. Гайфуллин А.М. Вихревые течения. Москва : Наука, 2015.

УДК 533.657

Разработка облика беспилотного противопожарного гидросамолёта с распределённой силовой установкой

А.В. Власов^{1,2}, А.Н. Варюхин², М.А. Овдиенко²

¹Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

²Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова

Введение

В последние годы особенно актуальным стал вопрос сокращения эмиссии вредных веществ. Над снижением выбросов от авиации трудятся многие организации по всему миру, на это тратятся огромные средства. Однако из-за авиации в атмосферу попадает в 10 раз меньше CO_2 , чем из-за лесных пожаров.

Лесные пожары наносят ущерб не только для экологии, но и для экономики разных стран и, самое страшное, уносят человеческие жизни.

Самым эффективным способом борьбы с лесными пожарами является сброс пламегасящей жидкости с самолёта. В качестве противопожарных самолётов используются как сухопутные самолёты, так и самолёты-амфибии. Последние гораздо эффективнее, поскольку при наличии подходящего водоёма вблизи места пожара, способны на режиме глиссирования за считанные секунды набрать большое количество воды.

Требования к противопожарному самолёту-амфибии

В работе [1] показано, что для эффективного сброса воды необходимо обеспечить низкую высоту и малую скорость сброса. При этом для противопожарного самолёта необходима относительно высокая крейсерская скорость полёта. Кроме того, тушение пожаров опасно для экипажа, возникает ещё одно требование – беспилотность.

Сформирован список требований к перспективному пожарному самолёту-амфибии:

- Беспилотность.
- Скорость сваливания 90–100 км/ч.
- Крейсерская скорость 280–300 км/ч.
- Дистанция разбега по воде 200–250 м.
- Мореходность не менее 0,5 м высоты волны 3% обеспеченности.
- Максимальная взлетная масса не более 8600 кг.
- Максимальная масса воды не менее 3000 кг.
- Перегонная дальность не менее 1500 км.
- Запас топлива на длительность операций не менее 5 часов.

Облик ЛА

Для выполнения достаточно жёстких сформированных требований необходимо использование развитой механизации крыла и распределённой силовой установки, представляющей собой воздушные винты, распределённые вдоль передней кромки крыла. Кроме того, в качестве конфигурации ЛА целесообразно выбрать летающую лодку с высоко расположенным крылом.

Проведены расчёты аэродинамических и гидродинамических характеристик самолёта. При расчёте аэродинамических характеристик использовалась методика Золотко [3]. Верификация данной методики произведена в работах [4] и [5]. Для расчёта гидродинамических характеристик (рис. 1) пожарного БПЛА была использована интерполяционная методика, позволяющая рассчитать характеристики самолёта, основываясь на экспериментальных данных гидродинамически-подобных моделей [6]. Так же с помощью программного комплекса SUAVE [7] была произведена оценка весовой сводки летательного аппарата.

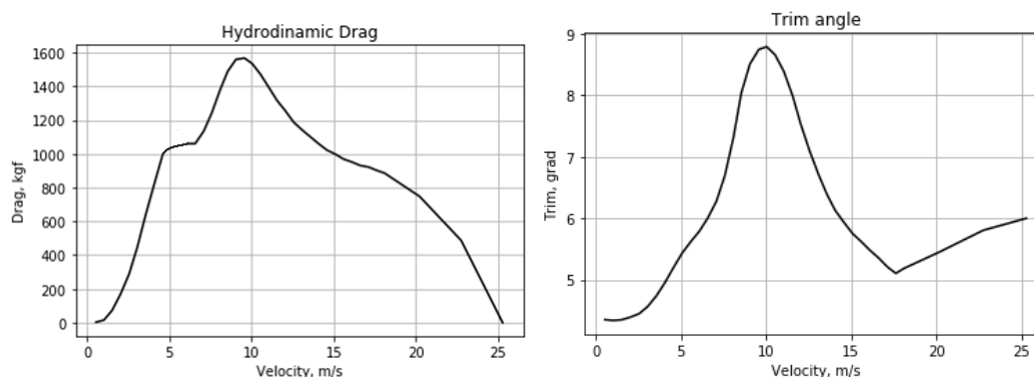


Рис. 1. Гидродинамические характеристики пожарного БПЛА

Оценка пожарной эффективности

Помимо оценки весовой сводки ЛА SUAVE также позволяет производить расчёт характеристик и параметров самолёта по определённому самолётному профилю полёта. Для оценки эффективности пожаротушения произведены расчёты полётной миссии по тушению пожара, расположенному на расстоянии 20, 50 и 100 км от водоёма базирования (рис. 2).

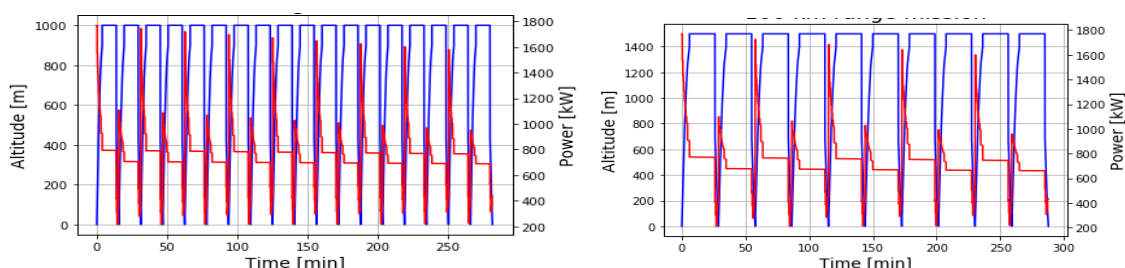


Рис. 2. Полётные миссии тушения пожара на расстоянии 50 и 100 км

Графики показывают потребную мощность по профилю полёта пожарного ЛА и высоте полёта. По этим миссиям был произведён расчёт пожарной эффективности, а именно расчёт количества сброшенной воды (табл. 1). Полученные результаты говорят о том, что использование пожарного БПЛА подобного типа может быть очень эффективно, особенно при тушении пожара на малой дистанции от подходящего для посадки водоёма.

Таблица 1

Масса сброшенной воды

Дальность, км	Кол-во сбросов	Масса воды, тонн
20	20	60
50	9	27
100	5	15

Литература

1. Zhuravlev Yu.F., Mikhal'kova E.P., Varyukhin A.N. Hydrodynamic aspects of forest fire-fighting using airtankers with vertical liquid discharge // J. Fire Safety, 2014.
2. Varyukhin A.N., Ovdienko M.A., Vlasov A.V., Zakharchenko V.S. Unmanned fire-fighting amphibious aircraft with distributed turboelectric propulsion system // ICAS 2020.
3. Золотко Е.М. Приближенный расчёт дополнительной подъёмной силы при обдувке крыла струей от винтов // Труды ЦАГИ – 1973. – №. 1452. – С. 12-26.
4. Vlasov A. V., Ovdienko M. A. Calculation of aerodynamic characteristics of light aircraft with distributed electric propulsion //Journal of Physics: Conference Series. – IOP Publishing, 2020. – V. 1560. – N 1. – P. 012059.
5. Vlasov A.V. [et al.], Numerical modeling of aerodynamical interection of wing and propeller of distributed propulsion system //International Conference on Aviation Motors – ICAM 2020.
6. Горяинов, А. А. Справочник авиаконструктора. Т. 2. Гидромеханика гидросамолета. Москва : ЦАГИ. 1938.
7. <https://suave.stanford.edu/>

УДК 534.2

Исследование влияния скорости потока на коэффициенты отражения звуковых мод от открытого конца канала воздухозаборника

В.В. Башкатов^{1,2}, Н.Н. Остриков¹

¹Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

²ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского»

Данная работа опирается на результаты [1], где было показано, что численный метод конечного элемента с достаточной точностью позволяет определять коэффициенты отражения различных звуковых мод от открытого конца канала. В данной работе исследовалась зависимость коэффициентов отражения звуковых мод с различными азимутальными и радиальными числами от открытого конца канала лемнискатного воздухозаборника при различных частотах от скорости всасываемого потока. Вычисление акустического давления проводилась, как и в [1], с использованием метода конечного элемента.

Для вычисления коэффициентов отражения акустическое давление бралось в двух сечениях канала начиная с $z = 1.3$ до $z = 1.35$ с шагом 0.05 .

Вычисление коэффициентов отражения проводилось следующим образом. Звуковое поле в канале представляется в виде суперпозиции падающей звуковой моды с фиксированным азимутальным и радиаль-

ным числами m и n соответственно и отраженных мод с тем же самым азимутальным числом и всевозможными радиальными числами:

$$p(r, z) = A_{m,n} \frac{J_m(\eta_{m,n} r)}{J_m(\eta_{m,n})} e^{ik_{z^+}^{m,n} z} + \sum_{l=0}^{N_p} B_{n,l}^m \frac{J_m(\eta_{m,n} r)}{J_m(\eta_{m,n})} e^{ik_{z^-}^{m,n} z}, \quad (0.19)$$

где $A_{m,n}$ – амплитуда падающей волны, J_m – функция Бесселя первого рода порядка m , $\eta_{m,n}$ – n -й корень уравнения $J_m'(\eta) = 0$, $k_z^{m,n}$ – радиальное волновое число соответствующей моды, вычисляемое как $k_{z^\pm}^{m,n} = \frac{-Mk \pm \sqrt{k^2 - \eta_{m,n}^2 (1 - M^2)}}{(1 - M^2)}$, N_p – максимальное радиальное волновое число учитываемых радиальных мод в отраженном поле, $B_{n,l}^m$ – амплитуда соответствующей отраженной моды с радиальным числом l , M – число Маха. Коэффициент отражения радиальной падающей моды с числом n в радиальную моду с числом l определяется из следующего соотношения:

$$R_{n,l}^m = \frac{B_{n,l}^m}{A_{m,n}}. \quad (0.20)$$

Умножая обе части соотношения (1.1) на функцию $rJ_m(\eta_{m,k} r)$, где k – произвольное число, и интегрируя по радиусу канала, с учетом свойства ортогональности функций Бесселя получим следующее соотношение:

$$\int_0^1 p(r, z) r J_m(\eta_{m,k} r) dr = \frac{1}{2} A_{m,n} \frac{J_m^2(\eta_{m,n})}{J_m(\eta_{m,n})} e^{ik_{z^+}^{m,n} z} \delta_{n,k} \left(1 - \frac{m^2}{\eta_{m,n}^2}\right) + \frac{1}{2} B_{n,k}^m \frac{J_m^2(\eta_{m,k})}{J_m(\eta_{m,k})} e^{ik_{z^-}^{m,k} z} \left(1 - \frac{m^2}{\eta_{m,k}^2}\right) \quad (0.21)$$

где $\delta_{n,k}$ – символ Кронекера.

Записывая соотношения (1.3) для любых двух сечений \mathbf{z}_1 и \mathbf{z}_2 и полагая ($\mathbf{k} = \mathbf{n}$), получим систему линейных уравнений относительно неизвестных амплитуд, откуда находим выражения для $A_{m,n}$ и $B_{n,n}^m$:

$$A_{m,n} = \frac{2 \int_0^1 p(r, z_2) r J_m(\eta_{m,n} r) dr}{\left(1 - \frac{m^2}{\eta_{m,n}^2}\right) J_m(\eta_{m,n} r)} - e^{ik_{z^-}^{m,k} (z_2 - z_1)} \frac{2 \int_0^1 p(r, z_1) r J_m(\eta_{m,n} r) dr}{\left(1 - \frac{m^2}{\eta_{m,n}^2}\right) J_m(\eta_{m,n} r)}. \quad (0.22)$$

$$B_{n,k}^m = \frac{2 \int_0^1 p(r, z_1) r J_m(\eta_{m,n} r) dr}{\left(1 - \frac{m^2}{\eta_{m,n}^2}\right) J_m(\eta_{m,n} r)} e^{-ik_{z^-}^{m,k} z_1} - A_{m,n} \delta_{n,k} e^{iz_1 (k_{z^+}^{m,k} - k_{z^-}^{m,k})}. \quad (0.23)$$

Литература

1. Башкатов В.В., Остриков Н.Н., Яковец М.А. «Верификация численного метода конечных элементов для задачи определения коэффициентов отражения звуковых мод от открытого конца канала воздухозаборника при отсутствии потока»: Сборник трудов Шестой Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов (АСО-2021), - Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, С. 26-35.
2. Вайнштейн Л.А. Теория дифракции и метод факторизации. Москва: Советское радио, 1966.
3. Ионов И.А., Яковец М.А., Остриков Н.Н. Верификация численного метода конечных элементов для задачи определения диаграммы направленности излучения звука из открытого конца канала воздухозаборника // Сборник трудов Четвертой Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов (АСО-2019). Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019, С 65-74
4. Kopiev V.F. Ostrikov N.N., Yakovets M.A., Ipatov M.S., Kruglyaeva A.E., Sidorov S.Yu. Radiation of Sound from the Open End of a Duct Simulating an Air Inlet under Static Conditions and in a Flow // Acoustical Physics, 2019. V. 65, N 1. P. 58-72.

Секция теоретической и экспериментальной физики геосистем

УДК 539.375.5

Численное моделирование распространения трещин гидроразрыва пласта в упругопластических искусственных материалах

Е.М. Гребенщикова^{1,2}, В.А. Начев^{1,2}

¹Институт динамики геосфер им. академика М.А. Садовского Российской академии наук (ИДГ РАН)

²Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Достоверный прогноз распространения трещин в ходе гидравлического разрыва пласта (ГРП) в нефтегазовых коллекторах является сложной задачей. Поскольку исследования ГРП в пластовых условиях являются достаточно дорогими и тяжелопрогнозируемыми, лабораторные эксперименты на меньших масштабах проводятся на искусственных образцах в Институте динамики геосфер им. академика М.А. Садовского Российской академии наук (ИДГ РАН). Лабораторные эксперименты по ГРП показали невозможность упругих моделей точно предсказывать значения давления разрыва [М. Trimonova and etc, 2017] и динамику распространения трещины ГРП. В текущей работе для исследования динамики распространения трещины учитываются пластические свойства среды.

Для исследования траектории распространения и формы трещины ГРП в упругопластических искусственных материалах при различных условиях нагружения авторы подготовили численные модели с использованием механического программного пакета. Трехмерная численная упругопластическая модель горной породы была построена на основании геометрии образца. Моделирование включает задание набора механических параметров: модуля Юнга, коэффициента Пуассона, угла внутреннего трения, угла дилатансии и деформационного критерия разрушения. В исследовании мы использовали готовые физические и математические механические модели, зависящие от давления, Друкера-Прагера и Мора-Кулона и учитывали поровое давление. Далее была выполнена серия численных механических расчетов, используя расширенный метод конечных элементов.

В результате проведенного численного моделирования было показано пластическое поведение в районе зоны скважины и были сделаны выводы о траектории и геометрии распространения трещины при различных условиях нагружения.

Литература

1. *Trimonova M., Baryshnikov N., Zenchenko E. [et al.]*. The Study of the Unstable Fracture Propagation in the Injection Well: Numerical and Laboratory Modelling // SPE Russian Petroleum Technology Conference. 2017. SPE-187822-MS. doi:10.2118/187822-MS

УДК 550.388.2

Экспериментальное исследование корреляции вариаций полного электронного содержания ионосферы с индексом авроральной активности при магнитных бурях

М.О. Плаксина

ФГБУН Институт динамики геосфер имени академика М. А. Садовского РАН

Магнитные бури относятся к важнейшим геофизическим явлениям, вызывающим изменения в характеристиках верхней атмосферы и ионосферы Земли.

Для оценки влияния магнитных бурь на состояние ионосферы анализировались данные по вариациям индекса авроральной активности АЕ и полного электронного содержания ионосферы (ПЭС) для 5 магнитных бурь в 2015 году. Вариации ПЭС ($\Delta T E C$) оценивались как отклонения от их медианного значения

за предшествующие 27 дней. Для расчета вариаций ПЭС использовались данные глобальных ионосферных карт GIM IONEX с пространственным разрешением 2,5*5 градусов (по широте и долготы соответственно) и временным разрешением 15 минут.

Используемая методика позволяет оценивать влияние геомагнитных возмущений на состояние верхней ионосферы как степень корреляции значений $\Delta T E C$ с изменением индекса авроральной активности AE.

Секция техники и методики аэрофизического и летного эксперимента

УДК 533.6.052

УДК 533.6.054

Экспериментальные исследования системы информационно-интеллектуальной поддержки экипажа для обеспечения безопасности полетов легких самолетов

В.И. Ахрамеев^{1,2}, А. Драмини¹

¹Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

²Школа летчиков-испытателей АО

«Летно-исследовательский институт имени М. М. Громова»

Алгоритмы системы интеллектуально-информационной поддержки экипажа и обеспечения безопасности полетов [1] были реализованы на базе аппаратуры, разработанной инновационным научно-производственным предприятием ООО «Ваис Техника», и с успехом прошли летную оценку на легком пилотируемом самолете [3]. При проведении испытаний оценивались также алгоритмы определения ситуаций, требующих немедленного автоматического вывода, разработке которых были посвящены работы [2][4].

В состав экспериментального образца системы вошли:

- - вычислительный блок, предназначенный для реализации вычислительных алгоритмов и формирования форматов отображения в различных режимах, включающий модули спутниковой навигационной системы (СНС), системы воздушных сигналов (СВС), звуковую карту для реализации функций речевого информатора и запоминающее устройство объемом 128 Гб;
- - многофункциональный дисплей (МФД);
- - курсовертикаль бесплатформенная (БКВ-1А);
- - антенна СНС-2А;
- - датчики температуры ДТ-1А;
- - коммутатор ЕК-8МА;
- - модуль управления режимами ПУ-2Э;
- - модуль управления яркостью ПУ-1Э;
- - модуль USB-панели П-1УБ;
- - датчик магнитного курса ДМК-1А;
- - блок преобразования двигательных параметров БПДП-2А,

а также система технического зрения, состоящая из вычислительно-управляющего блока (ВУБ), цифровая видеокамера (ВК) высокого разрешения и тепловизор.

Для отладки системы был разработан и изготовлен наземный стенд для испытаний, отработки сопряжения и отладки протоколов обмена данными между блоками экспериментального оборудования (рис. 1).

Обработка макета системы производилась опытными летчиками-испытателями и инженерами-испытателями на пилотажном стенде и в полете на легком самолете С42 Икарус.

Предварительные наземные исследования на пилотажном стенде позволили отработать логику и алгоритмы, форматы отображения на многофункциональном индикаторе и подготовиться к летным испытаниям в натурных полетах на самолете.

Испытания системы и её летная оценка, проведенная опытными летчиками-испытателями и инженерами-испытателями, показали, что предлагаемая система обеспечивает практическую реализацию новой идеологии предотвращения авиационных происшествий и инцидентов, предполагающей в соответствии с принятой концепцией системы управления безопасностью полетов внедрение новых способов профилактики негативных авиационных событий.

Для оценки предупреждающей сигнализации выполнялись полеты с имитацией приближения к критическим режимам и сложному пространственному положению. Выполнялись режимы крутого пикирования с углом тангажа больше 10° до значений приборной скорости $V_{np}=180$ км/ч; кабрирования с углом тангажа больше 25° , снижения ниже установленной минимально безопасной высоты 40 м (рис. 2).

В процессе выполнения исследований разработаны:

- техническое задание на опытно-конструкторскую разработку опытного образца бортовой системы обеспечения безопасности маловысотного полета с малогабаритным радиолокатором;
- технико-экономическое обоснование и аванпроект для организации серийного производства и коммерциализации результатов предварительных научных исследований.

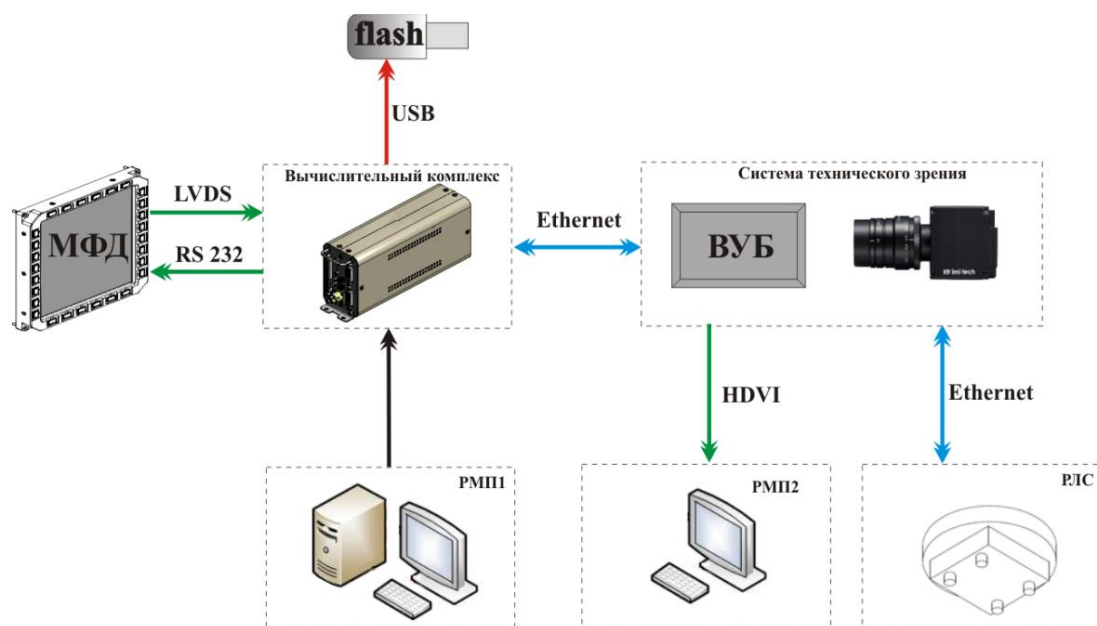


Рис. 1. Функциональная структура наземного стенда



Рис. 2. Летные исследования в реальных полетах на самолете

Литература

1. Ахрамеев В.И., Драмышнин А. Разработка алгоритмов информационно-интеллектуальной поддержки экипажа для обеспечения безопасности полетов легких самолетов // Труды 63-й Всерос. научной конференции МФТИ 23–29 ноября 2020 года. Аэрокосмические технологии. – Москва : МФТИ, 2020. – 394 с.
2. Saenko O.V., Akhrameev V.I., Chernyshev S.L., Chernysheva T.A. Workshop in Flight Simulator Design and Critical Flight Regime Investigation. Department of Aeronautical Engineering Chung Cheng Institute of Technology, Taiwan, Republic of China. 2000. Nov. 16–Nov. 21.
3. Ахрамеев В.И., Королев В.С., Плаксин Д.В., Разумов В.В., Сергеева Г.В. Летные исследования алгоритмов бортовой системы информационно-интеллектуальной поддержки экипажа для активного обеспечения безопасности полетов легких самолетов. Авиакосмическое приборостроение. 2016. № 12.
4. Akhrameev V.I., Shouleпов D.V. Development of Emergency Situations Detection Algorithms that Require Immediate Use of Survival Equipment at the Take-Off, Landing Modes and Low-Altitude Flights - International Journal of Applied Engineering Research ISSN 0973-4562. 2016.V. 11. P. 1699-1714.

Визуализации обтекания моделей в аэродинамической трубе методом дымящейся проволоочки

Х.Т. Буй¹, В.И. Богомазов², В.В. Ткаченко¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский

В истории аэрогидродинамики вопросам визуализации потоков уделялось большое внимание [1]. Визуализация потока способна дать качественную макроскопическую картину общего поля течения. Один из способов является дымовая визуализация методом дымящейся проволоочки [2-6].

Для образования дыма пропускают электрический ток через тонкую вольфрамовую проволоочку с высоким омическим сопротивлением. Проволочка натягивается поперек потока и смазывается жидким органическим маслом. Которое собирается в мелкие капли, расположенные вдоль нити. При прохождении электрического тока проволоочка нагревается, и происходит испарение масла с отдельных кипящих капелек. Испаряющиеся частицы трассируют поток, являясь пассивной примесью.

Для визуализации течений в аэродинамической трубе (АДТ) АТ-3 ИАЛТ МФТИ разработан механизм поворота крепления проволоочки внутри рабочей части (РЧ), выбраны ее длина и диаметр (0,09 мм), сила тока и тип масла, подготовлены видеокамеры, система освещения и блок питания (рис.1).

Установка АДТ АТ-3 представляет собой трубу малых скоростей незамкнутого типа с закрытой (РЧ) восьмигранного сечения размерами 1200 × 800 × 800 мм.

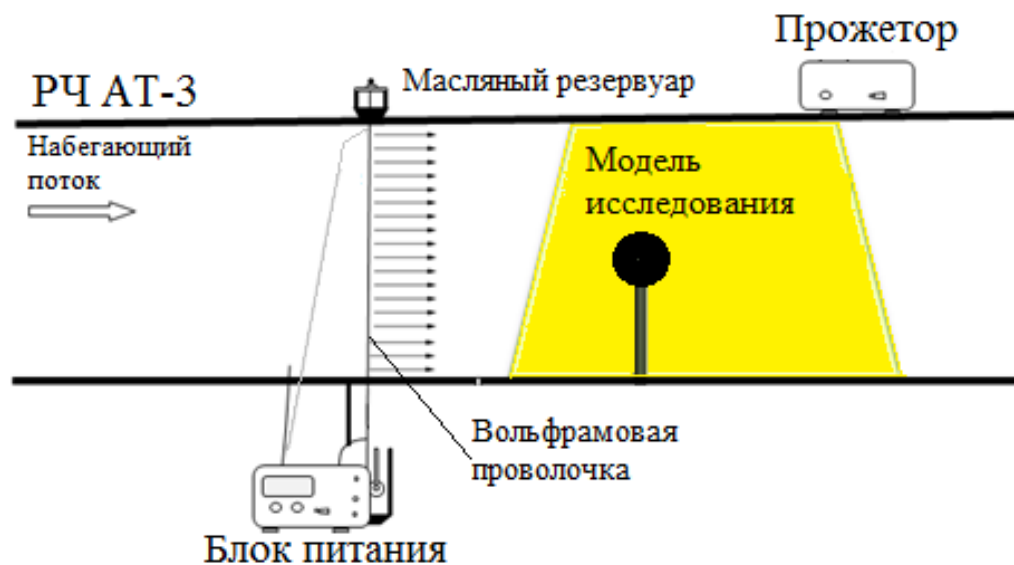


Рис. 1. Схема установки метода дымящейся проволоочки в АДТ АТ-3

На рис. 2 представлены результаты визуализации обтекания цилиндра диаметром $d = 40$ мм при скорости потока 2,6 м/с и числе $Re_d = 7000$. Регистрация картины обтекания производилась с помощью скоростной видеокамеры с частотой 2000 кадров/с.

Дымовая визуализация позволяет наглядно анализировать картину обтекания и судить о вихреобразовании потока.

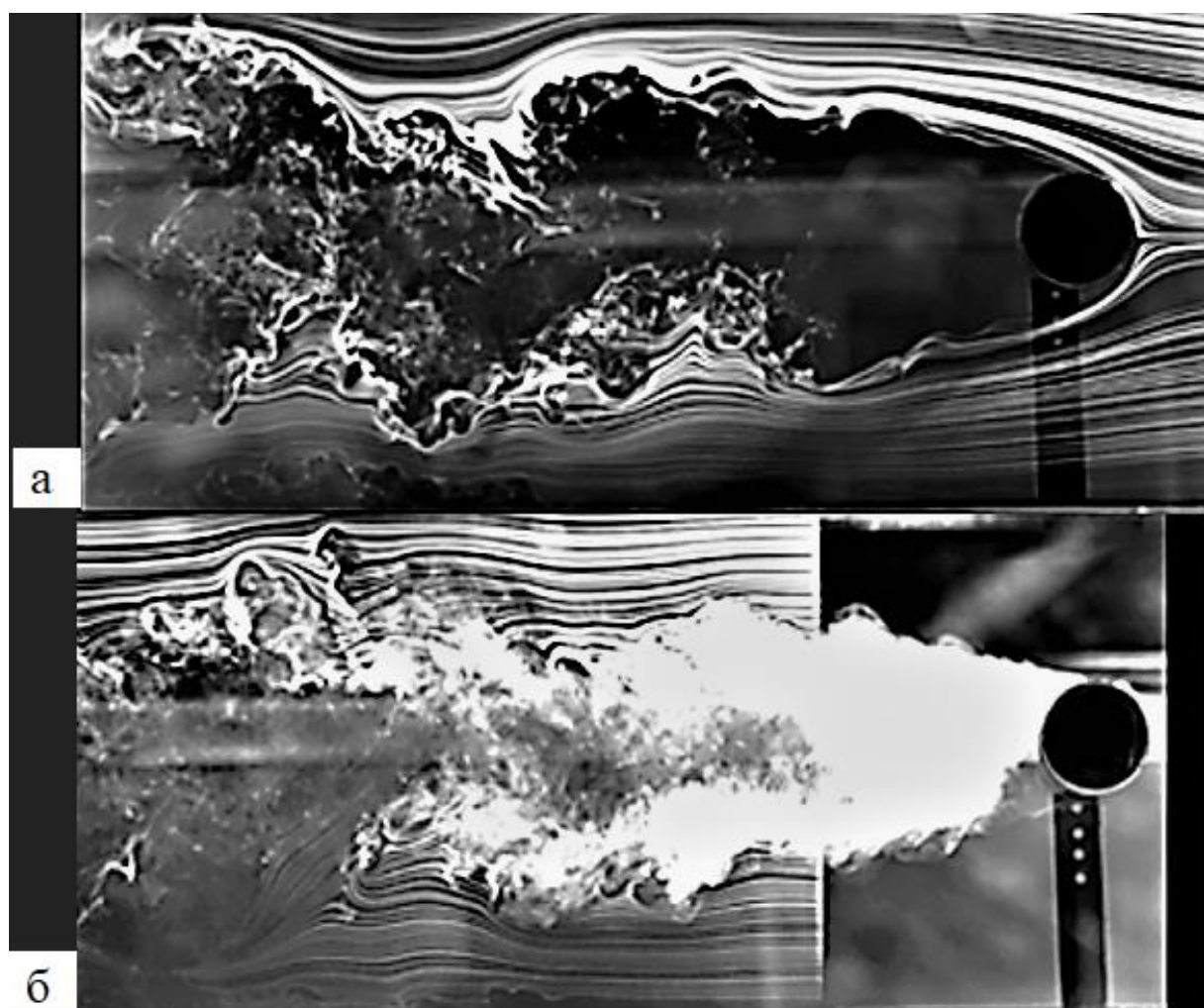


Рис. 2. Визуализация обтекания цилиндра методом дымящейся проволоочки
 а – проволоочка перед цилиндром
 б – проволоочка за цилиндром

Литература

1. Ван Дайк. Альбом течений жидкости и газа. Москва : Мир, 1966. 180 с.
2. Довгаль А.В., Козлов В.В., Рамазанов М.П. Метод визуализации дозвуковых газовых потоков // Учебные записки ЦАГИ. 1985. — Том XVI, № 4.
3. Богомазов В.И., Иншаков С.И., Янков В.П. Использование визуализации методом дымящей проволоочки при исследованиях моделей крыльев на больших углах атаки в дозвуковых аэродинамических трубах // Учебные записки ЦАГИ. 1989. — Том XX, № 5.
4. Mueller T.J. Flow Visualization by Direct Injection – Smoke Wire Method // Fluid Mechanics Measurement. 1983. P. 331-341.
5. Sharul Sham Dol, Mohd Arief Mohd Nor and Muhamad Khairun Kamaruzaman. An Improved Smoke-Wire Flow Visualization Technique // Proceedings of the 4th WSEAS International Conference on Fluid Mechanics and Aerodynamics, Elounda, Greece, August 21-23, 2006 (P. 231-236).
6. Abdelrahman T. Ismail and Noorfazreena M. Kamaruddin. Development of a Flow Visualization Technique in Wind Tunnel for Hydrokinetic Turbine Application // 2020 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 920 012034.

Технология исследования рабочей нагрузки летчика вертолѐта, применяющего очки ночного видения

С.О. Коронков, Г.А. Хабибуллин

Государственный летно-испытательный центр имени В. П. Чкалова

Разработана технология исследования рабочей нагрузки летчика вертолѐта, применяющего очки ночного видения, включающая пять основных этапов:

- 1) разработка программы исследования рабочей нагрузки;
- 2) доработка вертолѐта разработанным комплексом технических средств исследования резервов внимания летчика вертолѐта («РВЛ-В»);
- 3) определение рабочей нагрузки летчика с использованием комплексом технических средств «РВЛ-В»;
- 4) определение интегрального показателя рабочей нагрузки летчика;
- 5) оформление заключения по результатам исследования.

Этап 1. Разработка программы исследования рабочей нагрузки предполагает разработку программы исследования рабочей нагрузки летчика, полетных заданий и методических указаний к проведению исследований по определению показателей рабочей нагрузки летчика.

Этап 2. Доработка вертолѐта комплексом технических средств «РВЛ-В» заключается в доработке полунатурного стенда (тренажерного комплекса) комплексом технических средств «РВЛ-В» для проведения исследования рабочей нагрузки летчика [1].

Этап 3. Определение рабочей нагрузки летчика с использованием комплекса технических средств «РВЛ-В» направлен на получение с использованием комплекса технических средств «РВЛ-В» базы данных рабочей нагрузки летчиков на различных этапах испытательных полетов [1, 2].

Определение рабочей нагрузки летчика с использованием комплекса технических средств производится по следующему алгоритму:

- Летчик занимает рабочее место в кабине тренажера. По команде статиста-оператора запускается одна из 7 программ, реализованных в комплексе «РВЛ-В».
- В случайном месте на экране монитора предьявляется сигнал в виде круга случайного цвета (зеленый, красный, желтый).
- Геометрическая фигура индицируется до момента нажатия летчиком на пульте ответных реакций одной из кнопок выбора цветового сигнала. Нажатие любой из этих кнопок является сигналом выключения предьявляемой фигуры и включения нового цветового сигнала.
- Фиксируются события: наличие ответной реакции (нажатие кнопки на пульте ответных реакций); истинность ответной реакции (нажатие кнопки, соответствующей предьявляемому цвету).
- По завершении одной минуты с момента подачи команды статистом-оператором на начало работы по методике «Резервы внимания» включение тестовых сигналов прекращается.

Производится определение следующих показателей:

- количество ответных реакций летчика на тестовые сигналы (количество нажатий на кнопки) за 1 мин – KP ;
- количество правильных ответных реакций (количество нажатий кнопок, соответствующих предьявляемому цвету) за 1 мин – $KПР$;
- количество ошибочных ответных реакций (количество нажатий кнопок, не соответствующих предьявляемому) за 1 мин – $ЧОР$;
- рассчитывается отношение $KOP/KПР$;
- производится сравнение полученных и нормативных значений $KПР$ и $KOP/KПР$;
- нормативными оценками являются: $KПР \geq 50$; $KOP/KПР \leq 0,1$.

В зависимости от того, выполняются эти условия $((KПР \geq 50) \wedge (KOP/KПР \leq 0,1))$ или нет, оператор принимает решение о возможности перехода к определению среднего значения $KПР$ для исследуемого летчика.

На пульт статиста-оператора (экран дисплея ПЭВМ) выдается следующая информация:

- количество ответных реакций (KP);
- количество правильных ответных реакций ($KПР$);
- количество ошибочных ответных реакций (KOP);
- отношение $KOP/KПР$.

Эта информация сохраняется в базе данных.

Количество ознакомительных тренировок должно находиться в пределах 3...5 даже в том случае, когда выполняются записанные выше условия. Тренировки прекращаются, если выполняются условия п. 8 и значения KPP двух смежных одноминутных тренировочных циклов отличаются не более чем на 5%: $(|KPP_i - KPP_{i+1}| / KPP_i) \leq 0,05$. В качестве фонового значения ($KPP_{фон}$) выбирается среднее значение KPP по двум смежным тренировочным циклам, для которых выполняется условия п. 8 и значение KPP отличается не более чем на 5%.

На основании материалов послеполетного анализа параметрической информации полета и полученных показателей рабочей нагрузки летчика на различных этапах испытательных полетов формируется и выдается заключение о зачетности определения рабочей нагрузки летчика вертолета с использованием комплекса технических средств. Если заключение положительное, то переходят к следующему этапу методики, если отрицательное, то цикл этапа повторяется снова.

Результатом этапа является сформированная база данных рабочей нагрузки летчиков на различных этапах испытательных полетов и Заключение о зачетности выполненных полетных заданий.

Этап 4. Определение интегрального показателя рабочей нагрузки состоит в формировании базы данных интегральных показателей рабочей нагрузки летчиков на различных этапах испытательных полетов [3–5].

Этап 5. Оформление заключения по результатам исследования предполагает выдачу заключения по результатам исследования рабочей нагрузки летчиков.

Использование разработанной технологии позволяет адекватно оценить рабочую нагрузку летчика в испытательных полетах и использовать результаты исследования для наиболее рационального планирования и корректировки программы (летных) испытаний.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-013-00306.

Литература

1. *Коронков С.О.* Архитектура аппаратно-программного комплекса исследования резервов внимания лётчика вертолётца. // Человеческий фактор: проблемы психологии и эргономики. 2018. № 4 (89). С. 63-66.
2. *Коронков С.О.* Система мониторинга рабочей нагрузки лётчика вертолета при тренажёрной подготовке // Патент на полезную модель RU № 186597. 2019. 4 с.
3. *Чунтул А.В.* Эргономическое обеспечение разработки современных и перспективных систем "экипаж-вертолет-среда" // Эргодизайн. 2019. № 4 (6). С. 147-155.
4. *Коронков С.О.* Архитектура аппаратно-программного комплекса исследования резервов внимания лётчика вертолётца. // Человеческий фактор: проблемы психологии и эргономики. 2018. № 4 (89). С. 63-66.
5. *Солдатов С.К., Гузий А.Г., Богомолов А.В., Шишов А.А., Кукушкин Ю.А., Щербаков С.А., Кирий С.В.* Априорное оценивание профессиональной надежности летчика на этапе подготовки к полетам // Проблемы безопасности полетов. 2007. № 8. С. 33.

УДК 533.6.013.4

Разработка алгоритмов определения устойчивости и управляющих характеристик легкого самолета различных режимах летных испытаний

В.Т. Нгуен, Б.М. Ахтешам, А. Драмшини

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В ходе летных испытаний разработан алгоритм с использованием математической модели легкого самолета для прогнозирования летных характеристик. В последнее время из-за высокого спроса выросла авиационная промышленность. С увеличением спроса повысились и требования к сертификации.

Сертификация после летных испытаний является критическим фактором, гарантирующим качество работы самолета. Таким образом доказывается динамическая и статическая устойчивость, как важнейший компонент его характеристик.

Задачей летных испытаний, выявляющих количественную оценку характеристик самолёта, является получение максимального количества информации за минимальное полётное время [1].

Во время летных испытаний собираются летные данные, которые необходимы для анализа недостатков в данной конструкции и летных характеристик самолета перед сертификацией. Чтобы свести к минимуму ошибки и максимизировать точность, существующую традиционную систему необходимо заменить автоматизированной. Алгоритмы автоматизации этой работы основаны на математической модели пространственного движения самолета как твердого тела, которая в связанной системе координат описывается сложными по вычислениям уравнениями [2][3].

$$\overline{F}_x = \frac{\rho(H)VS}{2m} (C_x - C_p) - \frac{g}{v} \sin \vartheta; \quad (1)$$

$$\overline{F}_y = \frac{\rho(H)VS}{2m} C_y - \frac{g}{v} \cos \vartheta \sin \gamma; \quad (2)$$

$$\overline{F}_z = \frac{\rho(H)VS}{2m} C_z + \frac{g}{v} \cos \vartheta \sin \gamma; \quad (3)$$

$$M_x = m_x \frac{\rho V_B^2}{2} SL; \quad (4)$$

$$M_y = m_y \frac{\rho V_B^2}{2} SL; \quad (5)$$

$$M_z = m_z \frac{\rho V_B^2}{2} S b_A. \quad (6)$$

Коэффициенты аэродинамических сил и моментов являются функциями кинематических параметров движения и отклонения органов управления [3].

$$C_x = C_x(\alpha, \delta_B); \quad (7)$$

$$C_y = C_y(\alpha, \delta_B) + C_y^{\bar{\alpha}} + C_y^{\bar{\omega}_z} \omega_z; \quad (8)$$

$$C_z = C_z^\beta(\alpha) \beta + C_z^{\delta_H}(\alpha) \delta_H; \quad (9)$$

$$m_x = m_x^\beta(\alpha) \beta + m_x^{\bar{\omega}_x}(\alpha) \bar{\omega}_x + m_x^{\bar{\omega}_y}(\alpha) \bar{\omega}_y + m_x^{\delta_\delta}(\alpha) \delta_\delta + m_x^{\delta_H}(\alpha) \delta_H \quad (10)$$

$$m_y = m_y^\beta(\alpha) \beta + m_y^{\bar{\omega}_x}(\alpha) \bar{\omega}_x + m_y^{\bar{\omega}_y}(\alpha) \bar{\omega}_y + m_y^{\delta_\delta}(\alpha) \delta_\delta + m_y^{\delta_H}(\alpha) \delta_H \quad (11)$$

$$m_z = m_z(\alpha, \delta_B) + m_z^{\bar{\alpha}}(\alpha) \bar{\alpha} + m_z^{\bar{\omega}_z}(\alpha) \bar{\omega}_z. \quad (12)$$

В алгоритмах системы управления были применены автоматические режимы, реализующие следующие экспериментальные методы, используемые для оценки устойчивости и управляющих характеристик легкого самолета. Классические режимы методики летных испытаний включают в себя:

- импульсы, дачи и перекладки органами управления;
- установившиеся скольжения;
- разгон-торможение.

Эксперименты проводились для различных методов испытаний с использованием переключения элеронов, руля направления и руля высоты. Различные колебания использовались для наблюдения за динамической и статической устойчивостью (см. рис. 1).

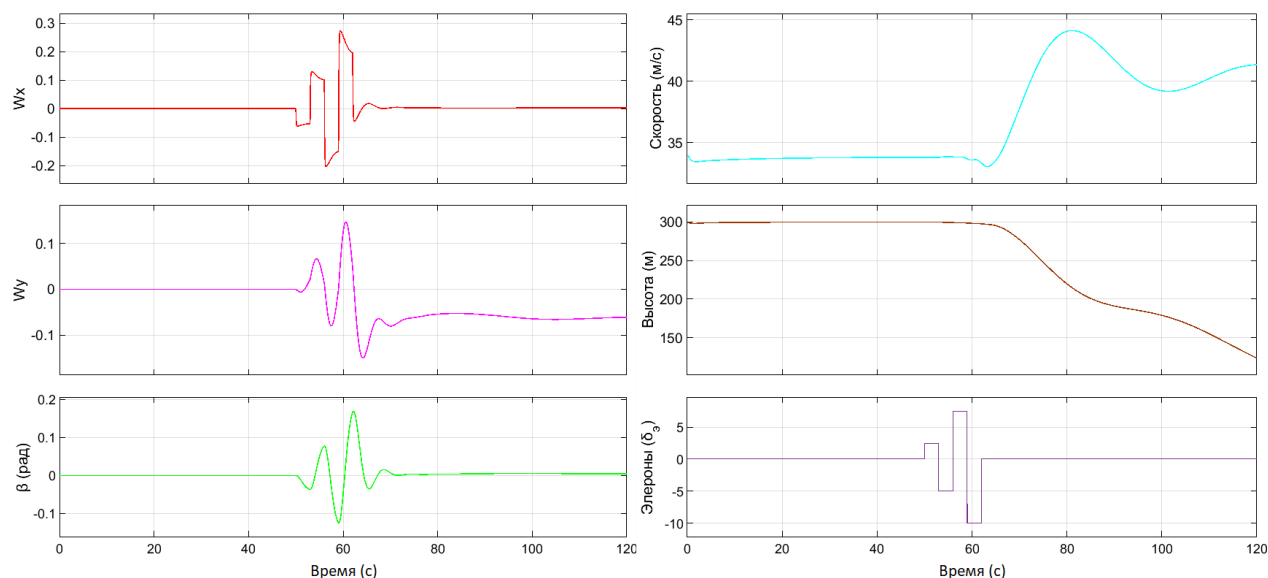


Рис. 1. Переключения на элеронах

Литература

1. *Ахрамеев В.И., Данилевич Е.В., Цветков Е.С.*, Определение параметров математической модели аэродинамических сил и моментов по результатам летных испытаний БПЛА // *Авиакосмическое приборостроение*, 2019. № 6.
2. *Ахрамеев В.И., Драмшини А.*, Разработка алгоритмов информационно-интеллектуальной поддержки экипажа для обеспечения безопасности полетов легких самолетов // *Труды 63-й Всероссийской научной конференции Московского физико-технического института*, ноябрь 2020.
3. *Ахрамеев В.И., Джанджгава Г.И., Шibaев В.М., Шулепов Д.В.* Исследование принципов и разработка алгоритмов диагностики критических режимов полета на больших углах атаки, связанных с потерей управляемости в боковом движении // *Авиакосмическое приборостроение*. 2015. № 8.

УДК 621.396

Улучшение качества связи на самолете методом прямого слепого разделения сигналов

А. Драмшини

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Слепое разделение сигналов — это общая задача обработки сигналов, которая состоит в нахождении набора ненаблюдаемых сигналов, называемых «исходными сигналами», из набора наблюдаемых сигналов, называемых «наблюдениями». Наблюдаемые сигналы часто представляют собой смесь сигналов-источников и поступают с датчиков. На каждом датчике наблюдается выход системы, выполняющей «смешивание» сигналов-источников. Природа смеси и среда распространения источников обычно неизвестны. Следовательно, информация об источниках и параметрах смешивания отсутствует [1].

В данной работе исследуется слепое разделение сигналов при помощи фильтра Винера [2][3]. Смесь сигналов (сообщение) рассматривается в форме

$$m(t) = S_1(t) + N_1(t), \quad (1)$$

где $S_1(t)$ — речевой сигнал и $N_1(t)$ — шум (два стационарных случайных процесса). Задача разделения сигналов состоит в поиске стационарного линейного фильтра, который дает наилучшее приближение $S_1(t)$, обозначаемое $\hat{s}(t)$ (рис. 1). Выходной сигнал фильтра Винера $w(t)$ имеет вид

$$s(t) = \int_{-\infty}^{\infty} w(t) m(t - \tau) d\tau. \quad (2)$$

Рассматривается разделение сигналов с двух датчиков. Уравнения выходных сигналов составляются для реализации прямой структуры, показанной на рис. 2, затем отыскивается оптимальное решение. Выражения для выходных сигналов $e_1(n)$ и $e_2(n)$ (рис. 2) даются следующими формулами:

$$\begin{aligned} e_1(n) &= m_1(n) - m_2(n) * w_2(n) \\ e_2(n) &= m_2(n) - m_1(n) * w_1(n) \end{aligned} \quad (3)$$

Результаты, представленные в работе, получены для модели прямой структуры, состоящей из следующих источников:

- 1) оцифрованный с частотой дискретизации 11025 Гц речевой сигнал продолжительностью около 2 секунд – пример сообщения между пилотом и диспетчером «We will be landing in ten minutes» (рис. 3),
- 2) шум самолета Ikarus C42.

При поиске оптимальных параметров фильтрации варьируются параметры настройки алгоритма наименьших средних квадратов LMS (количество коэффициентов L адаптивных фильтров w_1 и w_2 , шаг адаптации μ) и отношение сигнал / шум (SNR) на двух входах модели смешивания.

На рис. 4 представлены шумные сигналы m_1 и m_2 (смесь речи и шума самолёта), поступающие на два датчика в шлеме пилота (переговорном устройстве). После фильтрации оптимальным фильтром Винера выходной речевой сигнал e_1 (рис. 5), восстановленный с использованием метода ручной сегментации, визуально очищен от шума и очень близок к исходному речевому сигналу (рис. 3). Это достигается благодаря тому, что адаптация фильтра w_2 управляется системой обнаружения голосовой активности (DAV): фильтр адаптируется только в периоды отсутствия голосовой активности в смешанном сигнале m_2 .

Сравнение трёх сигналов (исходный речевой сигнал, сигнал с шумом и результат работы оптимального фильтра) представлено на рис. 6.

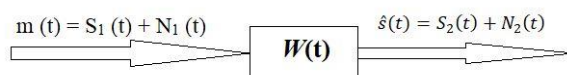


Рис. 1. Входной и выходной сигналы фильтра Винера $W(t)$.

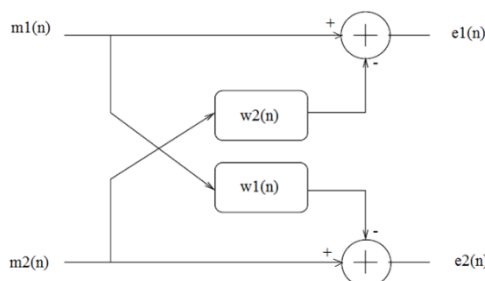


Рис. 2. Прямая структура разделения сигналов (источников)

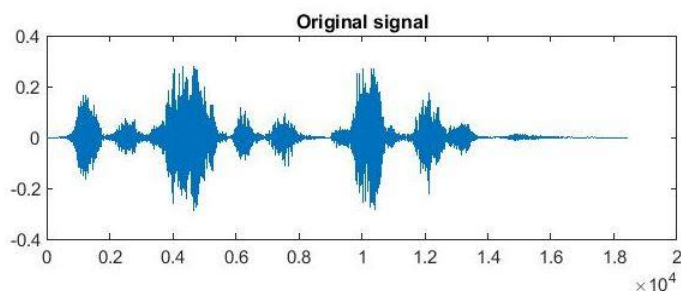


Рис. 3. Речевой сигнал (входной сигнал)

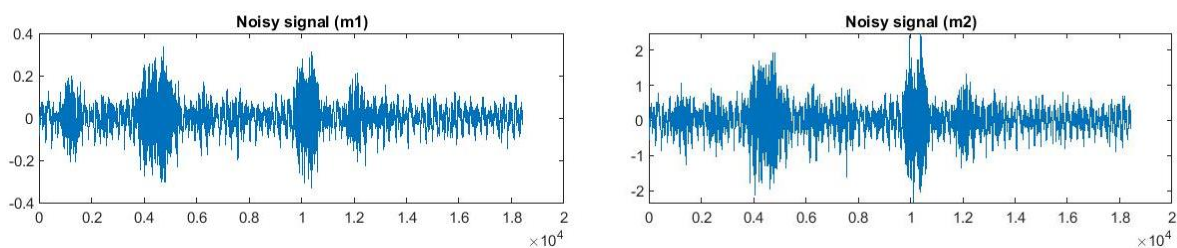


Рис. 4. Шумные сигналы m_1 и m_2 (смесь сигналов)

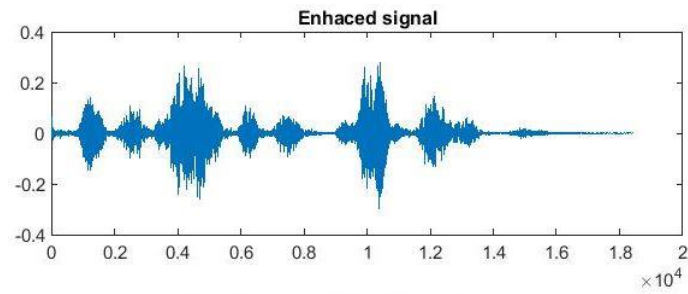


Рис. 5. Усиленный сигнал (выходной сигнал прямой структуры)

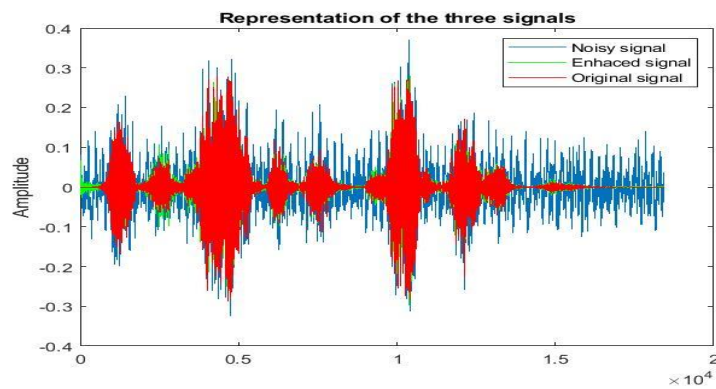


Рис. 6. Сравнение огибающих трёх сигналов

Литература

1. *Comon P., Jutten C.* Handbook of Blind Source Separation, Independent Component Analysis and Applications. – Cambridge (Massachusetts): Academic Press (Elsevier). 2010. 856 p.
2. *Najim M.* Filtrage optimal // Techniques de l'Ingénieur, March. 1998.
3. *Vaseghi S.V.* Wiener Filters, Advanced Digital Signal Processing and Noise Reduction, Second Edition. – Chichester (UK): John Wiley & sons Ltd. 2000. 467 p.

UDC 65.011.56

Implementation of AI based technologies in modern logistics

U. Bose

South Ural State University
(National Research University)

Logistics as a part of supply chain management is a crucial aspect of industrial development and progress in today's globalized world. As we have reached a point where borders and nation states have become almost inconspicuous due to intermixing and interaction among different countries, transport and communication has also become an inevitable aspect of global trade. Every company functions with the objective to reduce logistics costs to the minimum without any loss of time or risk to quality of products or services. Environmental safety and sustainable development also forms an important driving factor for any corporate or institution operation in today's world. At such a juncture, use of modern technology to reduce logistics costs, to ease transportation and movement and to simplify and optimize operations such as storage and distribution seems to be the only way forward for companies trying to compete with each other for survival. Most global companies such as Amazon, Google, Uber etc have started investing heavily in AI. But unfortunately most logistic companies are still struggling with old IT infrastructure, fleet management systems and warehousing systems. The ability to use AI efficiently for enhancement of logistic systems has been hampered by legacy investments and agile methodology to provide better customer experiences. Technological transformation is not an easy activity and it requires leadership, talent and communication management.

In this article, the author focuses on Artificial Intelligence (AI) and its role in modern day logistic operations. It includes its sub areas in related technologies such as machine learning, neural networks, cognitive learning etc. Some of the specific technologies such as fuzzy logic, predictive technologies, robotics, machine learning and their implementations in the industry have been discussed in details. A study has been done on the advent and emergence of AI, the role it played in simplifying logistic processes, its advantages and disadvantages and its future prospects.

Literature

1. SSI Schäfer IT Solutions. (2018, October). Artificial Intelligence in Logistics. <https://ssi-schaefer.com>
2. *Uma Devi N., & Maria Tresita Paul V.* (2020). Artificial Intelligence: Pertinence in Supply Chain and Logistics Management. *Journal of Xi'an University of Architecture & Technology*, XII (IX), 701–702.
3. Automation.com. (2021, September 22). Evolution of AI in Logistics and Supply Chain Sector will Drive More Revenue to Companies. *Automation*. Retrieved October 8, 2021, from <https://www.automation.com/en-us/articles/september-2021/evolution-ai-logistics-supply-chain-revenue>
4. *Otogawa Y., Isobe M., Taguchi K. & Kyozu H.* (2020). AI Technology for Boosting Efficiency of Logistics and Optimizing Supply Chains. *Hitachi Review*, 67.
5. *Boute R.N. & Udenio M.* (2021). *AI in Logistics and Supply Chain Management*. Springer Series.
6. *Wolfgang K, Thorsten B., Ringle Christian M.* (2019) : *Artificial Intelligence and Digital Transformation in Supply Chain Management: Innovative Approaches for Supply Chains*, Proceedings of the Hamburg International Conference of Logistics (HICL), No. 27, ISBN 978-3-7502-4947-9, epubli GmbH, Berlin
7. *Gesing B., Peterson S.J., & Michelsen D.* (2018). *ARTIFICIAL INTELLIGENCE IN LOGISTICS*. DHL Customer Solutions & Innovation.
8. *Dilmegani W.B.C. & Dilmegani C.* (2021, October 5). Top 15 Use Cases, Applications & Examples of AI in Logistics. *AIMultiple*. <https://research.aimultiple.com/logistics-ai/>

Предложение по улучшению социально-экономической ситуации аэрокосмической отрасли в РФ и СНГ

Г.Р Янгалин, Е.А. Сапожков

Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана

За последнее десятилетие в РФ можно отметить значительный количественный и качественный рост промышленности в целом и аэрокосмической отрасли в частности – создание пассажирского самолёта МС-21 [1], модификации ракетоносителя Союз [2], создание семейства ракетоносителей Ангара [3] и постройка космодрома Восточный для их запуска, создание и успешный запуск к МКС модуля Наука и других гражданских и оборонных перспективных разработок. Но также как в других сферах РФ, аэрокосмическая отрасль переживает череду коррупционных скандалов, связанных со строительством космодрома Восточный [4], деятельности ГКНПЦ им. Хруничева [5], внедрения ГЛОНАСС [6] и другими. К сожалению, эти случаи не единичны.

Кроме того, исключительно высокий научно-технический потенциал предприятий аэрокосмической промышленности не гарантирует стабильно высокую их доходность [рис. 1, рис. 2, рис. 3],

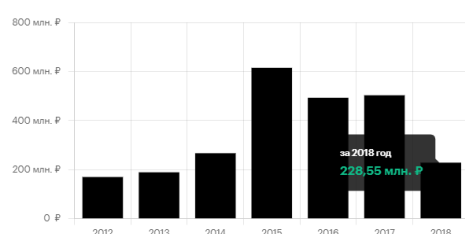


Рис.1. Прибыль ГРЦ им. Макеева



Рис.2. Прибыль КумАПП

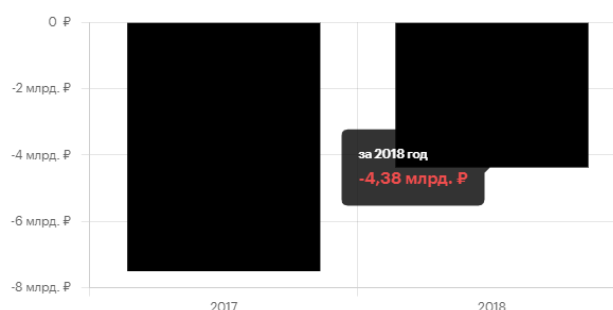


Рис.3. Прибыль ГКНПЦ им. Хруничева

что не может не сказаться на скорости развития и модернизации их производственных мощностей, «текущей» кадров и привлекательности для талантливых специалистов трудоустройства в аэрокосмической сфере [7].

Для оздоровления социально экономической ситуации в аэрокосмической отрасли мы предлагаем, кроме существующих предложений [8,9,10,11] дополнить ее работу следующими важными аспектами:

1. Скорейшее создание и внедрение в рамках государства цифровой валюты (цифрового рубля), благодаря которому можно будет отслеживать все транзакции и противостоять закрытым коррупционным финансовым схемам. Финансировать государственные контракты только цифровой валютой.
2. Создание внутри предприятий стартапов, данная возможность поможет диверсифицировать и интенсифицировать экономику предприятия, сделать её более устойчивой, помогать в реализации новых идей, а также в получении предприятием дополнительной прибыли или доли стартапа.
3. Создание новой политики реализации проектов на конкурсной основе для школьников и студентов – «Целевое производство», данная политика обеспечивает реализацию инновационного проекта на базе промышленной компании или предприятия, с возможностью коллаборации круга инноваторов с предприятием, создание патента, промышленного образца на базе предприятия, получение грантов для реализации стартапов.

4. Взаимодействие стартапов, таких как S7Space, Success Rockets, Спутникс, Avant Space, в качестве подрядчиков и партнеров государственных структур и корпораций – Министерства Обороны РФ и Роскосмоса, позволит использовать наилучшие решения, доступные на рынке в интересах государства, стимулировать появление и рост новых инновационных компаний.
Подобная практика взаимодействия инновационных компаний с государственными структурами (SpaceX, Blue Origin, Virgin Galactic и NASA или Rocket Lab и DARPA) позволяет привлекать дополнительные инвестиции в проекты, увеличивает конкуренцию, уменьшает время реализации и в целом способствует развитию отрасли.
5. Создание стратегической платформы РФ для экспорта различных услуг Роскосмоса и частных подрядчиков, связанных, с космосом: проектирование, изготовление, запуском КА другим государствам и иностранным компаниям.
6. Диверсификация предприятий, интеграция в проекты международного уровня, реализация и производство заказов в РФ.
7. Организация на базе устаревших предприятий и заводов бизнес-инкубаторов, акселераторов, под место для реализации стартапов и инновационных разработок.
8. Создание технопарков при предприятиях для школьников и студентов.
9. Создание общей аэрокосмической и не только национальной платформы для решения промышленных кейсов от Роскосмоса, Ростеха, РосНано. Это познакомит инициативных творческих людей с актуальными задачами и позволит им достойно применить свои интеллектуальные способности. А авторы задач могут получить не только несколько решений на выбор, но и в будущем специалистов, заинтересованных решением задач конкретной отрасли.
10. Создание общего целевого фонда для развития аэрокосмической промышленности, из которого будет финансироваться: гранты и стипендии молодым ученым, студентам и школьникам, проведение проектных школ, олимпиад, хакатонов и конкурсов.
11. Проведение хакатонов и стажировок для студентов на базе предприятий,
12. Создать Всероссийские программу повышения квалификации для педагогов, преподавателей и курсы по космосу, авиации на Stepik и других образовательных платформах.
13. Разработка пособий для упрощенной разработки ракет, самолётов и других типов летательных аппаратов, наполнения ими традиционных и электронных библиотек (баз знаний).
14. Банк идей по аэрокосмосу.
15. Создание школьного и студенческого космодрома для испытаний ракет и космических аппаратов и общей сети частных небольших космодромов-полигонов.
16. Создания космической академии Роскосмоса для школьников, студентов по всей России с треками, как IT-академия Samsung или Школа анализа данных Яндекс.
17. Космическая программы целевого обучения, как, например, «Крылья Будущего».
18. Создание Всероссийской программы по постройке CubeSAT на базе технических ВУЗов в каждом регионе.
19. Создание космо и агрограда в Российской Федерации,
20. Создание и продвижение космо-аэроклубов, а также ДОСААФ.

Литература

1. ТАСС [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://tass.ru/ekonomika/12642777> - (Дата обращения: 30.10.2021)
2. ТАСС [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://tass.ru/info/12574131> - (Дата обращения: 30.10.2021)
3. ТАСС [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://tass.ru/kosmos/12583537> - (Дата обращения: 30.10.2021)
4. Коммерсантъ [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://www.kommersant.ru/doc/4839112> – (Дата обращения: 30.10.2021)
5. Коммерсантъ [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://www.kommersant.ru/doc/4816030> – (Дата обращения: 30.10.2021)
6. Российская газета [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://rg.ru/sujet/4815/> - (Дата обращения: 30.10.2021)
7. ТАСС [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://tass.ru/obschestvo/8207231> - (Дата обращения: 30.10.2021)
8. Улицкая Т.Р. Инструменты стратегического планирования инновационного развития конверсионных производств предприятий ракетно-космической отрасли : автореферат диссертации. Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М.Ф. Решетнева, М., 2008.
9. Лавров А.С. Управление развитием ракетно-космической отрасли России : диссертация на соискание доктора экономических наук. Москва, 2004.
10. Наумов А.В., Иванов С. В. Задача распределения инвестиций в развитие отраслей наземного космического комплекса // Труды МАИ, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (Москва) 2012, 37 с., eISSN: 1727-6942.
11. Митина М.С., Елисеева М.Л. Анализ освоения федеральных средств на развитие космической отрасли актуальные проблемы авиации и космонавтики // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М.Ф. Решетнева. 2014. С. 28-29 с.

Анализ конкурентоспособности логистических компаний, работающих на импорт товаров

Г.А. Игизбаева

Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

В современных экономических отношениях конкурентоспособность является одной из важнейших характеристик развития компании. В связи с этим конкурентоспособность применима и к логистике. Так, грузовладельцы с применением более эффективных технологий, повышением безопасности, надежности, скорости перемещения грузов, минимизацией издержек борются между собой. Более того, взаимодействие логистики и маркетинга играет главную роль в потребительском сервисе.

Рассмотрим наиболее эффективные методы для обеспечения конкурентоспособности логистических компаний на основе уже имеющихся по всему миру достижений в логистике.

В ходе исследования были разобраны рынки, как B2B (для интернет-магазинов, юр. лиц), так и B2C (напрямую покупателю). Так, например, CDEK FORWARD предлагает покупателям привезти заказы, оформленные на зарубежных интернет-магазинах, путем отправления, объединения и сортировки посылок через местные склады компании.

В рамках сравнительной характеристики различных логистических компаний (CDEK FORWARD, DPD, Voxberry International, Почта России и проч.) были выявлены ключевые показатели, которые предоставляются клиентам: интегрированный метод доставки (возможность отслеживания трек-номера), доставка в установленное время, различные способы получения посылки (курьером, в ПВЗ - пункты выдачи заказов), ценовая политика, таможенное оформление.

Однако, многие компании отказываются от привычных логистических схем в пользу более инновационных, удобных и современных. Среди таких рассмотрена система кросс-докинга, которая позволяет оптимизировать затраты и упростить логистическую цепочку поставок путем прямой отгрузки и получения товаров без долговременного хранения, с помощью контейнеров. Данная система оказалась чрезвычайно устойчива во время пандемии и получила огромное распространение летом 2020 года, так как минимизирует человеческие ресурсы.

Таким образом, на основе сравнительного анализа были выявлены важнейшие показатели той или иной компании или метода доставки, которые помогут выдержать и конкуренцию на рынке.

Литература

1. *Шехтер Дэймон, Сандер Гордон.* Логистика. Искусство управления цепочками поставок / пер. с англ.; М.: Претекст, 2008. 230 с.
2. Итоги года рынка контейнерных перевозок. Журнал «Морской флот» (25.01.2021).
3. *Пензев В.Н.* Кросс-Докинг // Логистика и управление цепями поставок. 2012. № 5(52). С. 84-90.

Выбор решения для управления очередью и двором складского хозяйства

К.К. Тароян

Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

При рассмотрении как части интегрированной логистической системы складская логистика является лимитирующим организационно-экономически обособленным объектом или звеном логистической сети, вызывающим дополнительные издержки. Поэтому необходимо выявление и решение проблем совершенствования логистических операций на складе. Большая часть таких проблем связана с управлением очередями и двором складского хозяйства (количество задержек и пробок могут сказаться на потере: дохода (снижение финансовых показателей), репутации и лояльности, производительности труда), с планированием собственных ресурсов (простои собственных ресурсов ведут к неоправданным операционным затратам) и прозрачностью внутренней цепи поставок (прозрачность помогает управлять внутренними и внешними рисками).

Проблема является актуальной в наши дни. Так, например, в сентябре 2020 года в Алма-Ате образовалась километровая пробка из около 150-ти большегрузных авто перед хранилищем в Жетысуском районе. Грузовики отвозили пустые контейнеры после отгрузки товара на склад, но, как оказалось, на складе не хватало мест, поскольку скопилось слишком много контейнеров. По словам одного из дальнбойщиков, ему пришлось ждать 4 дня, чтобы сдать пустой контейнер, хотя раньше на этот процесс уходило меньше суток. Проблема заключалась в том, что в последнее время китайская сторона начала отправлять товары на 45-тонных контейнерах. Но обратная перевозка таких контейнеров на железных дорогах требует спецвагонов, так как у контейнеров нестандартные размеры. Нехватка платформ для 45-тонных контейнеров повлекла за собой переполнение складов, из-за чего появились очереди. Этот пример явно демонстрирует проблему с планированием ресурсов.

Для каждого конкретного склада параметры складской системы отличаются друг от друга, поэтому для решения вышеперечисленных проблем рассматриваем внедрение системы DMS, содержащей основной функционал, который при необходимости можно дополнить. Стоит отметить, что система DMS может являться частью WMS системы склада.

В качестве решения проблемы в данной работе была рассмотрена система планирования работы доков и управлением двором «LOGIC-Q», имеющая ряд преимуществ: простота внедрения, облачное решение, удобный интерфейс.

Внедрение системы «LOGIC-Q» влечет за собой ряд изменений: увеличение пропускной способности склада, сокращение времени ожидания водителя, уменьшение времени загрузки/разгрузки, улучшение планирования, снижение логистических затрат.

Рассмотрим пример внедрения системы DSS:

- Проблема: арендодатель не выполнял условия KPI (в том числе по своевременности погрузо-разгрузочных работ), ежеквартально платил штраф клиенту, так как ситуация была непрозрачной и считался только суммарный простой транспортных средств на складской территории.
- Внедрение: в процессе выяснилось, что часть машин приезжало несвоевременно и проставляло себе простой за счёт склада.
- После внедрения: упорядочить очереди и соблюдать KPI на 100% не удалось, но машины перестроили свою логистику, за счет чего уменьшилось количество опозданий и простоев.

Литература

1. *Оганисян А.А.*, Теоретические основы организации складского хранения, электронный научный журнал 2019 [Электронный ресурс] Режим доступа – URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/teoreticheskie-osnovy-organizatsii-skladskogo-hraneniya>
2. *Платко А.Ю.*, Практические аспекты анализа системы документационного обеспечения управления, электронный научный журнал 2017 [Электронный ресурс] Режим доступа – URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/prakticheskie-aspekty-analiza-sistemy-dokumentatsionnogo-obespecheniya-upravleniya>
3. *Ковалева И.В.*, Ермоленко Ю.Н., Управление складскими логистическими процессами в организации, электронный научный журнал 2017 [Электронный ресурс] Режим доступа – URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/upravlenie-skladskimi-logisticheskimi-protsessami-v-organizatsii>

УДК 658.6

Оценка эффективности маркетинговых акций

Г.А. Игизбаева¹, К.А. Рафикова²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Национальный исследовательский университет “Высшая школа экономики”

На данный момент существует множество методов и подходов для оценки эффективности маркетинговых акций. В связи с этим не существует какого-то единого стандарта в оценке успешности маркетинговой деятельности, здесь каждой компании дается право выбора любого метода, который затрагивает именно те аспекты, на которые нацелены предприятия.

В процессе выбора метода в ходе научной работы был ориентир не на увеличение прибыли, к чему обычно стремятся все маркетологи, а на увеличение частоты заказов с учетом сезонности товарных категорий. Таким образом, в дипломной работе было построено категорийное дерево, рассчитаны сезонности

различных товарных категорий, выбран RFM-анализ для оценки эффективности маркетинговых акций, и на основе этого метода получены результаты. Тем не менее, после научно-исследовательской работы RFM-анализ был внедрен и в рамках других задач. Так, например, данный метод применялся и для прогноза эффективности будущих маркетинговых акций. Однако теперь для проверки гипотез необходимо провести A/B тестирование, а также учесть и другие факторы, которые влияют на покупательскую способность.

Необходимость внедрения A/B тестирования возникла с развивающимся экономическим рынком. Ранее мы не могли внедрить этот инструмент из-за малого количества покупателей и данных, а также низкой чувствительности метрик. Теперь же стало возможным собрать объективные данные, которые получаем непосредственно от пользователей.

В ходе работы была изучена и применялась колоночная аналитическая СУБД ClickHouse, которая позволила отследить количество просмотров и предзаказов товаров и построить воронку продаж.

Литература

1. *Эванс Дж.Р.* Маркетинг. [Текст] / Дж. Р. Эванс, Б. Берман. – Москва : Экономика, 2013. – 210 с.
2. *Васильев В.Н.* Основы маркетинга : учеб. пособие. Ч. 1. – Ульяновск : УлГТУ, 2001. 40 с.; ISBN 5-89146-249-4
3. *Ламбен Ж.Ж.* Стратегический маркетинг. [Электронный ресурс].
4. *Чеглаков П.М.* Оценка эффективности маркетинговых акций [Электронный ресурс].

УДК 338.27

Прогнозирование проблем зеленой энергетики на примере развития автомобильной промышленности в зеленой экономике

Н.С. Воронцовский

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В данной работе рассматриваются этапы развития автомобильной промышленности, зарождение зеленой экономики и дальнейшие перспективы и проблемы развития зеленого автомобилестроения. Также рассматриваются перспективы применения экономическо-физического подхода как системной основы для решения задач зеленой энергетики и зеленой экономики в целом на примере рассмотрения перспектив развития автомобилестроения.

Анализируются проблемы развития автомобильной промышленности на разных этапах ее развития и прогнозируются проблемы будущего исходя из направления общественности и руководств государств на данный момент.

Важнейшим аспектом применения экономическо-физического эконом-энергетического анализа для реального прогнозирования развития зеленого движения как социально-экономической системы является осознание того, что ключевыми показателями для контроля состояния и управления их развитием, служат параметры, характеризующие распределение между частями системы и окружающей систему внешней средой.

На основании анализа существующей социально-экономической информации по состоянию электромобильной промышленности спрогнозированы дальнейшие экономические и экологические проблемы.

Литература

1. *Gardiner B.* Life and Breath in the Age of Air Pollution. [Электронный ресурс]. <https://press.uchicago.edu/ucp/books/book/chicago/C/bo27863392.html>.
2. *Рик Невин.* Борьба со свинцом — антикризисная мера. Я пытаюсь заинтересовать этой идеей администрацию Обамы. [Электронный ресурс] <https://www.ipnpu.ru/article.php?idarticle=006267>
3. *Licklider Roy.* The Power of Oil: The Arab Oil Weapon and the Netherlands, the United Kingdom, Canada, Japan, and the United States (англ.) // International Studies Quarterly (англ.) русск. : journal. 1988. Vol. 32, no. 2. P. 205—226.
4. *Vranesh George.* Colorado Water Law, Volume 1. Boulder, Colorado: Vranesh Publications. P. 63–64.
5. *Liz Osborn.* Driest States in America. Current Results Nexus. [Электронный ресурс]. https://wiki2.org/en/Water_in_Colorado
6. *Burness Tad.* Ultimate auto album: an illustrated history of the automobile. Iola, WI, Krause Publications, c2001.503 p.

УДК 532.5+519.63

Моделирование распространения внутренних гравитационных волн от движущегося в стратифицированной жидкости массового источника

Д.Ю. Князьков

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Одним из активно развивающихся направлений в задаче томографии океана [1] является получение информации о процессах в толще воды по результатам активного или пассивного радиозондирования его поверхности. Характеристики подводного источника возмущений могут быть найдены по влиянию порожденных им гравитационных волн на поверхностное ветровое волнение, изменение которого в свою очередь может быть зафиксировано средствами радиозондирования [2–7]. Важным элементом в решении задачи томографии океана является разработка и реализация численных методов моделирования движения подводного источника.

В настоящей работе моделируется распространение внутренних гравитационных волн, порожденных массовым источником, движущимся в экспоненциально стратифицированной неограниченной снизу среде (частота плавучести постоянна). Жидкость считается невязкой и несжимаемой, для вывода определяющих уравнений на внутренний потенциал используется приближение Буссинеска. Подробности формулировки модели см. в [8]. На языке программирования C++ была написана программа, которая моделирует движение источника и рассчитывает изменение во времени вертикального смещения, давления, формы свободной поверхности. Для решения задачи используется неявная разностная схема на равномерной по всем трем пространственным переменным сетке. Для реализации элементарных операций с разреженными матрицами и решения систем линейных уравнений в программе используется пакет GNU Scientific Library (GSL), <http://www.gnu.org/software/gsl/>. Расчет одного шага по времени на сетке 220 x 220 x 220 занимает примерно 27 минут на персональном компьютере. Весь такой расчет (до выхода источника за пределы области) занимает более трех суток.

Для верификации достоверности счета моделировалось распространение внутренних волн от массового источника, движущегося горизонтально с постоянной скоростью. Результаты расчета показали хорошее совпадение с аналитическими результатами из [8], где строится асимптотическое решение описанной выше задачи в приближении дальнего поля, и качественное согласие с результатами экспериментов по обтеканию сферы, движущейся равномерно и прямолинейно в стратифицированной жидкости [9]. Разработанная программа позволяет проводить расчеты распространения гравитационных волн от источника, движущегося по произвольной пространственной траектории с произвольным наперед заданным ускорением; картина возмущения жидкости достоверно рассчитывается, в том числе вблизи от источника. Такие результаты не могут быть получены с использованием асимптотических методов, где предполагаются существенные ограничения на вид траектории и на характер изменения скорости движения источника

Часть расчетов проводилась с использованием гетерогенной вычислительной платформы HybriLIT, Объединенный институт ядерных исследований, Дубна. Автор выражает глубокую признательность руководству и сотрудникам Лаборатории информационных технологий ОИЯИ, предоставившим возможность и техническую поддержку расчетов на платформе HybriLIT. Исследование выполнено за счет гранта

Российского научного фонда (проект № 21-11-00151), <https://rscf.ru/project/21-11-00151/>.

Литература

1. *Нестеров С.В., Шамаев А.С., Шамаев С.И.* Методы, алгоритмы и средства аэрокосмической компьютерной томографии приповерхностного слоя Земли. – Москва : Научный мир, 1996. 272 с.
2. *Ulaby F.T., Long D.G.* Microwave Radar and Radiometric Remote Sensing. – The University of Michigan Press, 2015. 1116 p.
3. *Гавриков А.А., Князьков Д.Ю., Романова А.В., Черник В.В., Шамаев А.С.* Моделирование влияния волнения поверхности на спектр собственного излучения океана // Программные системы: теория и приложения. 2016. Т. 7. Вып. 2 (29). С. 73 – 84.
4. *Князьков Д.Ю., Черник В.В.* Моделирование процесса электромагнитного зондирования морской поверхности // Труды 58-й научной конференции МФТИ. Аэрофизика и космические исследования / под общ. ред. к.т.н. С.С. Негодяева. – Москва : МФТИ, 2015. С. 37 – 38.

5. Князьков Д.Ю., Романова А.В., Шамаев А.С. Метод локальных возмущений для приближенного расчета дифракции акустической волны с импедансными условиями на границе раздела сред // Современные проблемы механики, Сборник статей, Тр. МИАН. Т. 295. – Москва : МАИК, 2016. С. 184 – 194.
6. Князьков Д.Ю. Расчет дифракции плоской волны на трехмерном периодическом в двух направлениях слое произвольной структуры // Труды 60-й Всероссийской научной конференции МФТИ. Москва: МФТИ, 2017. С. 36 – 37.
7. Knyazkov D. Diffraction of Plane Wave at 3-dimensional Periodic Layer // AIP Conference Proceedings. 2018. V. 1978. P. 470075-1 – 4.
8. Voisin B. Internal wave generation in uniformly stratified fluids. Part 2. Moving point sources // J. Fluid Mech. 1994. V. 261. P. 333 – 374.
9. Чашечкин Ю.Д., Гуменник Е.В., Сысоева Е.Я. Трансформация плотностного поля трехмерным телом, движущимся в непрерывно стратифицированной жидкости // Прикл. механика и техническая физика. 1995. № 1. С. 20 – 32.

УДК 531.2

Максимизация движущей силы двузвенной ноги шагающего аппарата

С.А. Кумакшев

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

В статической постановке решена задача о максимизации силы трения между стопой двузвенной ноги шагающего робота и опорной поверхностью в направлении движения при ограниченных управляющих моментах в шарнирах. Ранее были получены необходимые условия на моменты в шарнирах, обеспечивающих равновесие робота [1, 2]. В данной работе выяснено, что при создании алгоритмов походки робота нужно учитывать обнаруженный эффект: при одних положениях стопы на опорной поверхности максимальная сила может возрастать с увеличением длины второго звена, а при других — уменьшаться.

Опишем механическую систему [3]. Рассмотрим плоский двузвенник из однородных стержней (рис. 1). Верхний шарнир соединяет ногу с неподвижным основанием. В шарнирах O_1 и O_2 действуют управляющие моменты сил M_1 и M_2 соответственно. Описанная система может служить моделью двузвенной ноги шагающего аппарата при расчетах ее статических характеристик и конструктивных параметров. Обозначим через l_1 и l_2 длину, а через m_1 и m_2 массы первого и второго звеньев соответственно; F — сила сухого трения, действующая на второе звено двузвенника в точке контакта P с опорной плоскостью, N — сила нормальной реакции. Уравнение равновесия двузвенника под действием сил и моментов:

$$\begin{aligned} Fh + Nx &= -M_1 + G_1, \\ F(h - l_1 \cos q_1) + N(x - l_1 \sin q_1) &= -M_2 + G_2, \end{aligned} \quad (1)$$

где G_1 и G_2 — моменты силы тяжести, действующие соответственно на весь двузвенник (относительно точки O_1) и на его второе звено (относительно точки O_2).

Есть два неравенства: нормальная реакция N положительна и связь сил трения F и нормальной реакции N законом сухого трения Кулона

$$N \geq 0, \quad |F| \leq mN, \quad (2)$$

где m — коэффициент трения в точке контакта.

Разрешив систему уравнений (1)-(2) относительно F и N получим:

$$F = f_1 M_1 + f_2 M_2 + f_0, \quad N = n_1 M_1 + n_2 M_2 + n_0, \quad (3)$$

где коэффициенты являются функциями следующих переменных

$$f_i = f_i(x, h, l_1, l_2, m_1, m_2, d), \quad n_i = n_i(x, h, l_1, l_2, m_1, m_2, d). \quad (4)$$

Поставим задачу максимизации силы трения в заданном направлении. Найдем моменты M_1 и M_2 , ограниченные сверху и максимизирующие силу F при следующих условиях:

$$\begin{aligned} 0 \leq F &= f_1 M_1 + f_2 M_2 + f_0 \leq mN = m(n_1 M_1 + n_2 M_2 + n_0), \\ |M_1| &\leq M_1^0, \quad |M_2| \leq M_2^0. \end{aligned} \quad (5)$$

Эту задачу можно переписать в виде:

$$\begin{aligned} mN - F &= n_1 M_1 + n_2 M_2 + n_0 \geq 0, \\ n_1 &= m n_1 - f_1, \quad n_2 = m n_2 - f_2, \quad n_0 = m n_0 - f_0. \end{aligned} \quad (6)$$

С математической точки зрения задача оптимизации линейной функции (6) по переменным M_1 и M_2 , удовлетворяющим ограничениям, есть задача линейного программирования. Максимум в задаче линейного программирования достигается в одной из вершин многогранника, ограничивающего область допустимых значений варьируемых переменных. Если искомым максимум реализуется в одной из вершин прямоугольника $|M_1| \leq M_1^0$, $|M_2| \leq M_2^0$, то $F = |f_1| M_1^0 + |f_2| M_2^0 + f_0$. При этом соответствующие управляющие моменты $M_1 = M_1^0 \operatorname{sign} f_1$, $M_2 = M_2^0 \operatorname{sign} f_2$. В остальных случаях искомым максимум достигается в одной из точек пересечения прямоугольника $|M_1| \leq M_1^0$, $|M_2| \leq M_2^0$ с прямой $n_1 M_1 + n_2 M_2 + n_0 = 0$. Таким образом, можно вычислить максимум функции F и найти управляющие моменты, реализующие этот максимум.

Проведем численное исследование. В случае невесомых звеньев положим: $m = 0.2$, $l_1 = 0.15$ м, $M_1^0 = 43$ Нм. Типичная зависимость силы F приведена на рис. 2. Она отвечает $M_2^0 = 8.6$ Нм. Зависимость максимальной силы F от положения стопы x для разных длин второго звена l_2 , а именно 0.15, 0.18 и 0.22 м.

В заключение отметим, что исследования выявили весьма сложную зависимость максимальной силы, развиваемой двузвенной ногой в статическом режиме, от соотношения длин звеньев и соотношения максимально допустимых моментов в шарнирах.

Работа выполнена по теме государственного задания АААА-А20-120011690138-6.

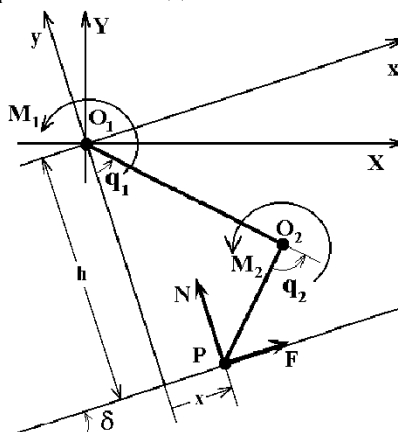


Рис. 1. Исследуемая система

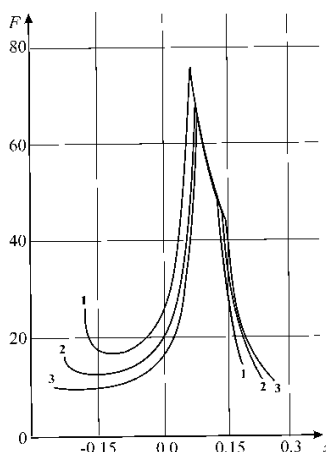


Рис. 2. Зависимость максимальной силы от положения стопы для разных длин второго звена

Литература

1. Болотник Н. Н., Кумакшев С. А. О равновесии абсолютно твердого тела, опирающегося на внутреннюю шероховатую поверхность цилиндра // Изв. РАН. Механика твердого тела. 2000. № 1. С. 58-69.
2. Кумакшев С. А. Определение управляющих моментов, обеспечивающих равновесие восьминогого шагающего аппарата в цилиндрической трубе // Изв. АН. Теория и системы управления. 2000. № 3. С. 469-482.

3. Болотник Н.Н., Кумакиев С.А. О максимизации статической силы, развиваемой двузвенной ногой шагающего аппарата // Изв. РАН. Механика твердого тела. 1997. № 5. С. 53-71.
УДК 517.977.58:539.3

Оптимальное управление продольными движениями упругого стержня с пьезоэлектрическими элементами

А.А. Гавриков, Г.В. Костин

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Одним из актуальных направлений теории управления является изучение управляемости динамических систем с распределенными параметрами. Определение минимально допустимого времени, за которое систему можно привести в заданное состояние с помощью некоторых управляющих воздействий, дает представление об ее предельных возможностях и позволяет разрабатывать эффективные методы оптимизации движения. Для однородного стержня, закрепленного с края и управляемого с помощью нагрузки с другого края, критическое время приведения в покой равно удвоенному времени прохождения продольной волны вдоль стержня [1]. В [2] показано, что невозможно привести такой стержень, управляемый силовыми воздействиями с обоих концов, в нулевое состояние за время, равное прохождению волны от одного края до другого, а также построение оптимального управления при времени, большем чем критическое. Важный пример системы с распределенными параметрами управления рассмотрен далее, а именно продольные перемещения тонкого прямолинейного упругого стержня под действием граничных сил и распределенных продольных напряжений, создаваемых пьезоэлектрическими элементами.

Ставится задача перевода однородного упругого стержня с N одинаковыми пьезоэлементами из произвольного начального состояния в нулевое за фиксированное время T с минимизацией средней механической энергии E . Согласно методу интегриродифференциальных соотношений [3], сформулируем в безразмерном виде задачу оптимального управления:

$$E[v, r, \mathbf{u}] \rightarrow \min_{\mathbf{u}, c_1}, \quad E = \frac{1}{4T} \int_{\Omega} (v_t^2 + v_x^2 + (r_t - f)^2 + r_x^2) d\Omega, \quad (t, x) \in \Omega = (0, T) \times (-1, 1),$$

$$Q[v, r, \mathbf{u}] = 0, \quad Q = \frac{1}{4T} \int_{\Omega} (g^2 + h^2) d\Omega, \quad g = v_t - r_x, \quad h = v_x - r_t + f, \quad p = r_x, \quad s = r_t,$$

$$[v(t, x_n)] = [r(t, x_n)] = 0, \quad n \in J_x \setminus \{-N, N\}, \quad r(t, \pm 1) = r_0(\pm 1) + u_{\pm N \pm 1}(t),$$

$$v(0, x) = v_0(x), \quad r(0, x) = r_0(x), \quad v(T, x) = 0, \quad r(T, x) = c_1,$$

$$f(t, x) = f_k(x), \quad x \in I_k^x = (x_{k-1}, x_{k+1}), \quad k \in J_s = \{1 - N, 3 - N, \dots, N - 1\},$$

$$f_n(x) = f_{n+1}(x) - f_{n-1}(x), \quad x = n\lambda / 2, \quad n \in J_x = \{-N, 2 - N, \dots, N\}, \quad \mathbf{u} = (u_n)_{n \in J_x}, \quad u_j = \int_0^t f_j d\tau.$$

Здесь v – перемещения точек стержня, p – линейная плотность импульса, s – упругая нормальная сила в поперечном сечении, r – т.н. динамический потенциал, f – управляющая пьезоэлектрическая сила в сечении, $f_{\pm N \pm 1}$ – управляющие граничные силы при $x = x_{\pm N \pm 1} = \pm 1$, Ω – пространственно-временная область, Q – функционал состояния стержня, x_n – границы пьезоэлектрических элементов, $\lambda = 2/N$ – длина каждого элемента, c_1 – калибровочная константа потенциала r , \mathbf{u} – вектор управления (скачки интегралов от силы при $x = x_n$). Нижние индексы t и x означают производные по времени и пространству, квадратные скобки – скачок функции по x . Решение прямой задачи динамики при заданных управлениях ищется в каждой подобласти $\Omega_k = (0, t) \times I_k^x \subset \Omega$, $k \in J_s$, в виде бегущих волн (см. рис. 1(а) для $N = 4$):

$$v = w_k^+(z^+) + w_k^-(z^-), \quad r = w_k^+(z^+) - w_k^-(z^-) - u_k(t), \quad (t, x) \in \Omega_k, \quad z^{\pm} = t \pm x.$$

На рис. 1(а) орты \mathbf{i}^{\pm} и оси координат (z^-, z^+) показаны сплошными наклонными линиями.

Рассмотрим частный случай $T = M\lambda$, где $M \in \Gamma$. Для произвольного времени $T \geq \lambda$ оптимальное решение тоже найдено аналитически, но оно потребовало бы более подробного объяснения. Разбивая области Ω_k на более мелкие подобласти с помощью характеристик, изображенных при $M = 4$ на рис. 1(а) штриховыми линиями, и вводя новые функции

$$w_{km}^{\pm}(z) = w_k^{\pm}(z + z_{km}^{\pm}), \quad u_{nm}(z) = u_n(z + m\lambda/2), \quad z \in (0, \lambda), \quad z_{km}^{\pm} = (m \pm k - 1)\lambda/2, \quad m = 0, 2, \dots, 2M,$$

можно свести начальные, терминальные, граничные и межэлементные условия непрерывности функций v и r к системе линейных алгебраических уравнений относительно w_{km}^{\pm}, u_{nm} .

Доказано, что полученную систему всегда можно разрешить относительно части функций w_{km}^{\pm}, u_{nm} при $M > 1$. Неразрешенные переменные объединим в вектор-функцию $y : (0, \lambda) \rightarrow \check{Y}^K$, $K = MN + M - 2N$, которая определяется из условия минимальности E . Функция $y(z)$ должна быть непрерывна в узлах решетки, т.е. накладываются ограничения на ее краевые значения $y(0)$ и $y(\lambda)$. После подстановки функций w_{km}^{\pm}, u_{nm} , выполняющих все условия непрерывности на сетке, в функционал E исходная задача оптимального управления сводится к одномерной вариационной задаче: $E[y] \rightarrow \min_{y, c_1}, \mathbf{B}y(\lambda) - \mathbf{B}_0y(0) = c_1\mathbf{b}_1 + \mathbf{b}_0$. Условие стационарности вариационной задачи – это система линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами и краевых условий, решение которой находится аналитически.

В качестве примера возьмем начальные распределения $v_0(x) = -r_0(x) = \cos 3x$. Монотонно убывающая зависимость функционала $E \cdot T$ (интеграла от энергии) от параметров M и N изображена на Рис. 1(б). Сплошная ломаная по диагонали – это изохрона при $T = 2$. На Рис. 2(а) для этого времени и $N = 4$ приведено поле перемещений $v(t, x)$ при оптимальном управлении $u(t)$, показанном покомпонентно на рис. 2(б).

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты 19-01-00173, 21-51-12004).

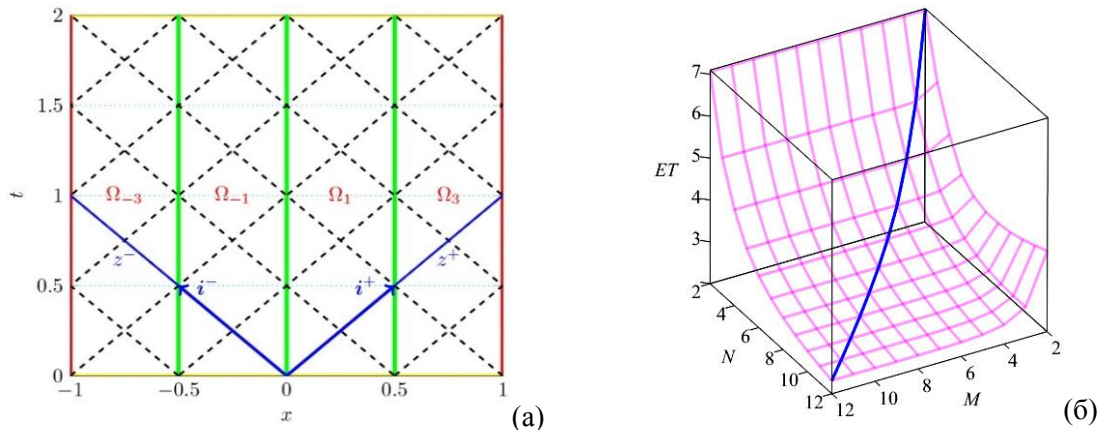


Рис. 1. Сетка на области Ω для $M = N = 4$ (а) и значение функционала $ET(M, N)$ (б).

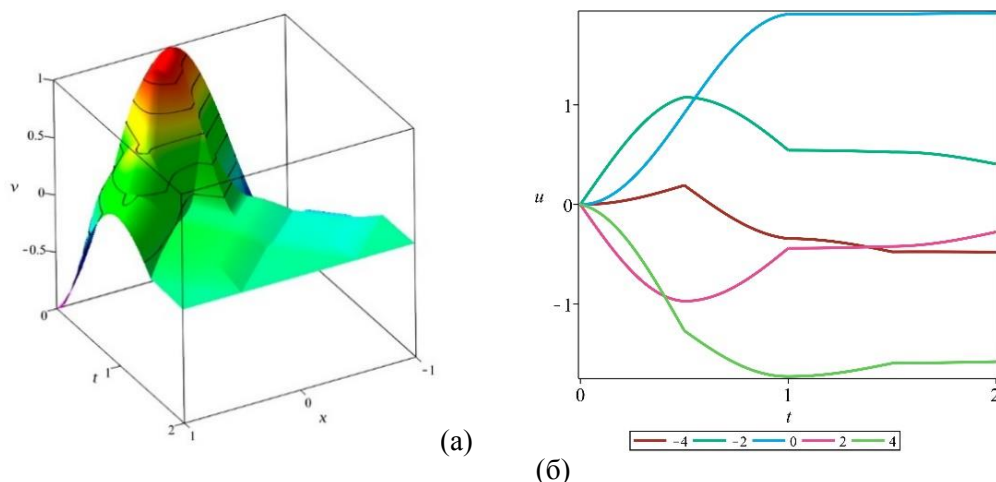


Рис. 2. Оптимальные перемещения стержня $v(t, x)$ (а) и скачки интегралов управления $u_n(t)$ (б).

Литература

1. Бутковский А.Г. Теория оптимального управления системами с распределенными параметрами. – М.: Наука, 1965.
2. Гавриков А.А. Костин Г.В. Оптимальное управление продольным движением упругого стержня с помощью граничных сил // Изв. РАН. Теория и системы управления – 2021. – № 5. – С. 74–90.
3. Kostin G.V., Saurin V.V. Dynamics of Solid Structures. Methods using Integrodifferential Relations. — Berlin: De Gruyter, 2018.

Моделирование внедрения цилиндра с шероховатым основанием в вязкоупругий слой на двух масштабных уровнях

А.А. Яковенко^{1,2}, И.Г. Горячева²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

В основе механики контактного взаимодействия лежит классическая работа Герца о контакте двух осесимметричных упругих тел [1], которая предполагает идеальную гладкость взаимодействующих тел. Однако это предположение не справедливо для реальных тел, поверхность которых имеет неровности, разнообразие по форме и размеру. При рассмотрении контактного взаимодействия тел с учетом неидеальной гладкости их поверхностей можно выделить два масштаба длины: один связан с размерами неровностей и расстоянием между ними, а другой – с характерным размером номинальной области контакта. В том случае, когда номинальная область контакта много больше единичного пятна контакта, характеристики контактного взаимодействия рассчитываются на двух масштабных уровнях [2]. При этом используется понятие дополнительной податливости, которое впервые было введено Штаерманом [3]. В данной работе с применением разработанного в [2] подхода исследуется нормальный контакт жесткого цилиндра, торцевая поверхность которого обладает регулярным микрорельефом, с тонким вязкоупругим слоем.

Жесткий цилиндр с номинально плоской торцевой поверхностью радиуса R внедряется в вязкоупругий слой толщины h (параметр $\lambda = h/R < 1/2$), лежащий на жестком основании, под действием постоянной нагрузки $P(t) = P_0 H(t)$ (P_0 – заданная постоянная величина, $H(t)$ – функция Хевисайда). Поверхность основания цилиндра обладает шероховатостью, которая моделируется периодической системой одинаковых неровностей сферической формы с функцией $f(r) = r^2/2R_a$ (R_a – радиус кривизны неровности). Задача рассматривается на двух масштабных уровнях:

- микроуровень – масштаб отдельного пятна контакта, образуемого неровностью шероховатой поверхности при внедрении ее в слой (предполагается, что каждое пятно контакта представляет собой круг радиуса $a(t)$, $a(t) = h$);
- макроуровень – масштаб номинальной области контакта (радиуса цилиндра R).

Материал слоя считается однородным, изотропным и линейно вязкоупругим с постоянным коэффициентом Пуассона ν . Для описания его деформирования рассматривается модель стандартного вязкоупругого тела, функции ползучести $J(t)$ и релаксации $E(t)$ для которой имеют экспоненциальный вид [4].

С учетом сделанных предположений контактные характеристики на микроуровне определяются из решения задачи о внедрении периодической системы одинаковых сферических штампов, моделирующих шероховатость поверхности цилиндра, в вязкоупругое полупространство. Данная задача рассмотрена в работе [5], где для ее решения используется принцип локализации [6], согласно которому в простейшем случае при исследовании взаимодействия с полупространством отдельного штампа влияние остальных замещается действием номинального давления $p(t)$, распределенного вне круга радиуса $A = 1/\sqrt{\pi\bar{N}}$ (\bar{N} – среднее число пятен контакта на единице площади). В работе [6] получено следующее выражение для функции дополнительного смещения $C[p]$, описывающей податливость шероховатого слоя:

$$C[p] = \frac{a^2(t)}{R_a} - 2(1-\nu^2) \left(\int_0^t J(t-\tau) \frac{dp(\tau)}{d\tau} d\tau \right) \sqrt{A^2 - a^2(t)}, \quad (1)$$

где радиус отдельного пятна контакта $a(t)$ связан с номинальным давлением $p(t)$ следующим образом

$$\frac{a^3(t)}{A^2 \arccos\left(\frac{a(t)}{A}\right) + a(t)\sqrt{A^2 - a^2(t)}} = \frac{3R_a(1-\nu^2)}{2} \left(\int_0^t J(t-\tau) \frac{dp(\tau)}{d\tau} d\tau \right) \quad (2)$$

На макроуровне задача о внедрении в тонкий вязкоупругий слой цилиндра с плоским шероховатым

основанием формулируется с учетом наличия дополнительной податливости, которая определяется формулой (1). Связь вертикальных смещений границы тонкого вязкоупругого слоя $w(t)$ с действующим на него давлением $p(t)$ можно в первом приближении принять в виде прямой пропорциональности [7], а именно

$$w(t) : 2hB(1-\nu^2) \left(\int_0^t J(t-\tau) \frac{dp(\tau)}{d\tau} d\tau \right), \quad (3)$$

где величина B определяется способом закрепления слоя к жесткому основанию. Из (3) следует, что номинальное контактное давление распределено под поверхностью цилиндра равномерно, т.е. $p(t) = P(t)/\pi R^2$. Из условия контакта получено следующее выражение для глубины внедрения $D(t)$ цилиндра в вязкоупругий слой с учетом поверхностной шероховатости

$$D(t) = \frac{a^2(t)}{R_a} + 2 \left(hB - \sqrt{A^2 - a^2(t)} \right) (1-\nu^2) \left(\int_0^t J(t-\tau) \frac{dp(\tau)}{d\tau} d\tau \right). \quad (4)$$

Соотношение (4) позволяет определить связь приложенной к цилиндру нагрузки с глубиной его внедрения в вязкоупругий слой (жесткость системы) с учетом наличия поверхностной микрогеометрии. При этом выражение (2) позволяет оценить область фактического контакта.

Результаты расчетов для модели стандартного вязкоупругого тела и расположения неровностей в узлах гексагональной решетки показали, что уменьшение плотности расположения неровностей на поверхности основания цилиндра ведет к росту величины дополнительного смещения, а следовательно, и к увеличению глубины внедрения цилиндра в слой. На макроуровне наличие поверхностной шероховатости приводит к тому, что зависимость внедрения штампа от приложенной к нему нагрузки становится нелинейной, что наиболее ярко проявляется на начальных этапах внедрения. Разработанная модель может быть использована для оценки влияния параметров шероховатости на номинальные и фактические характеристики контактного взаимодействия шероховатых тел с вязкоупругим поверхностным слоем.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-31-90038.

Литература

1. *Hertz H.* Über die Berührung fester elastischer Körper // Journal für die reine und angewandte Mathematik. 1882. V. 92. P. 156-171.
2. *Goryacheva I.G.* Mechanics of discrete contact // Trib. Int. 2006. V. 39, № 5. P. 381-386.
3. *Штаерман И.Я.* Контактная задача теории упругости. Л. : Гостехтеориздат. 1949. 270 с.
4. *Golden J.M., Graham G.A.C.* Boundary value problems in linear viscoelasticity. Berlin : Springer Verlag. 1988. 266 p.
5. *Yakovenko A., Goryacheva I.* The periodic contact problem for spherical indenters and viscoelastic half-space // Tribol. Int. 2021. V. 161. Article 107078.
6. *Горячева И.Г.* Механика фрикционного взаимодействия. Москва : Наука. 2001. 477 с.
7. *Александров В.М.* Некоторые контактные задачи для упругого слоя // ПММ. 1963. Т. 27, № 4. С. 758-764.

УДК 539.3

Моделирование динамических процессов при селективном лазерном плавлении

С. А. Лычев¹, Монтасер Фекри²

¹Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

²Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Настоящая работа посвящена моделированию эволюции полей температуры и остаточных напряжений в термовязкоупругом цилиндре, который наращивается методом наплавки слой за слоем. Исследуется влияние вязкоупругих свойств материала и дополнительного объемного нагревания растущего цилиндра на распределение остаточных напряжений в нем. Выбор оптимальных режимов нагревания позволяет указать предпочтительные сценарии реализации технологических процессов SLM или SLS [1–3]. Математическое моделирование процесса осуществляется путем рекуррентного решения последовательности краевых задач, определяющих термоупругий отклик соединений начального цилиндра и возрастающего числа присоединенных слоев. При этом начальные данные для каждого шага определяются финальными значениями полей на предыдущем шаге, дополненные начальными данными для присоединяемого слоя.

Процесс наращивания рассматривается как последовательность актов присоединения тонких цилиндрических слоев, температура которых близка к температуре плавления [4–6]. После вхождения в состав растущего тела, слой деформируется совместно с ним, однако, в силу того, что температурное поле в момент присоединения было неоднородным, локальные деформации, преобразующие элементарные объемы в ненапряженное состояние, оказываются несовместными. Определение НДС системы тело-слой осуществляется из решения начально-краевой задачи

$$(1 + \zeta \partial_t) [\mu \nabla^2 \mathbf{u}_k + (\lambda + \mu) \nabla \nabla \cdot \mathbf{u}_k - \beta \nabla \Theta_k] = \rho \mathbf{u}_k, \quad (1)$$

$$\Lambda \nabla^2 \Theta_k - \rho \kappa \mathcal{E}_k + T_0 \beta (1 + \zeta \partial_t) \nabla \cdot \mathbf{u}_k + \varpi_k = 0. \quad (2)$$

Начальные и граничные условия могут быть записаны в виде

$$w_k|_{z=0, L} = 0, \quad \sigma_k^{rz}|_{z=0, L} = 0, \quad \sigma_k^r|_{r=R_k} = 0, \quad \sigma_k^{rz}|_{r=R_k} = 0, \quad \frac{\partial \Theta_k}{\partial z}|_{z=0, L} = 0, \quad \frac{\partial \Theta_k}{\partial r} + \frac{\varepsilon}{\Lambda} \Theta_k|_{r=R_k} = 0, \quad (3)$$

$$\mathbf{u}_k|_{t=0} = 0, \quad \mathbf{u}_k|_{t=0} = \begin{cases} \mathbf{u}_{k-1}|_{t=t_{k-1}} & 0 \leq r \leq R_{k-1}, \\ \mathbf{u}_{k-1}|_{\{t=t_{k-1}, r=R_{k-1}\}} & R_{k-1} < r \leq R_k, \end{cases} \quad \Theta_k^0 = \begin{cases} \Theta_{k-1}|_{t=t_{k-1}} & 0 \leq r \leq R_{k-1}, \\ T_m & R_{k-1} < r \leq R_k. \end{cases} \quad (4)$$

Количественно остаточные напряжения характеризуются их интенсивностью

$$\tau_k = \sqrt{3J_2} = \sqrt{\frac{1}{2} [(\sigma_k^r - \sigma_k^z)^2 + (\sigma_k^z - \sigma_k^\theta)^2 + (\sigma_k^\theta - \sigma_k^r)^2]}.$$

Здесь $\beta = (3\lambda + 2\mu)\alpha$, индексы k указывают на номер акта присоединения, $\mathbf{u}_k = (u_k, 0, w_k)$ – приращение полей смещения, Θ_k – избыточная температура (относительно температуры начального цилиндра), $(\sigma_k^r, \sigma_k^z, \sigma_k^\theta, \sigma_k^{rz})$ – компоненты тензора напряжений, α – коэффициент линейного теплового расширения, λ и μ – упругие модули Ламе, ρ – плотность массы, Λ – коэффициент теплопроводности, κ – теплоемкость на единицу массы при постоянной деформации, ϖ_k – мощность внутренних источников тепла на k -м шаге, ζ – параметр вязкости и ε – коэффициент конвективной теплопередачи.

Начально-краевая задача (1)–(4) решается в два этапа: На первом этапе решается задача о температурных напряжениях, в которой связность тепловых и механических полей учитывается частично, в предположении, что мощность источников тепла, связанных со скоростью дилатации материала, пренебрежимо мала, т.е. $\nabla \cdot \mathbf{u}_k = 0$. Решение строится в форме разложения по собственным функциям самосопряженного дифференциального оператора, порождаемого соответствующей краевой задачей. На втором этапе решается более сложная краевая задача с полным учетом взаимного влияния тепловых и механических полей, т.е. при $\nabla \cdot \mathbf{u}_k \neq 0$. Решение также представляется в форме разложения по собственным функциям дифференциального оператора, порождаемого краевой задачей с учетом полной связности. Однако этот оператор оказывается несамосопряженным и для построения разложения необходимо использовать биортогональную систему собственных функций пары взаимно сопряженных операторных пучков.

Собственные значения пучков являются комплексными числами, однако ввиду малости материальных коэффициентов, характеризующих полную связность, они располагаются на комплексной плоскости вблизи собственных значений частично связанной задачи, определяемых на первом этапе решения. Рис. 1 иллюстрирует это обстоятельство. В этой связи элементы спектрального разложения решения частично связанной задачи удобно использовать как начальные приближения для собственных значений и собственных функций пучков дифференциальных операторов, порождаемых задачами с полным учетом связности.

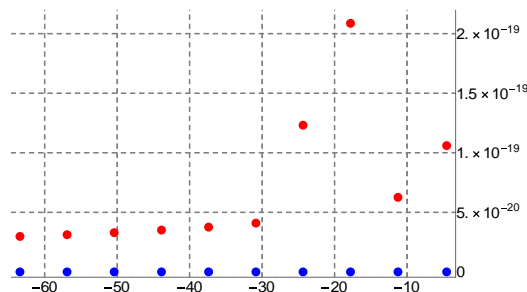


Рис.1. Некоторые собственные значения полусвязанной и полной связанной задач для шага

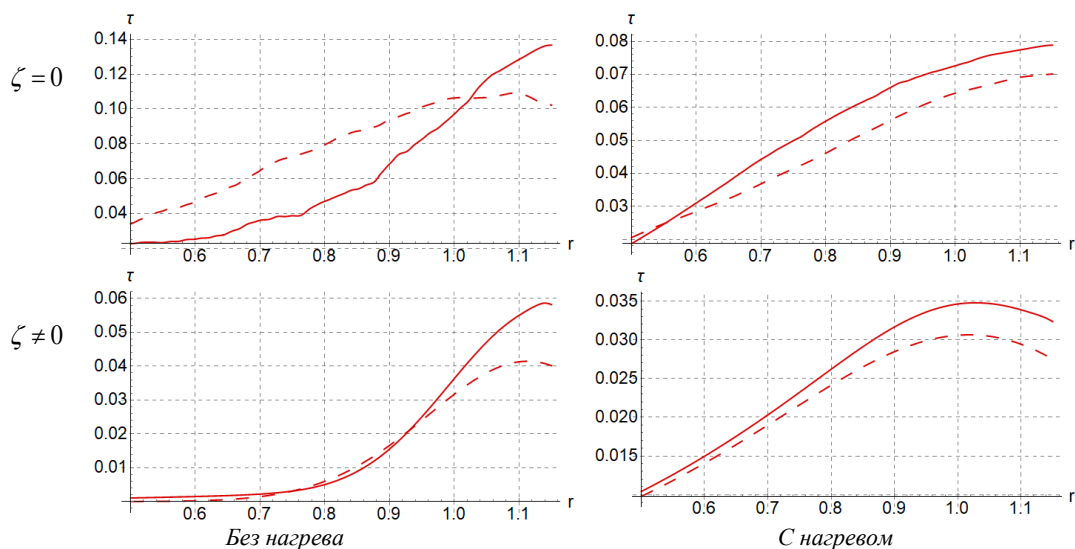


Рис. 2. Остаточные напряжения в два разных момента после окончания процесса

На основе полученных спектральных представлений разработаны вычислительные алгоритмы анализа остаточных напряжений в зависимости от вязкоупругих свойств материала и режимов дополнительного нагревания. Некоторые результаты такого анализа иллюстрирует рис. 2, на котором показаны распределения остаточных напряжений после окончания технологического процесса (после короткого времени представлены сплошными линиями, а после длительного времени пунктирными линиями) для меди, интенсивность остаточных напряжений рассчитывалась при отсутствии и наличии параметра вязкости в обоих случаях «без дополнительного нагрева» и «с дополнительным неоднородным подогревом». Результаты вычислений показывают, что объемный дополнительный нагрев ведет к снижению остаточных напряжений, и в материалах, которые в большой степени проявляют вязкие свойства, уровень остаточных напряжений ниже.

Литература

1. Gibson I., Rosen D.W., Stucker B. Additive Manufacturing Technologies: Rapid Prototyping to Direct Digital Manufacturing. Springer, 2010. 462 p.
2. Метлов В.В., Турусов Р.А. О формировании напряженного состояния вязкоупругих тел, растущих в условиях фронтального отверждения // Изв. АН СССР. МТТ. 1985. № 6. С. 145–160.
3. Lychev S.A., Kostin G., Koifman K. Evolution of Stresses and Deformations in Hollow Cylinder with Variable Material Composition: Mathematical Modeling and Optimization // IFAC-PapersOnLine. 2018. V. 51, N 2. P. 577–582.
4. Lychev S.A., Manzhurov A., Shatalov M., Fedotov I. Transient Temperature Fields in Growing Bodies Subject to Discrete and Continuous Growth Regimes // Procedia IUTAM. 2017. V. 23. P. 120–129.
5. Alexander L.L., Lychev S.A., Saifutdinov I.N. Transient dynamical problem for an accreted thermoelastic parallelepiped // Proceedings of The World Congress on Engineering. 2014. V. 2. P. 1196–1201.
6. Левитин А.Л., Лычев С.А., Манжиров А.В., Шаталов М.Ю. Нестационарные колебания дискретно нарастающего термоупругого параллелепипеда // Изв. РАН. МТТ. 2012. № 6. С. 95–109.

УДК 534.113

Проекционный подход к моделированию собственных колебаний упругих стержней круглого сечения

Г.В. Костин

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Важным с прикладной точки зрения представляется построение достоверных динамических моде-

лей тонких упругих элементов конструкций (стержней, валов, труб и т.п.). Для построения уточненных моделей применяются вариационные и проекционные формулировки, в которых используются различные аппроксимации полей перемещений и напряжений [1]. Определенные трудности представляет спектральный анализ стержневых систем с переменными по длине геометрическими и механическими характеристиками [2]. Собственные движения тонких упругих тел могут обладать особыми свойствами симметрии, которые дают возможность уменьшить размерность исходной системы [3].

В безразмерных переменных рассматривается однородное изотропное упругое тело вращения с малым радиусом поперечного сечения $r_0(x) = 1$, переменным вдоль оси симметрии Ox . Тело занимает область $\Omega = \{\mathbf{x} = (x, y, z) : x \in (0, 1), y^2 + z^2 < r_0^2(x)\}$, где \mathbf{x} – тройка декартовых координат. Малые деформации тела (стержня) в Ω описываются уравнениями

$$\mathbf{p}_t = \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}, \quad \boldsymbol{\varepsilon} = \frac{1}{2}(\nabla \mathbf{w} + \nabla \mathbf{w}^T), \quad \mathbf{v} = \mathbf{w}_t - \rho^{-1} \mathbf{p} = 0, \quad \boldsymbol{\xi} = \boldsymbol{\varepsilon} - \mathbf{C}^{-1} : \boldsymbol{\sigma} = 0$$

с граничными условиями $\boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{n} = 0$ при $\mathbf{x} \in \partial\Omega$. Здесь $\mathbf{w}(t, \mathbf{x})$ – вектор перемещения точек стержня, $\mathbf{p}(t, \mathbf{x})$ – плотность импульса, $\boldsymbol{\sigma}(t, \mathbf{x})$ – тензор напряжений, $\boldsymbol{\varepsilon}(t, \mathbf{x})$ – тензор деформаций, ρ – плотность материала, \mathbf{C} – тензор модулей упругости, $\mathbf{n}(\mathbf{x})$ – нормаль к границе, \mathbf{v} и $\boldsymbol{\xi}$ – вспомогательные вектор и тензор невязки уравнений состояния. Нижний индекс t означает производную по времени, ∇ – оператор набла. В задаче на собственные колебания поля перемещений, напряжений и импульсов представляются в виде $\mathbf{w} = \mathbf{w}(\mathbf{x}) \sin \omega t$, $\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\sigma}(\mathbf{x}) \sin \omega t$, $\mathbf{p} = -\omega^{-1} \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}(\mathbf{x}) \cos \omega t$, где ω – частота колебаний. В дальнейшем знак тильда опускается.

Согласно методу интегро-дифференциальных соотношений [1], неизвестные функции амплитуд колебаний $\mathbf{w}(\mathbf{x})$, $\boldsymbol{\sigma}(\mathbf{x})$ должны выполнять граничные условия и законы состояния выраженные в проекционной форме

$$\int_{\Omega} (\mathbf{v} \cdot \mathbf{q} + \boldsymbol{\xi} : \boldsymbol{\tau}) d\Omega, \quad \forall \mathbf{q}, \boldsymbol{\tau}.$$

Здесь $\mathbf{q}(\mathbf{x})$ и $\boldsymbol{\tau}(\mathbf{x})$ – произвольные тестовые векторные и тензорные поля.

Аппроксимации компонент w_i и σ_{ij} вектора перемещений $\mathbf{w}(\mathbf{x})$ и симметрического тензора напряжений $\boldsymbol{\sigma}(\mathbf{x})$ выбираются в виде полиномов поперечных координат y и z :

$$w_i = w_i^{(00)}(x) + w_i^{(10)}(x)y + w_i^{(01)}(x)z, \quad \sigma_{11} = \sigma_{11}^{(00)}(x) + \sigma_{11}^{(10)}(x)y + \sigma_{11}^{(01)}(x)z, \\ \sigma_{ij} = \sum_{m+n \leq 2} \sigma_{ij}^{(mn)}(x)y^m z^n, \quad i = 1, 2, 3, \quad j = 2, 3.$$

Переходя согласно $y = r \cos \phi$ и $z = r \sin \phi$ к цилиндрическим координатам (x, r, ϕ) , на этих аппроксимациях можно выполнить граничные условия на боковой поверхности $y^2 + z^2 = r_0^2(x)$, где в декартовых координатах нормаль равна $\mathbf{n} = \cos \alpha (-r'_0, \cos \phi, \sin \phi)$, $\alpha = \arctg r'_0$.

В рамках линейной по y и z модели перемещений собственные движения разделяются в силу осевой симметрии на независимые друг от друга крутильные, продольные, два вида изгибных и два вида т.н. дышащих мод. Дышащие колебания не сдвигают и не поворачивают сечения стержня, а только деформируют его [3]. Это высокочастотные собственные движения, которые в работе не рассматриваются. Поэтому полагается, что $w_3^{(01)} = w_2^{(10)}$ и $w_3^{(10)} = -w_2^{(01)}$. Количество оставшихся независимых функций перемещений равно 7. Для разрешимости краевой задачи обнулим две функции напряжений: $\sigma_{12}^{(02)} = \sigma_{13}^{(20)} = 0$. Чтобы составить, согласно методу Петрова–Галеркина [1], совместную систему дифференциально-алгебраических уравнений в интегральное уравнение состояния подставляются тестовые функции в виде вариаций: $\mathbf{q} = \delta \mathbf{w}$, $\boldsymbol{\tau} = \delta \boldsymbol{\sigma}$. Дифференциальный порядок полученной системы равен 12. Функции напряжений $\sigma_{22}^{(00)}$, $\sigma_{23}^{(00)}$, $\sigma_{33}^{(00)}$ и перемещений $w_2^{(10)}$ могут быть представлены алгебраически как линейные комбинации остальных переменных. Более того, $\sigma_{23}^{(00)} = 0$ и $\sigma_{22}^{(00)} = \sigma_{33}^{(00)}$. Как уже упоминалось, система уравнений распадается на 4 независимые подсистемы. Кручение описывается двумя уравнениями 2-го порядка относительно $w_2^{(01)}$ и $\sigma_{12}^{(01)}$. Продольные движения осесимметричны и определяются функциями $w_1^{(00)}$, $w_2^{(10)}$, $\sigma_{11}^{(00)}$, $\sigma_{22}^{(00)}$ через систему второго дифференциального порядка. Изгиб вокруг оси Oy зависит от переменных $w_1^{(01)}$, $w_3^{(00)}$, $\sigma_{11}^{(01)}$, $\sigma_{13}^{(00)}$, а вокруг Oz – от $w_1^{(10)}$, $w_2^{(00)}$, $\sigma_{11}^{(10)}$, $\sigma_{12}^{(00)}$. Изгибы описываются 4 уравнениями 4-го порядка. Для всех колебаний на краях при $x = 0$ и $x = 1$ соответствующие значения напряжений задаются равными нулю.

Безразмерные переменные выбираются так, чтобы модуль Юнга и плотность равнялись: $E = \rho = 1$.

Возьмем коэффициент Пуассона $\nu = 0.3$ и изменение радиуса $r_0 = \frac{1}{8} - \frac{x}{20}$. На рис. 1(а) показаны напряжения $\sigma_{11}(x, 0, 0)$, $\sigma_{22}(x, 0, 0)$ продольных колебаний первой моды ($\omega_1 = 3.2$). Им соответствуют перемещения $w_1(x, 0, 0)$ и $w_2(x, r_0, 0)$ на Рис. 1(б). Для восьмой моды ($\omega_8 = 29$) продольных колебаний картина изменения напряжений изображена на Рис. 2(а), а перемещения – на Рис. 2(б). Для сравнения, на рис. 2 пунктиром даны напряжение $s(x)$ и перемещения $w(x)$ той же моды, найденные для классической модели продольных движений стержня.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты 19-01-00173, 21-51-12004).

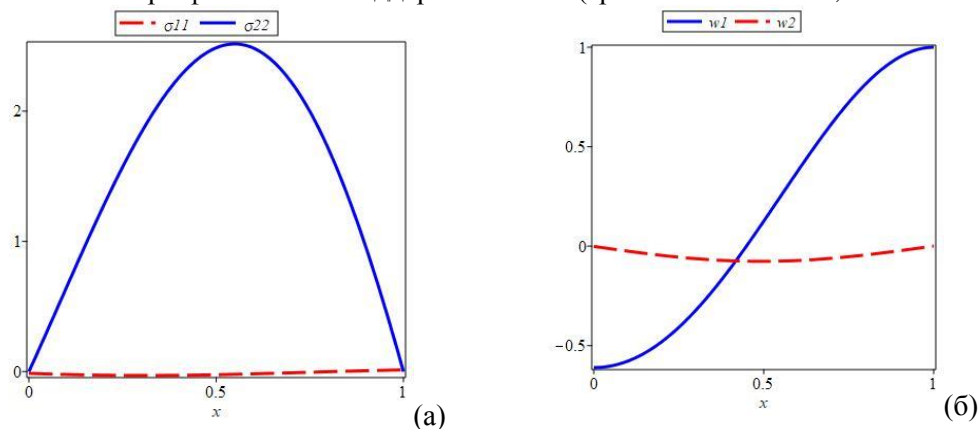


Рис. 1. Напряжения σ_{11} , σ_{22} (а) и перемещения w_1 , w_2 (б) первой моды продольных колебаний.

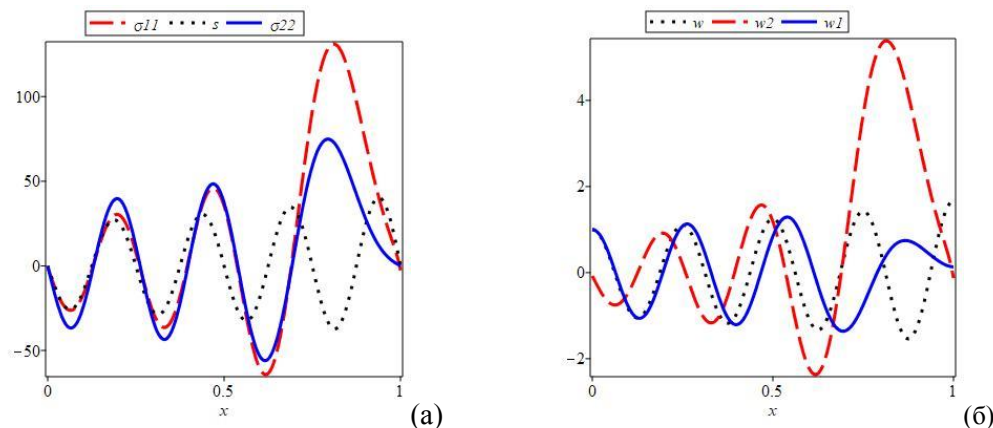


Рис. 2. Напряжения σ_{11} , σ_{22} (а) и перемещения w_1 , w_2 (б) восьмой моды продольных колебаний.

Литература

1. *Kostin G.V., Saurin V.V.* Dynamics of Solid Structures. Methods using Integrodifferential Relations. Berlin : De Gruyter, 2018.
2. *Akulenko, L.D., Nesterov, S.V.* High-Precision Methods in Eigenvalue Problems and their Applications. Boca Raton : Charman and Hall/CRC, 2005.
3. *Костин Г.В., Саурин В.В.* Моделирование и анализ собственных колебаний упругой призматической балки на основе проекционного подхода // Прикладная математика и механика. 2011. Т. 75. Вып. 6. С. 995–1010.

УДК 531.355

О стабилизации параметров колебания поплавка в двухслойной жидкости

В.Г. Байдулов¹

¹Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Рассматривается возможность стабилизации параметров колебания (частоты и декремента затухания) узкого плоского поплавка, за счет изменения его формы. Поплавок совершает малые вертикальные колебания вблизи границы раздела двух идеальных несжимаемых жидкостей разной плотности. Колебания поплавка – пример самосогласованной задачи [1], когда течение вокруг тела, связанное с положением поплавка, в свою очередь определяет силу гидродинамического сопротивления (по полю давления). Зная гид-

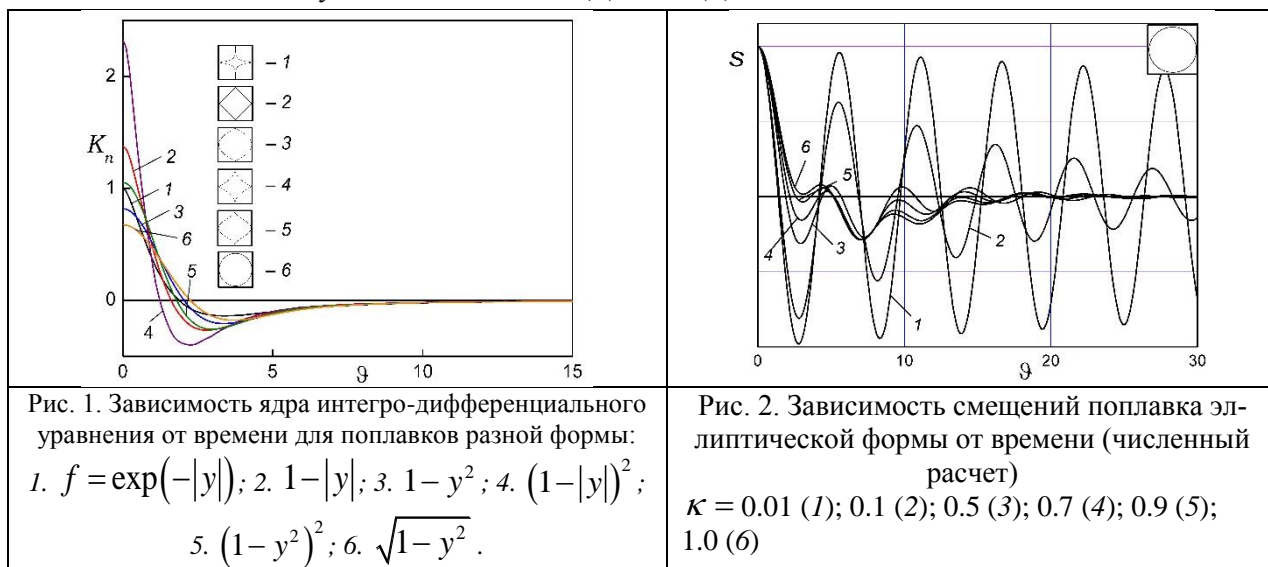
родинамические поля при произвольном вертикальном движении поплавок и добавляя к числу сил силу Архимеда по второму закону Ньютона, можно рассчитать движение центра масс поплавок.

Известное [2] уравнение малых колебаний узкого поплавок в идеальной жидкости записывается в виде интегродифференциального уравнения, которое для поплавок переменной ширины в безразмерных переменных ($x \rightarrow lx$, $y \rightarrow hy$, $\vartheta = \Omega_0 t$, $\Omega_0^2 = g^* / h$) зависит от его формы и отношения ширины к высоте $\kappa = l/h = 1$ и имеет вид

$$s'' + \Omega^2 s = -2\kappa(t)\Omega^2 \int_0^{\vartheta} K(\vartheta - \tau) s'(\tau) d\tau, \quad \Omega^2 = 4/\pi(1 + \kappa J), \quad (1)$$

где s – смещение центра масс, Ω – частота собственных колебаний поплавок (без учета обратного влияния волнового поля). Величина J определяется формой поплавок и имеет смысл обезразмеренной присоединенной массы его единицы длины.

В рамках рассматриваемой постановки задачи предполагается, что относительная ширина поплавок может зависеть от времени $\kappa = \kappa(t)$. В качестве начальных условий для уравнения (1) берутся условия, отвечающие начальному состоянию покоя $s(0) = 1$, $\dot{s}(0) = 0$.



Большое влияние на характеристики колебаний поплавок оказывает ядро интегральной части уравнения колебаний

$$K(\vartheta) = \int_0^{\infty} R^2(\xi) \cos(\sqrt{\xi} \vartheta) d\xi, \quad R(\xi) = -\int_0^1 f'(y) \exp(-\xi y) dy \quad (2)$$

зависимость которого от аргумента (времени) имеет однотипный характер для поплавок различного вида (рис. 1).

Численное решение уравнения (1) показывает, что колебания поплавок имеют сложный вид, их амплитуда и степень затухания меняются со временем. (Пример расчета зависимости смещения центра масс от времени для поплавок эллиптической формы приведен на рис. 2)

Чтобы проанализировать локальные свойства колебаний и определить влияние геометрических характеристик поплавок на их параметры рассмотрим поплавок с интегродифференциальным ядром в виде трехступенчатой гистограммы

$$K(\vartheta) = \begin{cases} K_0, & 0 \leq \vartheta \leq \vartheta_1 \\ K_1, & \vartheta_1 \leq \vartheta \leq \vartheta_2 \\ 0, & \vartheta > \vartheta_2 \end{cases}$$

Уравнение (1) при этом сведется к трем дифференциальным уравнениям с постоянными коэффициентами и сдвинутым аргументом вида

$$\Omega^2 (1 + 2\kappa K_0) s = -2\Omega^2 [\Delta K s_1 - K_1 s_0], \quad \text{где } \Delta K = K_1 - K_0 < 0, \quad s_n = s(\vartheta - \vartheta_n)$$

Анализ решения при малых значениях относительной ширины поплавок показывает, что на начальном этапе решение описывает гармонические колебания увеличенной частоты $\omega^2 = \Omega^2 (1 + 2\kappa K_0)$ около смещенного вверх равновесного уровня. На втором временном участке величина равновесного уровня оказывается отрицательной, а на третьем равна нулю. Кроме того, на втором и третьем временном ин-

тервалах колебания становятся затухающими, частота колебаний и декремент затухания меняются в зависимости от времени.

В случае произвольной гладкой зависимости функции K от времени решение уравнения (1) может быть сведено к решению уравнения с ядром в виде гистограммы $K = \left\{ K_l, \mathcal{G}_l \leq \mathcal{G} \leq \mathcal{G}_{l+1} \left(l = \overline{0, N-1}, \mathcal{G}_l = l\Delta\mathcal{G} \right) \right\}$ с помощью аналитической реализации метода Эйлера. Тогда, действуя аналогично случаю трехступенчатой гистограммы, приходим к системе из N уравнений с постоянными коэффициентами, из вида которой можно определить зависимость частоты колебаний и декремента затухания со временем

$$\omega(\mathcal{G})/\Omega = 1 + \kappa \left(K_0 + \int_0^{\mathcal{G}} K \cos \Omega \tau d\tau \right), \quad \gamma(\mathcal{G})/\Omega = -\kappa \int_0^{\mathcal{G}} K \sin \Omega \tau d\tau \quad (3)$$

Используя полученные выражения (3), можно для собственной частоты колебаний определить зависимость относительной высоты поплавок, соответствующую заданным требованиям к параметрам его колебаний. Например, может быть фиксирована частота его колебаний или декремент затухания. При этом зависимость K от времени должна удовлетворять соотношениям

$$\omega = \text{const} : -\frac{\kappa}{K} = \frac{K \cos \Omega \mathcal{G}}{K(0) + \int_0^{\mathcal{G}} K \cos \Omega \tau d\tau}; \quad \gamma = \text{const} : -\frac{\kappa}{K} = \frac{K \sin \Omega \mathcal{G}}{\int_0^{\mathcal{G}} K \sin \Omega \tau d\tau} \quad (4)$$

Анализ выражений (4) показывает, что фиксация значений частоты и декремента затухания в зависимости от выбранного интервала времени и характеристик системы возможна не только за счет уменьшения относительной ширины поплавок (на первоначальном этапе колебаний), но и за счет ее увеличения.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 21-11-00151).

Литература

1. Сретенский Л.Н. Теория волновых движений жидкости. Москва : Наука, 1977. 816 с.
2. Акуленко Л.Д., Нестеров С.В. Колебания твердого тела на границе раздела двух жидкостей // Изв. АН СССР. МТТ. 1987. № 5. С. 35–40.

УДК 531.3.1

Применение метода нелинейного модельно-упреждающего управления для оптимизации средней скорости капсульного робота

А.М. Нунупаров, А.Н. Суханов, Н.В. Сырых

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

В работе проводится оптимизация средней скорости движения капсульного робота в сопротивляющейся среде путём применения метода управления с прогнозированием нелинейной модели (nonlinear model predictive control). Движение капсульного робота инициируется осцилляцией обладающего массой внутреннего тела. Управляя напряжением обмотки электромагнитной катушки, интегрированной в корпус, можно создать электромагнитную силу, которая сместит положение центра масс внутреннего ферромагнитного тела вдоль его общей с корпусом оси. С помощью применения метода управления с прогнозированием для нелинейной модели (NMPC) получены оптимальные траектории движения капсульного робота и закон управления.

К математической модели системы, которая была получена ранее [1, 2], был применён алгоритм «Direct multiple shooting» (алгоритм множественной стрельбы), представляющий собой классический численный метод для решения краевых задач [3]. Необходимо было разделить интервал, на котором ищется решение, на несколько мелких интервалов и решить задачу Коши на каждом таком интервале, а затем соединить их через добавление дополнительных ограничений на концах этих интервалов. Таким образом, поставленную задачу можно свести к задаче нелинейного программирования, которую уже можно решить численно, применяя открытую библиотеку IPOPT [4]. Решение итоговой задачи нелинейного программирования было получено с помощью библиотеки Cassadi [5]. В методе управления с прогнозированием в каждый момент времени применяется оптимальное управление, рассчитанное на конечном горизонте управления, благодаря чему упрощаются расчеты, появляется дополнительная устойчивость управления к ошибкам модели вследствие ее упрощения. Именно поэтому методы прогностического управления с линеаризацией

работают для управления нелинейными системами [6].

В рассматриваемой системе присутствует нелинейность, которая выражается в законе силы трения $F_{fr}(\dot{x})$, которую можно выразить так:

$$F_{fr}(\dot{x}) = \begin{cases} -N \operatorname{sign} \dot{x} & \text{если } \dot{x} \neq 0, \\ -c\xi + F_e, & \text{если } \dot{x} = 0 \text{ и } |c\xi - F_e| \leq N, \\ -N \operatorname{sign}(c\xi - F_e), & \text{если } \dot{x} = 0 \text{ и } |c\xi - F_e| > N, \end{cases} \quad (1)$$

где c – жёсткость пружины, x – координата корпуса, ξ – координата сердечника, F_e – электромагнитная сила со стороны соленоида, N – нормальная реакция опоры. Другая нелинейность содержится в модели электромагнитного взаимодействия внутреннего тела и корпуса.

Если ввести переменную $X = x + \frac{m}{M+m}\xi$, которая будет представлять координату центра масс всей системы робота в неподвижной системе отсчёта, то:

$$\begin{cases} (M+m)\ddot{X} = F_{fr}\left(\dot{X} - \frac{m}{M+m}\dot{\xi}\right) \\ \frac{Mm}{M+m}\ddot{\xi} + c\xi = F_e - \frac{m}{M+m}F_{fr}\left(\dot{X} - \frac{m}{M+m}\dot{\xi}\right) \end{cases} \quad (2)$$

Полученная система будет описывать динамику центра масс рассматриваемого робота (корпуса робота массой M и для сердечника массой m) с учётом управления движением внутреннего тела – сердечника с помощью электромагнитной силы F_e в сопротивляющейся среде с нелинейным показателем сопротивления.

В качестве граничных условий для модели было принято следующее: $x(0) = |0000|^T$, $x(N) = |10000|^T$, m , где T – знак транспонирования. Значение $x(N)$ было выбрано достаточно большим, чтобы робот смог перейти в режим движения с максимальной средней скоростью в направлении $x(N)$. Качество управления объектом характеризуется выбранным показателем качества (целевой функции) J_N на выбранном интервале, разбитом на N малых интервалов. При этом поиск оптимального управления для системы сводится к минимизации целевой функции:

$$\min_u J_N(x_0, u) = \sum_{i=0}^{N-1} l(x(i), u(i)), \text{ где } l(x, u) = \|\bar{x} - x^{ref}\|_Q^2 + \|u\|_R^2, \quad (3)$$

Здесь $\bar{x} - x^{ref}$ – разность между вектором предсказанных значений состояния системы и конечным состоянием системы, а u – вектор предсказанного управления. Весовой коэффициент Q влияет на величину штрафа на расстояние центра масс до цели, R – величина штрафа на управление.

При этом наложенные ограничения на систему в целом были определены как:

$$\begin{cases} \bar{x}(i+1) = f(x(i), u(i)) \\ \bar{x}(0) = x_0 \\ u(i) \in U, \forall i \in [0, N-1] \\ \bar{x}(i) \in X, \forall i \in [0, N] \end{cases} \quad (4)$$

В рассматриваемой системе присутствует нелинейность, которая выражается в законе силы трения $F_{fr}(\dot{x})$, которую можно выразить так:

$$F_{fr}(\dot{x}) = \begin{cases} -N \operatorname{sign} \dot{x} & \text{если } \dot{x} \neq 0 \\ -c\xi + F_e, & \text{если } \dot{x} = 0 \text{ и } |c\xi - F_e| \leq N, \\ -N \operatorname{sign}(c\xi - F_e), & \text{если } \dot{x} = 0 \text{ и } |c\xi - F_e| > N \end{cases} \quad (1)$$

где c – жёсткость пружины, x – координата корпуса, ξ – координата сердечника, F_e – электромагнитная сила со стороны соленоида, N – нормальная реакция опоры. Другая нелинейность содержится в модели электромагнитного взаимодействия внутреннего тела и корпуса.

Если ввести переменную $X = x + \frac{m}{M+m}\xi$, которая будет представлять координату центра масс всей системы робота в неподвижной системе отсчёта, то:

$$\begin{cases} (M+m)\ddot{X} = F_{fr}\left(\dot{X} - \frac{m}{M+m}\dot{\xi}\right) \\ \frac{Mm}{M+m}\ddot{\xi} + c\xi = F_e - \frac{m}{M+m}F_{fr}\left(\dot{X} - \frac{m}{M+m}\dot{\xi}\right) \end{cases} \quad (2)$$

Полученная система будет описывать динамику центра масс рассматриваемого робота (корпуса робота массой M и для сердечника массой m) с учётом управления движением внутреннего тела – сердечника с помощью электромагнитной силы F_e в сопротивляющейся среде с нелинейным показателем сопротивления.

В качестве граничных условий для модели было принято следующее: $x(0) = |0000|^T$, м, $x(N) = |10000|^T$, м, где T – знак транспонирования. Значение $x(N)$ было выбрано достаточно большим, чтобы робот смог перейти в режим движения с максимальной средней скоростью в направлении $x(N)$. Качество управления объектом характеризуется выбранным показателем качества (целевой функции) J_N на выбранном интервале, разбитом на N малых интервалов. При этом поиск оптимального управления для системы сводится к минимизации целевой функции:

$$\min_u J_N(x_0, u) = \sum_{i=0}^{N-1} l(x(i), u(i)), \text{ где } l(x, u) = \|\bar{x} - x^{ref}\|_Q^2 + \|u\|_R^2, \quad (3)$$

Здесь $\bar{x} - x^{ref}$ – разность между вектором предсказанных значений состояния системы и конечным состоянием системы, а u – вектор предсказанного управления. Весовой коэффициент Q влияет на величину штрафа на расстояние центра масс до цели, R – величина штрафа на управление.

При этом наложенные ограничения на систему в целом были определены как:

$$\begin{cases} \bar{x}(i+1) = f(x(i), u(i)) \\ \bar{x}(0) = x_0 \\ u(i) \in U, \forall i \in [0, N-1] \\ \bar{x}(i) \in X, \forall i \in [0, N] \end{cases} \quad (4)$$

Было проведено моделирование системы с применением подхода множественной стрельбы в рамках метода управления с прогнозированием модели. В результате применения метода управления с прогнозированием модели было получено управление, которое максимизирует среднюю скорость капсульного робота. Стоит отметить, что применение данного метода позволило получить управление, устойчивое к ошибкам модели. При моделировании удалось получить численное значение максимальной средней скорости в размере 1.53 см в секунду после оптимизации. Таким образом, в работе решена задача максимизации средней скорости робота через метод управления с прогнозированием нелинейной моделью. Найдены оптимальное управление и построены оптимальные траектории.

Работа поддержана грантом РФФИ номер 21-31-70005 мол_a_мос.

Литература

1. Нунупаров А.М. Динамика и управление движением капсульного робота с возвратной пружиной // Труды 61-й Всероссийской научной конференции МФТИ. Аэрокосмические технологии. Москва-Долгопрудный-Жуковский, 2018. С. 25–27.
2. Чашухин В.Г. Моделирование динамики и определение управляющих параметров внутритрубного миниробота / В. Г. Чашухин // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2008. № 5. С. 142–147.
3. Holsapple, R., Iyer, R., & Doman, D. (2003). A Modified Simple Shooting Method for Solving Two-Point Boundary-Value Problems. NASA STI/Recon Technical Report N. 6. 6_2783- 6_2790. 10.1109/AERO.2003.1235204.
4. Инструкции по использованию специализированной библиотеки численного программирования [Электронный ресурс] URL: <https://coin-or.github.io/Ipopt/> (дата обращения 14.08.21)
5. Сайт проекта библиотек и методов нелинейного программирования [Электронный ресурс] URL: <https://web.casadi.org/>, (дата обращения 04.09.21)
6. Abdelaal, M., Fränze, M., Hahn, A. (2018). Nonlinear Model Predictive Control for trajectory tracking and collision avoidance of underactuated vessels with disturbances. Ocean Engineering. 160. 10.1016/j.oceaneng.2018.04.026.

УДК 539.62

Влияние двумерной текстуры на сцепление поверхностей в условиях частичного проскальзывания

А.Н. Любичева, И.Ю. Цуканов

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Создание текстуры на поверхности технологических объектов является эффективным приемом для улучшения их функциональных характеристик. В задачах трибологии текстурированные поверхности играют важную роль при обеспечении сцепления поверхностей, повышения износостойкости и удержания смазки в зоне контакта для различных узлов трения [1, 2]. В случае периодических текстур для исследования взаимодействия упругих тел в условиях частичного проскальзывания применяются аналитические модели; обзор работ представлен в [3].

Схема контакта текстурированной поверхности, описываемой функцией (1), с упругой полуплоскостью показана на рис. 1. К каждому элементу текстуры – выступу, определенному на одном периоде, приложены нормальная P и касательная Q нагрузки. Процесс нагружения состоит из последовательного приложения сначала нормальной, а затем касательной силы.

$$f(x) = A \sin^{2n} \left(\frac{\pi x}{L} \right), \quad (1)$$

где A – высота профиля; L – расстояние между углублениями; n – параметр, задающий радиус кривизны углубления (ширину выступа); $n \in \mathbb{N}^*$. При $n = 1$ профиль имеет синусоидальную форму.

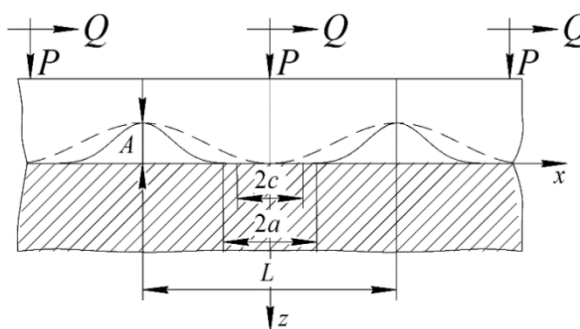


Рис. 1. Схема контакта текстурированной поверхности и полуплоскости при $n = 4$ (сплошная линия) и $n = 1$ (штриховая линия)

Задача решена в рамках двух подходов. Первый рассматривает контакт двух полуплоскостей, которые представляют собой линейно упругие тела, описываемые модулем Юнга E и коэффициентом Пуассона ν . Используется гипотеза плоского деформированного состояния. Для применимости уравнений линейной теории упругости необходимо выполнение условия $A \ll L$. Второй подход основан на применении модели упругого основания, обладающего нормальной и касательной податливостью. Эта модель не требует строгого ограничения на величину высоты профиля и позволяет провести анализ перехода от частичного проскальзывания к полному скольжению для выраженного рельефа. Сопоставление решений, полученных по

двум моделями для малых амплитуд профиля, позволяет подобрать оптимальные характеристики основания.

Для упругой полуплоскости и текстурированной поверхности получено аналитическое выражение для отношения касательной и нормальной нагрузок:

$$\frac{Q}{\mu P} = \frac{\bar{q}}{\mu \bar{p}} = 1 - \left(\frac{\sin^2\left(\frac{\pi c}{L}\right)}{\sin^2\left(\frac{\pi a}{L}\right)} \right)^n, \quad (2)$$

где μ – коэффициент трения, a и c размеры областей контакта и сцепления, $\bar{p} = P/L$ и $\bar{q} = Q/L$ – нормальные и касательные номинальные давления. Для модели основания отношения $Q/\mu P$ и c/a вычисляется с помощью итерационной процедуры для различных параметров текстуры и нагрузочных режимов. Кривые для обеих моделей изображены на рис. 2.

В результате расчетов были получены зависимости контактных давлений и касательных усилий для обеих моделей, проведен выбор параметров модели основания по критерию совпадения величины нагрузки при полном контакте поверхностей для различных показателей степени n функции (1).

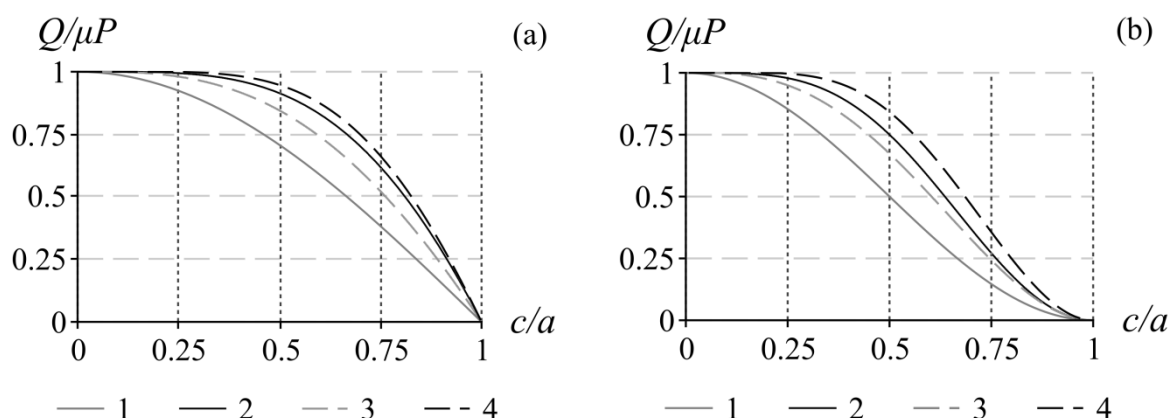


Рис. 2. Зависимость величины $Q/\mu P$ от отношения c/a при $2a = L/2$ (а) и при $2a = L$ (б): модель упругой полуплоскости (кривые 1, 2) и модель основания (кривые 3, 4); $n = 1$ (кривые 1, 3); $n = 2$ (кривые 2, 4)

Показано, что границы областей проскальзывания для модели упругого основания несимметричны относительно начала координат, вследствие того, что приближенно учитывается кривизна профиля с помощью разложения вертикальной и горизонтальной сил на нормальную и касательную компоненты. Модель упругого основания обеспечивает хорошее совпадение кривых $P - a$ с решением для упругой полуплоскости для всех значений n ; при этом с ростом n результаты для двух моделей сближаются. Зависимость ширины области сцепления c , от высоты рельефа A носит немонотонный характер, что заметнее проявляется в случае полного контакта. При этом максимальное значение c с ростом степени n локализуется в области меньших значений высоты профиля, чем в случае синусоидальной текстуры ($n = 1$).

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 19-01-00231 А).

Решение задачи для упругих тел в контакте с текстурированной поверхностью выполнено при частичной поддержке РФФИ (грант № 19-08-00615 А)

Литература

1. Lu P., Wood R.J.K. Tribological performance of surface texturing in mechanical applications – a review // Surf. Topogr.: Metrol. Prop. 2020. 8, 043001.
2. Vencl A., Ivanović L., Stojanović B., Zadorožnaya E., Miladinović S., Svoboda P. Surface texturing for tribological applications: a review // Proc. Eng. Sci. 2019. 1. P. 227.
3. Горячева И.Г., Цуканов И.Ю. Развитие механики дискретного контакта с приложениями к исследованию трения деформируемых тел // ПММ. 2020. Т. 4. С. 757.

Моделирование процесса внедрения иглы в мягкие ткани мозга

Т.Н. Лычёва¹, С. А. Лычев¹

¹Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Задача о внедрении иглы в мягкие ткани мозга возникает при моделировании процессов биопсии и брахитерапии [1]. Экспериментальные методы идентификации предлагаемых математических моделей обсуждаются в [2]. Для решения нелинейных задач о конечных деформациях мягких биологических тканей разработаны специализированные численные алгоритмы [3]. Они, в частности, используются для поиска наиболее щадящих сценариев внедрения [4]. Настоящая работа направлена на развитие подобных моделей.

В первом приближении проникновение иглы в ткань головного мозга можно рассматривать как движение цилиндрического полого стержня вдоль канала, образуемого в результате нарушения сплошности биологической ткани в окрестности кончика иглы. Помимо управляемой силы $P(t)$ и момента $M(t)$, которые приложены к свободному концу иглы, она подвергается реактивному воздействию биологической ткани. Наиболее существенным является усилие трения T , возникающее вдоль зоны контакта между внедренной частью иглы и тканью, и сила R на кончике иглы, определяемая энергией, затраченной на проникновение. При медленном внедрении усилия трения могут быть определены из закона Кулона $T = \kappa S$, где κ – коэффициент трения, а S – нормальная компонента контактного взаимодействия между иглой и мозговой тканью. Величина S может быть найдена в рамках приближения типа Винклера:

$S = ku + \eta \frac{\partial u}{\partial t}$. Здесь k – упругая составляющая реакции ткани, η – вязкая составляющая, u – отклонение

оси иглы. Характеристики тканей определялись на основе экспериментальных данных, приведенных в [5-7]: $k = 10^6$ Па/м, $\eta = 10^6$ Па с/м. Игла моделировалась как полый тонкостенный длинный цилиндр из нержавеющей стали. Длина иглы $l = 0.1$ м. Внешний диаметр кольцевого сечения $D = 0.002$ м, внутренний диаметр – $d = 0.0015$ м, модуль упругости $E = 200$ ГПа, коэффициент Пуассона $\nu = 0,29$. Изгиб иглы формализован в рамках теории Эйлера–Бернулли. Изгибная жесткость $B = E\pi / 64 (D^4 - d^4)$. Для указанных параметров $B = 0,107$ Н м².

Функция изгиба $u(x, t)$ определяется решением начально-краевой задачи:

$$Bu^{(iv)} + H(a-x)(ku + \eta \frac{\partial u}{\partial t}) = 0, u|_{x=0} = u'|_{x=0} = 0, u''|_{x=l} = \frac{M(t)}{B}, u'''|_{x=l} = \frac{P(t)}{B}, u(0) = 0.$$

Решение отыскивается в форме $u = u_0 + u_1$, где u_0 – вспомогательная полиномиальная функция, которая удовлетворяет лишь граничным условиям:

$$u_0 = \frac{x^4}{60a^3} (a(3x - 5a)p + 3(5a - 2x)m). \quad (1)$$

При этом второе слагаемое u_1 должно удовлетворять следующей задаче:

$$\left\{ \frac{\partial^4}{\partial x^4} + \frac{1}{B} \left(k + \eta \frac{\partial}{\partial t} \right) \right\} u_1 = q_0, \quad u_1|_{t=0} = -u_0|_{t=0}, \quad (2)$$

где q_0 означает фиктивную правую часть, определяемую по (1):

$$q_0 = - \left\{ \frac{\partial^4}{\partial x^4} + \frac{1}{B} \left(k + \eta \frac{\partial}{\partial t} \right) \right\} u_0 = - \frac{1}{60a^3 B} \{ ap [kx^4 (3x - 5a) - 120B(a - 3x)] + 3m [kx^4 (5a - 2x) + 120B(a - 2x)] + \eta x^4 [a(3x - 5a)p + 3(5a - 2x)m] \}.$$

Решение задачи (2) может быть представлено в виде разложения

$$u_1 = \sum_{n=1}^{\infty} U_n \phi_n, \quad U_n = U_n(x), \quad \phi_n = \phi_n(t).$$

Здесь U_n – нетривиальные нормализованные решения задачи на собственных значений

$$U^{(iv)} = \left(\frac{\lambda}{a} \right)^4 U, \quad U|_{x=0} = U'|_{x=0} = U''|_{x=a} = U'''|_{x=a} = 0; \quad \text{т.е. } U_1 = \frac{1}{\sqrt{a}}, \quad U_2 = \sqrt{\frac{3}{a}} \left(1 - 2 \frac{x}{a} \right),$$

$$U_n = \frac{1}{\sqrt{\nu_n}} \left\{ e^{-\lambda_n} \sin \left(\lambda_n - \lambda_n \frac{x}{a} \right) - \frac{1 - e^{-2\lambda_n}}{2} \cos \left(\lambda_n \frac{x}{a} \right) + \frac{1 + e^{-2\lambda_n}}{2} \sin \left(\lambda_n \frac{x}{a} \right) - \frac{e^{-\lambda_n \frac{x}{a}} - e^{-2\lambda_n + \lambda_n \frac{x}{a}}}{2} + \frac{e^{\lambda_n \frac{x}{a} - \lambda_n} + e^{-\lambda_n \frac{x}{a} - \lambda_n}}{2} \sin \lambda_n + \frac{e^{\lambda_n \frac{x}{a} - \lambda_n} - e^{-\lambda_n \frac{x}{a} - \lambda_n}}{2} \cos \lambda_n \right\},$$

$$\nu_n = \frac{ae^{-4\lambda_n}}{8\lambda_n} \{ 2\lambda_n + e^{4\lambda_n} (2\lambda_n + 3) - 3(e^{2\lambda_n} + 1)^2 \sin(2\lambda_n) - 12e^{\lambda_n} (e^{2\lambda_n} - 1) \cos \lambda_n + (3e^{4\lambda_n} - 3 - 4\lambda_n e^{2\lambda_n}) \cos(2\lambda_n) + 8e^{2\lambda_n} (3 \cosh \lambda_n - 2\lambda_n \sinh \lambda_n) - 3 \}.$$

Собственные значения λ образуют последовательность: $\lambda_1 = \lambda_2 = 0, \lambda_n = \xi_{n-2}, n=3, 4, \dots, \infty$, где ξ_k является корнем трансцендентного уравнения $\cos \xi = 1 / \cosh \xi$. Коэффициенты Фурье A_n для вспомогательной функции u_0 определяются интегралом $A_n = \int_0^l U_n (u_0|_{t=0}) dx$, т.е.

$$A_1 = -\frac{a^{5/2}(ap - 4m)}{120} \Big|_{t=0}, \quad A_2 = a^{5/2} \frac{13ap - 54m}{840\sqrt{3}} \Big|_{t=0}.$$

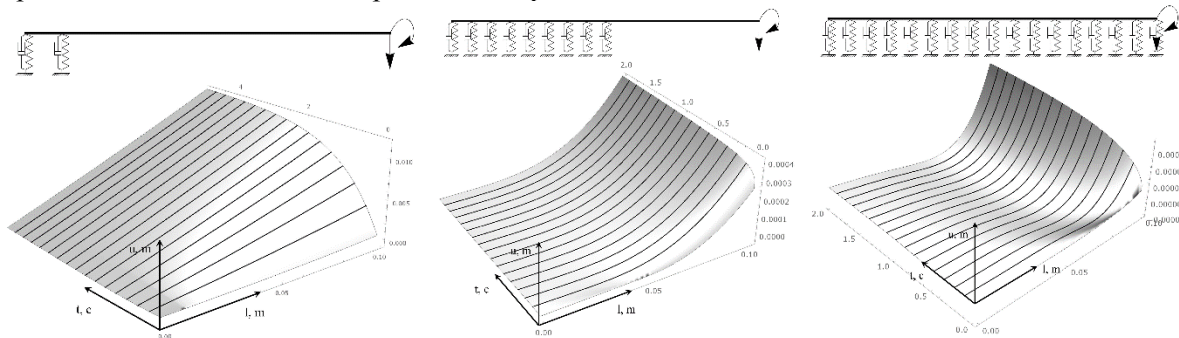
$$A_n = \frac{a^3 e^{\lambda_n}}{30\lambda_n^5 \sqrt{\nu_n}} \{ 2ap \left[120 - \lambda_n^4 + (\lambda_n^4 - 120) \cos \lambda_n - 30\lambda_n \sin \lambda_n \right] \cosh \lambda_n \Big|_{t=0} + 3m \left[20\lambda_n^2 \sin \lambda_n \sinh \lambda_n - 3(\lambda_n^4 - 40)(\cos \lambda_n \cosh \lambda_n - 1) \right] \Big|_{t=0} \}$$

Коэффициенты Фурье для фиктивных нагрузок $\Phi_n = \int_0^l U_n q_0 dx$ можно также получить аналитически.

Координатные функции ϕ_n находятся из решения задачи Коши:

$$\left[\frac{\lambda^4}{a^4} + \frac{1}{B} \left(k + \eta \frac{\partial}{\partial t} \right) \right] \phi_n = \Phi_n, \quad \phi_n(0) = -A_n, \quad \phi_n = \phi_n^0 + \phi_n^*, \quad \phi_n^0 = -A_n e^{-\left(\frac{\lambda^4 B}{a^4} + k \right) \frac{t}{\eta}}, \quad \phi_n^* = \int_0^t e^{-\left(\frac{\lambda^4 B}{a^4} + k \right) \frac{t-\tau}{\eta}} \Phi_0(\tau) d\tau.$$

Результаты вычислительного анализа показаны на рисунке. Поверхности иллюстрируют значения функции смещения относительно пространственных координат и времени. Их можно рассматривать как представление эволюции во времени поперечного движения и изгиба иглы.



Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ 19-58-52004 МНТ_а.

Литература

1. *Fallenstein, G.T., Hulce, V.D., Melvin, J.W.* Dynamic mechanical properties of human brain tissue // *Journal of Biomechanics*. 1969. Vol. 2, Issue 3. P. 217-226.
2. *Millera, K., Chinzeib, K.* Constitutive modelling of brain tissue: Experiment and theory // *Journal of Biomechanics*. 1997. Vol. 30, Issues 11–12. P. 1115-1121.
3. *Lehocky, C.A., Shi, Y. and Riviere, C.N.* Hyper- and viscoelastic modeling of needle and brain tissue interaction // *Computer Science, Medicine, 36th Annual International Conference of the IEEE Engineering in Medicine and Biology Society*, 2014.
4. *Wittek, A., Dutta-Roy, T., Taylor, Z., Horton, A., Washio, T., Chinzei, K. and Miller, K.* Subject-specific non-linear biomechanical model of needle insertion into brain // *Computer Methods in Biomechanics and Biomedical Engineering* April 2008. Vol. 11, N 2. P. 135–146.

Сравнительная оценка трибологических характеристик углеродных композитов в среде инертного газа

П.О. Буковский

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

В работе изучались два типа образцов из углерод-углеродного фрикционного материала (УУКМ). Образцы первого типа были изготовлены на основе отечественного УУКМ марки «Термар-АДФ» на основе дискретного графитизированного волокна длиной 40 мм в готовом материале. Образцы второго типа были изготовлены из углеродного материала Китайского производства. Сам материал представляет собой нетканый войлочный композит [1], который на финальной стадии уплотнения при помощи специальной иглопробивной машины скреплял слои перпендикулярно зоне трения углеродными нитями. Преимущество второго материала заключается в том, что тепло от фрикционного разогрева не аккумулируется на поверхности трения, а равномерно распределяется по всему объему композита. Образцы были изготовлены в виде колец с диаметром 28 мм внешним, 20 мм внутренним и высотой 15 мм из авиационного тормозного диска.

Экспериментальное исследование трибологических характеристик проводилось на лабораторном трибометре УМТ-2 по схеме контакта «кольцо-кольцо» с вариацией контактных давлений P от 0,5 до 1 МПа и скоростей скольжения V от 1 до 4 м/с. Данные нагрузочно скоростные режимы были взяты из имеющихся методик проведения модельных испытаний углеродных композитов тормозных дисков [2]. Во время проведения экспериментов происходил фрикционный разогрев пары трения, при максимальных P и V температура в контакте достигала отметки в 1200 °С. Как известно из литературы [3, 4], так и по собственным экспериментам, при достижении температуры в зоне контакта, равной 400 °С, углерод начинает активно взаимодействовать с кислородом, вызывая его горение, которое сильно искажает показатели износа. Во избежание горения образцов все эксперименты были проведены в среде инертного газа, на рис. 1 продемонстрированы профилограммы боковых поверхностей образцов после экспериментов в воздушной среде (1) и в инертной среде (2).

На рис. 2 изображены зависимости коэффициента трения (а) и интенсивности изнашивания (б) от мощности трения для композитных материалов отечественного (1) и зарубежного (2) производства. Анализ рис. 2б показывает, что интенсивность изнашивания имеет закономерный характер, обусловленный природой углерода. Для исследуемых композитов наблюдается пик интенсивности изнашивания при $PV = 1$, обусловленный сухим трением вследствие испарения влаги из пор композита, а при дальнейшем разогреве углерод переходит в рабочую среду. Из рис. 2б видно, что дополнительное пробивание УУКМ перпендикулярными нитями увеличивают износостойкость самого материала, но стоит заметить, что производство такого материала обходится в разы дороже отечественного, который по своим характеристикам практически не уступает китайскому. А по коэффициенту трения (рис. 2а) существенной разницы между двумя материалами нет. Для получения достоверных результатов интенсивности изнашивания целесообразно проводить испытания в инертной среде, т.к. влияние кислорода при повышенных температурах оказывает сильное влияние на износ.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант №19-19-00548).

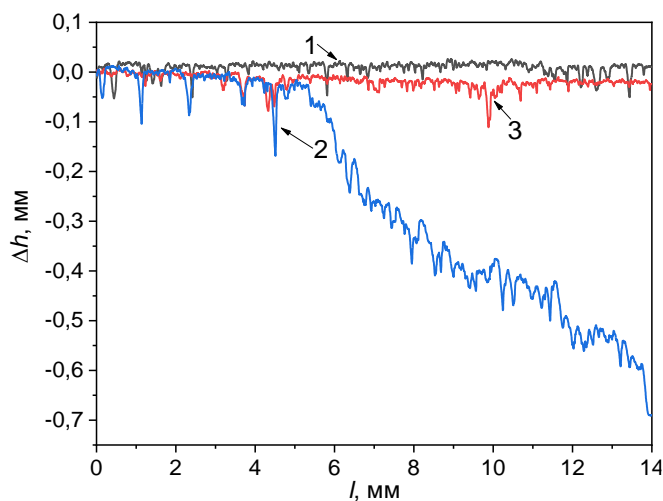


Рис. 1. Зависимость высоты профиля боковой поверхности Δh образца по его длине, где 1 – образец до испытания, 2 – после испытания на воздухе, 3 – после испытания в инертной среде

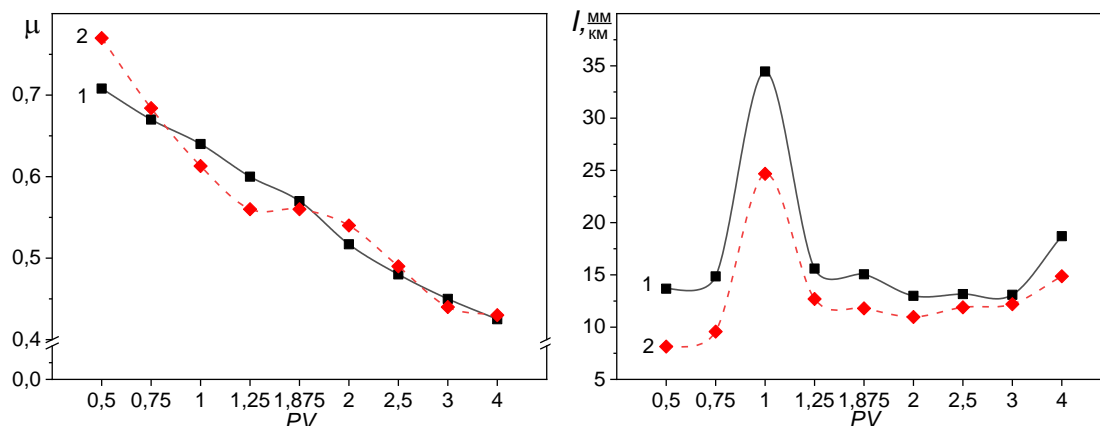


Рис. 2. Зависимости коэффициента трения (а) и интенсивности изнашивания (б) от мощности трения, где 1 – отечественный композит, 2 – зарубежный композит

Литература

1. Wu S., Yi M., Ge Y., Ran L., Peng K. Effect of carbon fiber reinforcement on the tribological performance and behavior of aircraft carbon brake discs // Carbon. 2017. Vol. 117. P. 279-292.
2. Чичинадзе А.В., Албагачиев А.Ю., Кожемякина В.Д., Коконин С.С., Суворов А.В., Кулаков В.В. Оценка фрикционно-износных характеристик отечественных углеродных фрикционных композиционных материалов для нагруженных тормозов самолетов // Трение и износ. 2009. Т. 30, № 4. С. 359-371.
3. Crocker P. and McEnaney B. Oxidation and Fracture of a Woven 2D Carbon-Carbon Composite // Carbon. 1991. Vol. 29. No. 7. P. 881-885.
4. Pogodin V.A., Astapov A.N., Eremkina M.S., Babaytsev A.V., Rabinskiy L.N. Investigation of the Low-Temperature Oxidation Effect on the Structure and Mechanical Properties of C/C Composite // Nanoscience and Technology: An International Journal. 2021. Vol. 12. N 3. P. 29-46.

УДК 539.3

Эволюция дефектов в локальной области контакта текстурированного штампа и гиперупругого полупространства

Т.Н. Лычёва¹

¹Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

В работе исследуются конечные деформации контактирующих гиперупругих тел с распределенными дефектами. Моделирование производится методами геометрической механики континуума [1]. Фундаментальные положения геометрической теории контактного взаимодействия были сформулированы В. Ноллом [2]. Обзор последних достижений в этой области можно найти в [3, 4]. Дефекты рассматриваются как непрерывные поля внутренних источников напряжений. Для их математической формализации тело и его формы представлены гладкими многообразиями, на которых задается неевклидова связность и метрика. Эволюция полей дефектов в процессе контактного взаимодействия определяется кинетическими уравнениями Хассена–Александра–Сумино [5, 6].

Кратко остановимся на геометрических аспектах формулировки проблемы. Отсчетные и актуальные формы контактирующих тел (т.е. образы их конфигураций), будучи гладкими многообразиями, оснащены геометрическими структурами — метрикой и аффинной связностью. На актуальных формах, представляющих тела в физическом пространстве, метрика и связность индуцируются геометрией объемлющего физического пространства и с точностью до замены координат эквивалентны евклидовой метрике. В отличие от них метрика и связность, задаваемые на отсчетной форме, в общем случае неевклидовы. Это позволяет формализовать меры несовместности конечных деформаций в терминах кривизны и кручения неевклидовой связности. Если эти меры заданы заранее, то моделирование процесса деформирования сводится к нахождению такой формы, которую принимает тело в результате композиции обобщенной деформации, представляющей вложение отсчетной неевклидовой формы в физическое пространство, и классической деформации, характеризующей преобразование форм в физическом пространстве для заданных внеш-

них силовых полей. При моделировании конечных деформаций контактирующих тел меры несовместности деформаций заранее не известны и должны быть определены из моделирования процесса взаимодействия. С этой целью решается эволюционная задача [7], в ходе которой определяется изменение контактной области и развитие несовместных деформаций в контактирующих телах. В рамках настоящей работы эволюция полей дефектов определяется из кинетических уравнений, характеризующих взаимное влияние полей напряжений, температуры и дефектов (модель Хассена–Александра–Сумино):

$$K = \int_0^t \mathcal{K} dt, \quad \mathcal{K} = \frac{1}{2} b k_0 N e^{-\frac{Q}{kT}} \left\langle \sqrt{J_2} - A \sqrt{N} \right\rangle^p \frac{S}{\sqrt{J_2}}, \quad \mathcal{N} = k_1 N e^{-\frac{Q}{kT}} \left\langle \sqrt{J_2} - A \sqrt{N} \right\rangle^{p+\lambda},$$

$$J_2 = \frac{1}{2} S : S^T, \quad \langle x \rangle = \begin{cases} x, & x > 0 \\ 0, & x \leq 0 \end{cases}.$$

Здесь K – поле несовместных локальных деформаций (имплант [6]), N – плотность дефектов, S – девiator тензора напряжений Коши, возникающих на актуальной форме, T – абсолютная температура, b – вектор Бюргерса, A – коэффициент пластического упрочнения материала, p, λ, k_0, k_1 – эмпирические коэффициенты.

Напряженное состояние контактирующих гиперупругих тел определяется моделью Муни–Ривлина первого порядка

$$W = C_{10} (\bar{J}_1 - 3) + C_{01} (\bar{J}_2 - 3) + \frac{1}{2} \kappa (J - 1)^2,$$

$$P = \frac{\partial W}{\partial H}, \quad T = J^{-1} H P, \quad H = F K, \quad F^T = I + \nabla u,$$

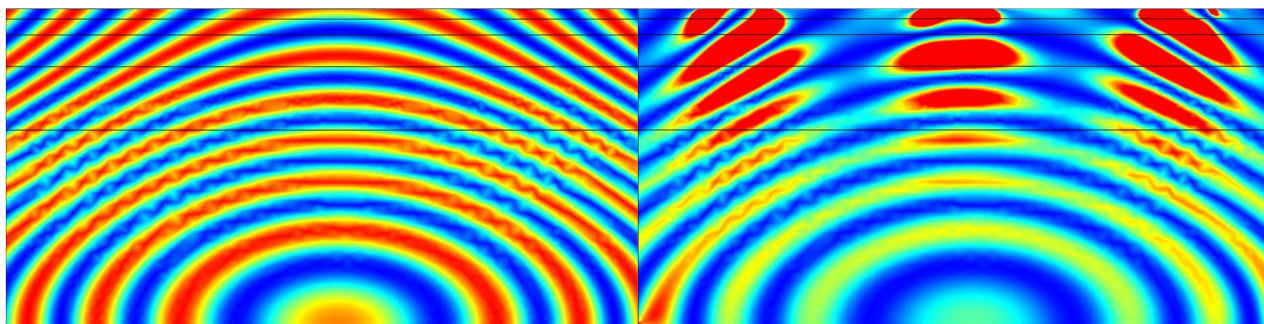
$$\bar{J}_1 = \bar{J}_1(H), \quad \bar{J}_2 = \bar{J}_2(H), \quad J = J(H).$$

Здесь W – функционал запасаемой упругой энергии, T – напряжения Коши в актуальной форме, H – полная локальная деформация, F – градиент упругой деформации, определяющий локальное преобразование напряженной промежуточной формы (напряжения в которой возникают в силу внутренних источников, т.е. полей дефектов) в актуальную.

В рамках развиваемого подхода процесс контактного взаимодействия характеризуется континуальным семейством материальных многообразий, каждый элемент которого определяет контактирующие тела как составное тело. Это позволяет представить взаимодействие как эволюцию тела переменного материального состава, причем изменение материального состава определяется вхождением граничных точек в состав тела. В виду нелинейного характера деформирования, локальные деформации оказываются несовместными, что ведет к накоплению собственных (остаточных) напряжений в системе контактирующих тел.

С помощью предлагаемой методики исследовалось контактное взаимодействие гиперупругого параллелепипеда с текстурированным полупространством. Разработан численно-аналитический алгоритм решения эволюционной задачи, который позволяет учесть влияние характера изменения формы области контактного взаимодействия на эволюцию конечных несовместных деформаций. При ее изменении граничные точки преобразуются во внутренние, причем новые “внутренние” элементарные объемы входят в состав тела, которое к моменту их вхождения уже было напряженным в силу предшествующего деформирования. В этой связи можно утверждать, что контактирующие тела обладают памятью, т.е. их напряженно-деформированное состояние зависит от предыстории процесса.

На основе полученных соотношений произведено вычислительное моделирование контактного взаимодействия гиперупругого тела с текстурированным полупространством. Текстура полупространства определялась микрорельефом, рисунок которого синтезировался на прямоугольной сетке. В ненапряженной форме образующая рельефа имела ступенчатое сечение. Тело, контактирующее с полупространством, также обладало глобальной ненапряженной формой — параллелепипедом. Законы состояния гиперупругого материала определялись трехконстантным потенциалом Муни–Ривлина. Решение эволюционной задачи осуществлялось итерационно, продолжением по параметру. На каждом шаге производилась линеаризация уравнений баланса для внутренних точек по формуле Грина–Ривлина–Шилдта. Распределение полей дефектов в локальной области (в окрестности трех выступов текстуры) в начале процесса контактного взаимодействия и в его финале показаны на рисунке. Начальное распределение дефектов задавалось априорно. Рисунок иллюстрирует существенное перераспределение дефектов непосредственно под зоной контакта.



а

б

Рис.1 Распределение дефектов в локальной области под текстурированным штампом до начала контактного взаимодействия (а) и после его завершения (б). Изолинии плотности дефектов соответствуют одному цвету

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ Проект № 19-01-00231 А.

Литература

1. *Epstein. M.* The Geometrical Language of Continuum Mechanics. Cambridge University Press. 2010. 326 p.
2. *Noll W.* The Geometry of Contact, Separation, and Reformation of Continuous Bodies. // Arch. Rational Mech. Anal. 1993. V. 122. P. 197–212.
3. *Ciarlet P.G., Necas J.* Injectivity and self–contact in nonlinear elasticity // Arch. Rational Mech. Anal. 1987. V. 97, N 3. P. 171–188.
4. *Schuricht F.* A New Mathematical Foundation for Contact Interactions in Continuum Physics // Arch. Rational Mech. Anal. 2007. V. 184.
5. *Yonenaga, I.; Sumino, K.* Dislocation dynamics in the plastic deformation of silicon crystals I. Experiments // Phys. Status Solidi A 1978, 50, P. 685-693.
6. *Suezawa, M.; Sumino, K.; Yonenaga, I.* Dislocation dynamics in the plastic deformation of silicon crystals. II. Theoretical analysis of experimental results // Phys. Status Solidi A. 1979, 51. P 217-226.
7. *Lychev S.A., Koifman K.G.* Geometry of Incompatible Deformations: Differential Geometry in Continuum Mechanics. De Gruyter. 2019. 408 p.

УДК 539.3

Исследование влияния частиц износа на трение и изнашивание при качении

А.Р. Мещерякова

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

В работе проводится моделирование контакта трения качения упругих тел при наличии слоя третьего тела, который образуют частицы износа, нанесенная смазка и возможное загрязнение поверхности. Исследуется влияние коэффициента трения скольжения относительного проскальзывания и свойств вязкоупругого слоя на распределение касательных напряжений и конфигурацию под областей сцепления и проскальзывания, силу сопротивления качению и скорость накопления контактно-усталостных повреждений.

Рассматривается задача качения упругого тела по упругому основанию, покрытому тонким вязкоупругим слоем. Материалы катящегося тела и основания считаются одинаковыми. Механические свойства слоя третьего тела описываются линейными моделями Максвелла в нормальном и касательном направлениях [1]:

$$\frac{dw_3(x, y)}{dx} = \frac{h}{E_n} \left(-\frac{p(x, y)}{VT_n} + \frac{dp(x, y)}{dx} \right) \quad (1)$$

$$\frac{d\overset{\Gamma}{u}_3(x, y)}{dx} = \frac{h}{E_\tau} \left(-\frac{\overset{\Gamma}{\tau}(x, y)}{VT_\tau} + \frac{d\overset{\Gamma}{\tau}(x, y)}{dx} \right) \quad (2)$$

где T_n (T_τ) и E_n (E_τ) – время релаксации и модуль упругости материала слоя в направлении оси Oz (Ox), $p(x, y)$ – контактное давление, $\overset{\Gamma}{\tau}(x, y)$ – касательные напряжения, $w_3(x, y)$, $\overset{\Gamma}{u}_3(x, y)$ – нормальное и касательные перемещения слоя, h – толщина слоя, V – скорость качения.

Задача нахождения контактного давления решается методом полос, предложенным Хейнсом и Олпертоном [2], который позволяет получить приближенное решение. Для нахождения касательных контакт-

ных напряжений применяется вариационный подход, в котором минимизируется функционал, построенный с учётом граничных условий для напряжений и перемещений в области контактного взаимодействия [3]:

$$F\left[\frac{\tau}{\tau}, \frac{s}{s}\left(\frac{\tau}{\tau}\right)\right] = \int_{\Omega} (\mu p(x, y) |s(x, y)| - (\frac{\tau}{\tau}(x, y), \frac{s}{s}(x, y))) dx dy \quad (3)$$

Доказательство эквивалентности задачи минимизации функционала (3) задаче нахождения контактного касательного напряжения в области контакта, удовлетворяющей граничным условиям, приведено в [3].

На рис. 1 показаны распределения касательного напряжения при постоянной нагрузке и коэффициенте трения скольжения и разных значениях относительного продольного проскальзывания и отношения времени релаксации слоя в касательном и нормальном направлениях.

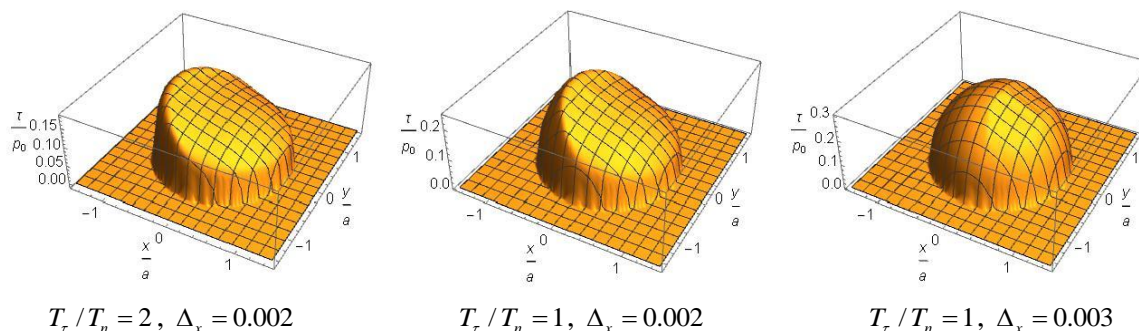


Рис. 1. Распределение касательного напряжения в области контакта при $\mu = 0.3$ и разных значениях относительного продольного проскальзывания Δ_x и свойств слоя T_τ / T_n

Результаты численных расчётов показывают, что наличие вязкоупругого слоя влияет на распределение контактных давлений и касательных напряжений в области контакта. С увеличением параметра T_τ / T_n , характеризующего релаксационные свойства слоя, уменьшается размер подобласти проскальзывания и касательная сила. Полученные распределения контактного давления и касательного напряжения затем используются для анализа влияния свойств слоя на напряженное состояние основания и скорость накопления контактно-усталостных повреждений.

Результаты моделирования фрикционного контакта и изнашивания с учетом свойств третьего тела могут использоваться для разработки рекомендаций по модификации поверхностей в различных узлах трения.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Министерства по науке и технологиям Тайваня в рамках научного проекта № 21-58-52006.

Литература

1. Кристенсен Р. Введение в теорию вязкоупругости. Москва : Мир, 1974.
2. Haines D.J., Ollerton E. Contact stress distributions on elliptical contact surfaces subjected to radial and tangential forces // Proc. Inst. Mechanical Eng. 1963. V. 177. P. 95–114.
3. Гольдштейн Р.В. [и др.] Решение вариационными методами пространственных контактных задач качения с проскальзыванием и сцеплением // Успехи механики. 1982. Т. 5, № 3/4. С. 60–102.

УДК 539.62

Изнашивание неоднородного тела с периодической структурой в вязкой среде

А.Н. Любичева, А.М. Мезрин

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

В работе представлены теоретический и экспериментальный подходы к исследованию изнашивания локально упрочненных тел в присутствии жидкости в зазоре между поверхностями. Третье тело, состоящее смазки, частиц абразива или износа, влияет на формирование рельефа поверхности при изнашивании. Сов-

местное влияние частиц износа в зоне трения и вязкоупругих свойств поверхностных пленок было исследовано в [1] экспериментально. В этой работе показано, что не только вид наполнителя композита, формирующий частицы износа, но и свойства пленок влияют на вид износа (абразивный или адгезивный), на его интенсивность, а также на значение коэффициента трения. Удалось оценить влияние скорости скольжения на измеряемые характеристики, которое проявляется в случае взаимодействия реологических материалов. Эффект переноса полимерной пленки на поверхность контртела был экспериментально отмечен в работе [2]. Здесь исследовано изнашивание при фреттинге в паре титановый сплав – политетрафторэтилен, подтверждено существование стационарного режима изнашивания, изучено влияние скорости скольжения и нагрузки на формирование полимерной пленки.

Для исследования влияния вязкости промежуточной среды на формирование рельефа неоднородного тела при изнашивании проведены экспериментальные исследования на машине трения UMT-2 (CETR, США) по схеме трения «кольцо-диск». Для формирования третьего тела использованы масла различной вязкости (№ 1 – SAE 0w20 и № 2 – SAE 80w90) с добавлением порошка TiO_2 в качестве абразива. Нагрузка на образец составила 200 Н, постоянная угловая скорость вращения, обеспечивает линейную скорость скольжения 0.5 м/с на дорожке трения, длительность одного испытания три часа.

Образец представляет собой диск из незакаленной стали ШХ-15 диаметром 48 и толщиной 10 мм с зональным лазерным закаливанием на рабочем торце в форме трех дорожек шириной 4 мм, расположенных под 60° друг к другу. Значения твердости незакаленной и закаленной областей составили 45–50 HRC и 65–70 HRC, соответственно. Контробразец выполнен из резины в виде кольца с внутренним и внешним диаметрами, равными 41 и 55 мм.

После испытаний на изнашивание дорожка трения приобрела характерный для неоднородного тела рельеф: закаленные участки возвышаются над незакаленной поверхностью (рис. 1). При этом профиль поверхности в окружном направлении не симметричен по отношению центру закаленной части; с набегающей стороны переход к упроченной зоне имеет более пологий рельеф, чем со сбегающей в сторону неупрочненной поверхности. Последний эффект повторяется для обоих смазочных материалов, но для менее вязкого масла № 1 он выражен ярче, чем для густого № 2.

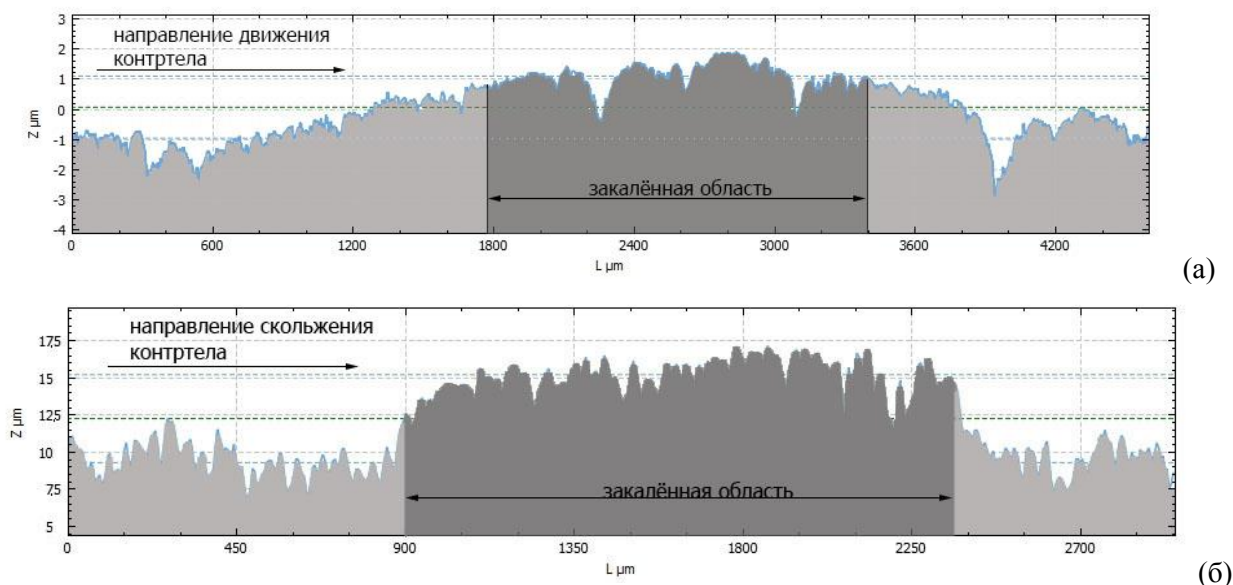


Рис. 1. Продольный профиль дорожки трения поперек закаленной зоны образца (а) – для масла № 1, (б) – для масла № 2.

В работах [3–4] при моделировании учтено неравномерное изнашивание компонентов неоднородного материала, имеющего периодическую структуру. Ниже рассмотрена постановка двумерной износо-контактной задачи о взаимодействии неоднородного тела, имеющего регулярную структуру, и однородного упругого контртела при наличии вязкого слоя между ними (рис. 2). Для описания свойств слоя при деформировании применяется одномерная модель Максвелла, считается, что слой сцеплен с однородным телом. Нагрузка на период P/l , скорость скольжения на границе раздела слоя и неоднородного тела V , толщина слоя h .

Неоднородность материала учитывается зависимостью коэффициента интенсивности изнашивания от его твердости, которая представляет собой кусочно-постоянную функцию:

$$K_{\omega}(x) = \begin{cases} K_{\omega 1}, & x \in [nl, a + nl], \\ K_{\omega 2}, & x \notin [nl, a + nl], \end{cases} \quad (1)$$

где $K_{\omega}(x)$ – коэффициент интенсивности износа, a – размер упрочненной зоны; l – период неоднородности поверхности.

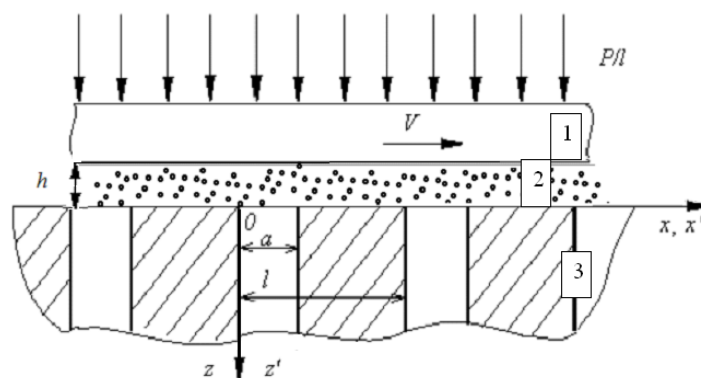


Рис. 2. Схема контакта упругого индентора (1) и неоднородного полупространства (3) при наличии промежуточной среды (2)

В результате моделирования получена зависимость формы поверхности от параметров упрочнения, скорости скольжения и вязких характеристик промежуточной среды, а также нагрузки на период.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 21-58-52006 МНТ А).

Литература

1. *Morioka Yu., Tsuchiya Yu., Shioya M.* Influence of viscoelasticity on friction coefficient of abrasive wear for filler-dispersed polyamide 6 // *Wear*. 2015. V. 324–325. P. 17.
2. *Toumi S., Fouvry S., Salvia M.* Prediction of sliding speed and normal force effects on friction and wear rate evolution in a dry oscillating-fretting PTFE/Ti-6Al-4V contact // *Wear*. 2017. V. 376–377. P. 1365

УДК 519.688

Новое окружение OPENAI GYM для модели капсульного вибрационного робота

А.М. Нунупаров, Н.В. Сырых, А.Н. Суханов

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

В данной работе представлено новое окружение для OpenAI Gym. Оно является моделью капсульного робота, рассмотренного в статье [1] и имеет дискретное пространство действий и непрерывное пространство состояний. Пространство действия имеет всего два возможных состояния: напряжение подаётся и равно максимальному для соленоида (в нашем случае задано 12 В) и напряжение отсутствует. Таким образом, агент должен научиться управлять системой, используя сигнал похожий на ШИМ, но с динамически изменяющейся скважностью. Робот (агент) движется по прямой в одномерном пространстве (как по направляющей). Задача для агента ставится следующим образом: управляя напряжением, нужно получить максимальную среднюю скорость движения в заданную сторону. Задача максимизации именно средней скорости ставится из-за особенностей движения системы типа капсульный вибрационный робот: мгновенная скоростью может быть равной нулю или даже отрицательной, в то время как в среднем робот будет двигаться в заданном направлении. В окружении задаётся длина одного эпизода, равная 200 временных шагов, а функция вознаграждения задаётся как средняя скорость за прошедшие n -временных шагов. На данный момент n принято равным 5, но этот параметр ещё возможно оптимизировать. Эпизод прекращается, если робот начнёт двигаться в противоположном заданному направлению, а также по достижению 200 временных шагов. За каждый период, на котором средняя скорость робота была ниже граничной, агент получает штраф в размере 1/10 от накопленного за эпизод вознаграждения. Наше окружение является полностью детерминированным. Особенности данного окружения являются его нелинейность, а также периодичность движения.

Динамика робота задаётся уравнениями из [1].

Уравнение движения для корпуса робота массой M описывается следующим образом:

$$M\ddot{x} = c\xi - F_e + F_{fr}(x) \quad (1)$$

Уравнение движения для сердечника массой m при этом выглядит так:

$$m(\ddot{\xi} + \ddot{x}) = -c\xi + F_e \quad (2)$$

Сила F_e зависит от подаваемого на соленоид напряжения.

В рассматриваемой системе присутствует нелинейность, которая выражается в законе силы трения $F_{fr}(x)$, которая изменяется по нелинейному закону:

$$F_{fr}(x) = \begin{cases} -N \operatorname{sign}(x), & \text{если } x \neq 0, \\ -c\xi + F_e, & \text{если } x = 0 \text{ и } |c\xi - F_e| \leq N, \\ -N \operatorname{sign}(c\xi - F_e), & \text{если } x = 0 \text{ и } |c\xi - F_e| > N \end{cases} \quad (3)$$

где c – жёсткость пружины, x – координата корпуса, ξ – координата сердечника, F_e – электромагнитная сила со стороны соленоида, N – нормальная реакция опоры. Другая нелинейность содержится в модели электромагнитного взаимодействия внутреннего тела и корпуса. Решается данная система численно с помощью метода Эйлера, который встроено в окружение.

Таким образом построенное окружение позволяет проводить исследования с целью получения управляющего сигнала методом машинного обучения с подкреплением RL, что значительно проще и быстрее чем эксперименты на материальной модели робота, так как за несколько минут реального времени система может перебрать огромное количество вариантов управляющего сигнала.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ номер 21-31-70005 мол_a_мос.

Литература

1. Нунупаров А.М. Динамика и управление движением капсульного робота с возвратной пружиной // Труды 61-й Всероссийской научной конференции МФТИ. Аэрокосмические технологии. Москва–Долгопрудный–Жуковский. 2019. С. 25–27.

УДК 551.466.73

Анализ приливных колебаний уровня Карского моря по данным прибрежных наблюдений

М.Е. Куликов, И.П. Медведев

Институт океанологии им. П.П. Ширшова РАН, Москва

Приливы играют существенную роль в мезомасштабных колебаниях уровня Арктических морей. Отличительной особенностью приливов в этом регионе является сезонная изменчивость гармонических постоянных, которая обусловлена изменениями гидрометеорологических условий в течение года [2]. В данном исследовании проводится анализ приливных колебаний уровня Карского моря на основе натуральных измерений.

Используются продолжительные записи ежечасных наблюдений за уровнем, полученные с прибрежных станций, расположенных в различных частях моря. Для выделения приливов из суммарного уровня моря в настоящей работе применялся метод гармонического анализа при помощи МНК в вычислительной среде MATLAB при помощи программы T_Tide [5].

Анализ приливов включает выделение гармонических постоянных (амплитуд и фаз прилива) с установлением их сезонной изменчивости для наиболее значимых суточных и полусуточных приливных волн. Также производился анализ сезонной изменчивости некоторых мелководных гармоник прилива [1]. Размах сезонного хода для главной лунной полусуточной гармоники M_2 составляет порядка 20–40% для различных станций Карского моря, что превышает аналогичный размах для станций в Белом море, приближаясь к значениям сезонного размаха прилива в морях Сибирского континентального шельфа [4]. Для практических задач, таких как прибрежное строительство морском шельфе и судоходства, необходимо учитывать максимальные уровни приливов [3]. Одной из наиболее часто используемых характеристик является величина полусуточного сизигийного прилива R_{spr} , которая рассчитывалась как среднее значение удвоенной суммы амплитуд двух главных полусуточных составляющих: $R_{spr} = 2(H_{M_2} + H_{S_2})$. Также была рассчитана максимально возможная величина прилива R_{abs} , которая соответствует максимальной разнице между полной и малой водой в течение одних лунных суток за предвычисленный нодальный период (18.6 лет) (рис. 1).

Работа выполнена в рамках государственного задания ИО РАН (тема № 0128-2021-0004) и при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-35-90096.

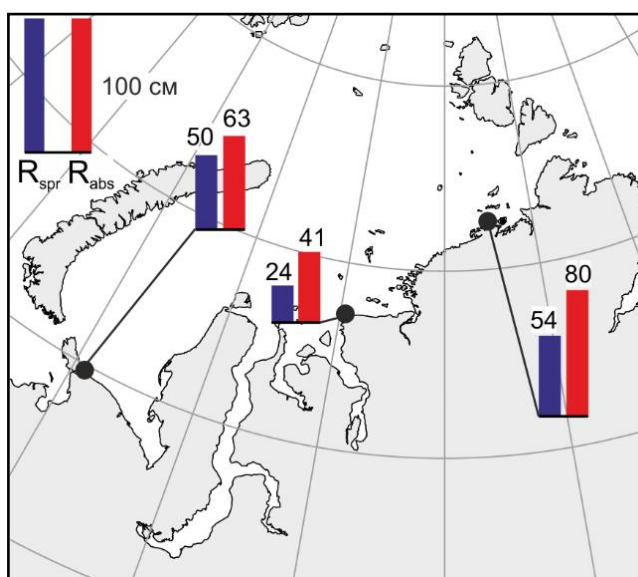


Рис. 1. Экстремальные характеристики прилива (в см): R_{spr} – средний сизигийный прилив, R_{abs} – максимально возможная величина прилива

Литература

1. *Войнов Г.Н.* О сезонной изменчивости гармонических постоянных 1/4-суточных и 1/6-суточных волн приливов в Баренцевом и Белом морях // *Метеорология и гидрология*. 2007. № 4. С. 55–68.
2. *Прошутинский А.Ю.* Колебания уровня Северного ледовитого океана. СПб. : Гидрометеоздат. 1993. 216 с.
3. *Kulikov M.E., Medvedev I.P., Kondrin A.T.* Features of Seasonal Variability of Tidal Sea-level Oscillations in the Russian Arctic Seas // *Russian Meteorology and Hydrology*. 2020. V. 45. No. 6. P. 411-421. doi: 10.3103/S1068373920060047.
4. *Kulikov M.E., Medvedev I.P., Kondrin A.T.* Seasonal variability of tides in the Arctic Seas. *Russ // J. Earth Sci.* 2018. V. 18. ES5003. doi:10.2205/2018ES000633.
5. *Pawlowicz R., Beardsley B., Lentz S.* Classical tidal harmonic analysis including error estimates in MATLAB using T_TIDE // *Computers & Geosciences*. 2002. V. 28,. No. 8. P. 929–937.

УДК 551.465.45

Исследование плюма реки Пясины в Карском море

М.Ю. Григорьева¹, А.А. Осадчиев^{1,2}, В.А. Кречик³, Д.И. Фрей², Н.Б. Степанова^{1,2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Институт океанологии имени П.П. Ширшова РАН, Москва

³Атлантическое отделение Института океанологии имени П.П. Ширшова РАН, Калининград

Введение

Работа посвящена описанию распространения и перемешивания стока реки Пясины в Карском море и сравнению характеристик этого процесса за разные годы. В работе рассматривается центральная часть Карского моря. С полуострова Таймыр в южной части рассматриваемого участка в Карское море втекают крупные реки Обь и Енисей. Восточнее располагается река Пясины, сток которой рассматривается в данной работе. Большая часть пресноводного стока поступает в Карское море с водами крупных рек Оби и Енисея (годовые стоки составляют 530 км³ и 630 км³ соответственно) (Gordeev et al., 1996). Пясины имеет существенно меньший объем стока (90 км³) (Gordeev et al., 1996), поэтому при изучении опреснения поверхностного слоя в Карском море этой реке уделяется существенно меньше внимания. Однако этого объема, по-видимому, достаточно для формирования большого по площади плюма Пясины. Из-за того, что реки Обь, Енисей и Пясины впадают в Карское море на небольшом расстоянии друг от друга (порядка 200 км), их плюмы сливаются в единую область опреснения, что затрудняет детектирование и исследование характеристик плюма Пясины. В данной работе производится описание и сравнение плюма данной реки за разные годы по результатам нескольких экспедиций в район Карского моря.

Данные и методы

Основные данные, использовавшиеся в работе, были собраны в рамках 58-го рейса НИС «Академик Иоффе» в Карское море. Также дополнительно анализировались данные, собранные в трех экспедициях в Карское море в 2013, 2014 и 2018 годах на НИС «Академик Мстислав Келдыш» и «Профессор Штокман», по которым был проведен сравнительный анализ пространственных характеристик и солёности плюма Пясины за разные года. Натурные измерения включали в себя измерения поверхностной солёности моря с помощью зонда AML-BaseX или термосалинографа SBE21, установленного в проточную систему, а также вертикальной термохалинной структуры с помощью зонда SBE19p, установленного на розетке. Анализировались данные поверхностной структуры моря на участке вблизи устья реки Пясины и вертикальных зондирований при движении зонда от поверхности до дна. По полученным данным строились графики солёности в акватории, прилегающей к устью реки Пясины, вертикальные разрезы поперек границы плюма, а также вертикальные профили на станциях внутри и вблизи границы плюма. Положение плюма по данным поверхностной солёности сопоставлялось с данными реанализа ветра ERA-Interim (ERA5 для 2021 года).

Результаты

Была построена вертикальная структура солёности по данным натурных измерений на разрезе от Енисейского залива к Пясинскому заливу. На этом разрезе видно, что опресненный слой составляет примерно 10–11 метров в глубину (определяемой до изохалины 20) и практически не меняется на протяжении всего разреза. Поверхностная солёность на разрезе в свою очередь резко изменяется, в Енисейском заливе она равна 5, далее возрастает до 9.5, а в Пясинском заливе падает до 7.5. Наличие двух изолированных областей пониженной солёности говорит о том, что по имеющимся данным можно разделить енисейские и пясинские воды.

Плюм Пясины хорошо отделяется от плюма Енисея на вертикальном профиле солености на станции, наиболее близкой к устью Пясины. Воды Пясины распространяются поверх плюма Енисея, образуя резкий скачок солености на глубине 6.5–7.5 метров. Граница опресненного поверхностного слоя (плюм Пясины и плюм Енисея) составляет около 10 метров.

Область распреснения также видна на распределении поверхностной солености, построенной по ходу движения судна. По мере отдаления от реки виден постоянный уровень солености 7.5 на расстоянии порядка 60 км, затем происходит резкое увеличение солености в поверхностном слое, по-видимому, маркирующее внешнюю границу плюма Пясины. В период измерений дул южный и юго-западный ветер (7–8 м/с), что привело к наблюдаемому смещению плюма на север. Площадь плюма Пясины в этот период можно оценить в 10 000 км².

Пространственные размеры плюма Пясины также оценивались по измерениям в поверхностном слое в рассматриваемом регионе в 2013, 2014 и 2018 годах и сравнивались с направлением господствующего ветра. Измерения 25–27 сентября 2018 года четко детектировали понижение солености в плюме Пясины до 13–14, хорошо заметные на фоне повышения солености до 20–22 к востоку и западу от плюма. Траектория судна пересекла плюм Пясины с запада на восток, пясинские воды регистрировались на протяжении около 100 км. В течение нескольких дней, предшествовавших измерениям, в этом регионе дул сильный южный ветер (10–11 м/с), что привело к распространению плюма на север. По имеющимся данным площадь плюма в этот период можно оценить в 12 000 км². 21–23 сентября 2014 года на проходе вдоль Пясинского залива также регистрировалось понижение солености, связанное с распространением плюма Пясины, но менее сильное (с 12–14 до 10) и на меньшем участке (50 км). В этот период регистрировался умеренный юго-западный ветер (4–7 м/с), что, по-видимому, привело к смещению плюма на северо-восток вдоль побережья Таймыра. 5–7 сентября 2013 года падения солености около Пясинского залива на графике не наблюдается, по-видимому, из-за воздействия северного и северо-восточного ветра (4–5 м/с), прижавшего плюм к берегу.

По данным разреза солености 2021 года при использовании значения среднегодового стока Пясины была посчитана площадь опреснения от плюма реки. Ее значение составило 9 650 км². Для сравнения по карте и данным термохалинной характеристики была определена граница общей области опреснения от рек Оби, Енисея и Пясины (граница солести была проведена по изохалине 20), а затем оценена площадь опреснения, которая составила около 125 000 км².

Выводы

Работа посвящена малоизученному плюму Пясины, который формируется в Пясинском заливе и распространяется на значительную площадь в прилегающей акватории Карского моря. Натурные измерения в августе и сентябре в 2013, 2014, 2018 и 2021 годах показали, что область распространения плюма Пясины пересекается с областью распространения плюма Енисея, из-за этого формируется трехслойная структура с более пресными пясинскими водами в поверхностном слое и более солеными (из-за перемешивания на пути из Енисейского залива на восток) енисейскими водами в промежуточном слое. Это позволяет детектировать плюм Пясины как изолированную (от Енисейского залива) область пониженной солености (на несколько промилле) как по данным измерений в поверхностном слое, так и по данным вертикальных зондирований. При этом площадь плюма Пясины оценивается в 10 000 км², что составляет 8% от общей площади опресненного поверхностного слоя в центральной части Карского моря в августе–сентябре (125 000 км²).

Литература

1. *Osadchiev A.A., Frey D.I., Shchuka S.A., Tilina N.D., Morozov E.G., & Zavialov P.O.* Structure of the freshened surface layer in the Kara Sea during ice-free periods // *Journal of Geophysical Research*, 2021.

УДК 551.46

Применение методов машинного обучения для автоматического создания маски льда на радиолокационных спутниковых снимках Sentinel-1

М.В. Захаржевский¹, И.Е. Козлов², М.А. Креницкий^{1,3}, А.А. Осадчиев^{1,3}, Н.Б. Степанова^{1,3}

¹Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

²Морской гидрофизический институт

³Институт океанологии имени П.П. Ширшова

В данной работе рассмотрены перспективы применения методов машинного обучения для автома-

тического создания маски льда. Sentinel-1A и Sentinel-1B – европейские радиолокационные спутники Европейского космического агентства, запущенные в рамках программы Copernicus. Съёмочная аппаратура спутников – C-band SAR [1], длина волны около 6 см. Спутники имеют цикл 12 дней, за который совершают около 175 орбитальных оборотов, что позволяет использовать их в целях изучения различных субмезомасштабных процессов, вихрей, а также мониторинга морского льда. Спутниковые изображения позволяют изучать морской лёд и различные процессы (например, влияние вихрей на расположение морского льда или влияние внутренних волн на процесс его формирования и разрушения), поэтому существует необходимость создания маски льда, классификации элементов изображения на категории вода/лёд или вода/не вода (в зависимости от цели исследования). Также спутники позволяют изучать мировые воды Арктического или Антарктического бассейна в тех регионах или в тот период, когда затруднена или невозможна экспедиционная работа или другие виды наблюдений *in situ* в связи со сформированными ледяными массивами. Была поставлена задача изучения возможности автоматического создания маски льда без потери пространственного разрешения и относительно небольшими вычислительными затратами.

Спутниковые снимки Sentinel-1 имеют поляризации HH и HV. В рамках данной работы признаковым описанием изображения было принято значение интенсивности канала HV в целях наименьшей разницы между значениями элементов изображения, относящихся к воде, с элементами изображения, относящимися к льду. Элементы изображения, относящиеся к суше, были убраны из выборки. Спутниковое изображение было получено в формате NetCDF4. Одно спутниковое изображение имеет вид таблицы, в элементах которой содержатся значения интенсивности. К спутниковому изображению был применен метод сглаживания скользящей средней (было подсчитано среднее значение по столбцам и было вычтено из каждого элемента данного столбца, после чего значения элементов на полосах приблизительно сравнялись со значением элементов вне полос) в целях дестрайпинга. На изображении сильнее всего проявляются вертикальные полосы и при применении модели они вызывают наибольшую ошибку, так как значения элементов спутникового снимка на полосах приблизительно равны значению интенсивности элементов изображения льда, визуализацию спутникового изображения, полученную с помощью программы SNAP, можно увидеть на рис. 1. Причины появления шума в виде полос – низкая интенсивность обратного рассеяния, изменчивые показания, считываемые разными сенсорами и т. д. В ходе дальнейшей работы над проектом планируется генерация изображения шума с использованием восстановления регрессии по спутниковым изображениям с минимальным количеством элементов, не относящимся к воде, затем генерация его по размеру обрабатываемого снимка и вычет из элементов обрабатываемого снимка элементов сгенерированного шума. Было замечено, что средние значения элементов изображения, относящихся к воде, на разных спутниковых снимках приблизительно равны (без учета элементов «полос»), однако значения элементов изображения, относящихся ко льду, имеют больший разброс.

Выбранной моделью машинного обучения является модель машинного обучения без учителя K-Means [2] в связи с небольшими вычислительными затратами при ее обучении и применении и бимодальностью распределения значений интенсивности элементов изображения, метрикой расстояния – разницей между значениями элементов. Объектом является элемент спутникового изображения, прошедший дестрайпинг, кластеризуются объекты в 2 категории. Таким образом, результатом применения модели машинного обучения является матрица со значениями 0 или 1 (принадлежность объекта спутникового изображения с такими же значениям номера столбца и номера строки к «воде» или «не воде»). Обработка и изучение распределения значений интенсивности спутникового изображения проводилась с помощью языка программирования Python и библиотек NetCDF4, Numpy, Scipy, Scikit-learn и Matplotlib. Полученные матрицы были визуализированы с помощью языка Python и библиотеки Matplotlib, рис. 2.

Модель была обучена на половине элементов изображения изначального спутникового снимка, приблизительное время обучения – 5 минут на компьютере с частотой CPU 1.7 ГГц, время применения работы – приблизительно 5 минут.

В результате данной работы было установлено, что при использовании методов машинного обучения для получения маски льда получаемая матрица зависит от проведенной обработки данных и имеет приемлемое качество, установленное визуальным сравнением. Применение и обучение модели занимают сравнительно малое время. С полученной матрицей возможна дальнейшая работа - например, понижение разрешения, кластеризация ледяных массивов и т. д.

Работа выполнена в рамках программы «Плавающие университеты» при поддержке
Министерства науки и высшего образования Российской Федерации
и Фонда целевого капитала МФТИ.

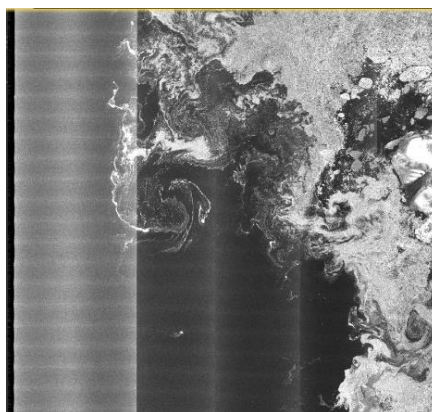


Рис. 1. Визуализация изначального спутникового снимка с помощью программы SNAP, канал HV

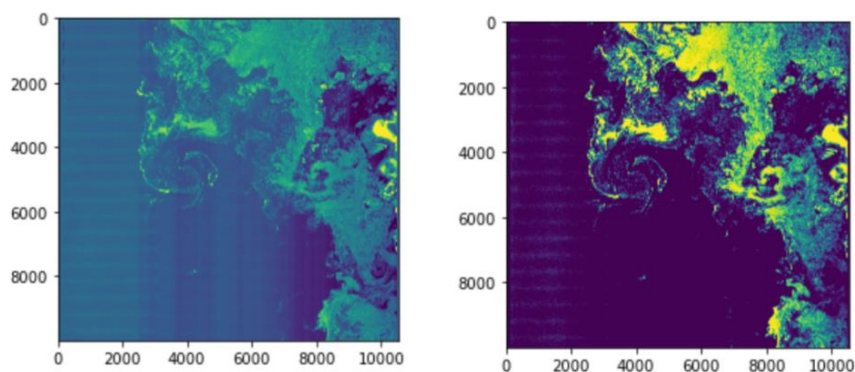


Рис. 2. Визуализация прошедших дестрайпинг данных и полученной с помощью модели матрицы с помощью языка программирования Python

Литература

1. *Geudtner D., Torres R., Snoeiji P., Davidson M., Rommen B.* Sentinel-1 System capabilities and applications // IEEE. 2014. P. 1457-1460.
2. *Hartigan J.A., Wong M.A.* Algorithm AS 136: A K-Means Clustering Algorithm // Journal of the Royal Statistical Society. Series C (Applied Statistics). 1979. Vol. 28. P. 100-108.

УДК 551.521.327, 504.32, 551.501.776, 551.508.761

Оценка проходящего коротковолнового потока солнечной радиации на основе визуальных сцен видимой полусферы небосвода

***В.С. Кошкина¹, М.А. Крицкий², Н.Н. Аникин¹, М.А. Борисов¹, А.А. Осадчиев²,
Н.Б. Степанова^{1,2}***

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Институт океанологии им. П.П. Ширшова РАН

Солнечная радиация является основным источником энергии на Земле. Главным физическим фактором, ограничивающим потоки проходящей радиации, является отражение на верхней границе облаков. Как следствие, функционирование многих отраслей экономики зависит от количества и формы облаков. Применяющиеся в современных моделях климатического прогноза и прогноза погоды физические модели, описывающие прохождение излучения через облачность, – вычислительно чрезвычайно затратный вариант оценки проходящих на поверхность потоков радиации. Поэтому используются параметризации – упрощенные схемы оценки проходящих потоков. Существующие параметризации являются эмпирическими закономерностями, и в них может не учитываться всё разнообразие облачных ситуаций, встречающихся в природе, вследствие чего снижается качество аппроксимации проходящих радиационных потоков. Целью настоящей работы является уточнение существующей параметризации проходящего коротковолнового по-

тока по характеристикам облачности. Конкретная задача, решаемая в настоящем исследовании – построение модели машинного обучения (МО) для аппроксимации приходящего коротковолнового потока по оптическим снимкам небосвода в предположении, что в фотографии полностью заключена информация о приходящем коротковолновом излучении.

Для решения этой задачи в рамках 58-й экспедиции НИС "Академик Иоффе" в Карское море были проведены попутные измерения приходящего коротковолнового потока и оптическая съемка облачности. На основе этих данных были построены и оптимизированы модели МО и оценены показатели качества полученных решений. В рамках работ экспедиции было собрано 542`528 фотографий и 342`078 осредненных значений приходящего суммарного коротковолнового потока. Осреднение радиации производится по 10-секундным интервалам, фотосъемка производится с частотой 0,1 Гц. В нашей работе для сбора данных использовались радиометр Kipp&Zonen CNR-1 и клауд-камера «SAIL cloud v.2». Угол обзора сенсоров Kipp&Zonen CNR-1 составляет 180° в обеих вертикальных плоскостях. Угол обзора клауд-камеры аналогичен. Фотографии, получаемые с клауд-камеры типа рыбий глаз, имеют высокое разрешение 1920*1920 px. с глубиной цвета 8 bit в цветовой модели RGB. Баланс белого и выдержка настраиваются автоматически для максимально комфортного визуального восприятия. В настоящем исследовании используются только данные, полученные в светлое время суток, когда высота Солнца над горизонтом превышала 5°, а поток приходящей коротковолновой солнечной радиации превышал 5 Вт/м². Стоит заметить, что в Карском море часто наблюдался туман, который более чем в 17% наблюдений являлся препятствием для оценки характеристик облачности.

В нашем исследовании задача аппроксимации коротковолнового потока по фотографиям облачности решается в подходе машинного обучения. В терминах МО событием является облачная ситуация в данный момент времени, объектами – широкоугольные снимки видимой полусферы небосвода, а целевой переменной – значение потока приходящей коротковолновой радиации (в Вт/м²). Сформулированная задача классифицируется как задача восстановления регрессии с использованием методов "обучения с учителем". Для применения моделей МО формируется признаковое описание (162 признака) на вещественных полях (RGB-, HSV-каналы). Для построения признакового описания были получены следующие статистики по области снимка, вычисленные с применением маски: минимальное и максимальное значения, среднее арифметическое, дисперсия, коэффициент асимметрии, коэффициент эксцесса, набор перцентилей от 5 до 95 с шагом в 5, а также 1 и 99 перцентиль.

В ходе исследования мы применили следующие виды моделей МО: ансамблевые модели Random Forest [1] (Случайные леса) и Gradient Boosting [2], [3], [4] (Градиентный бустинг на решающих пнях), линейную регрессию (Linear regression), а также полносвязную нейронную сеть (Perceptron) [5]. Для оценки качества использовались меры качества RMSE – среднеквадратичная ошибка и R² – коэффициент детерминации. Обучение модели проводилось на тренировочной выборке, а оценка качества – на заранее отложенной тестовой выборке. Соотношение объемов тренировочной и тестовой выборок составляет 3:1. Для обеспечения достоверности качества на тестовой выборке, мы убедились в том, что распределения целевой переменной в обеих выборках близки.

В настоящей работе была построена и обучена модель МО для аппроксимации потока приходящей коротковолновой радиации по данным визуальных сцен видимой полусферы небосвода, а также проведена оценка качества полученной модели. Из табл. 1 видно, что в мерах RMSE и R² лучшее качество имеет ансамблевая модель Случайные леса, обученная на данных, собранных в экспедиции АИ-58, которая имеет следующую конфигурацию: 350 членов ансамбля, максимальная глубина деревьев – 12. Мера качества полученной модели RMSE = 37,2 Вт/м², что лучше по сравнению с существующей параметризацией LVOAMKI [6], которая предоставляет оценки приходящего коротковолнового потока со среднеквадратичной ошибкой на уровне 62 Вт/м².

Полученные результаты позволяют выдвинуть предположение о возможности получения информации о потоке приходящей коротковолновой радиации напрямую из фотографии. Данный способ оценки потока может быть особенно полезен в задачах прогноза выработки солнечных электростанций. В дальнейшем планируется решить задачу аппроксимации приходящего радиационного потока с использованием новых структурных признаков, вычисленных с помощью свёрточной нейронной сети (convolutional neural network). Также планируется решить задачу аппроксимации потоков с помощью искусственной нейронной сети в подходе end-to-end.

Работа выполнена в рамках программы Плавающие университеты при поддержке Министерства науки и высшего образования и Фонда целевого капитала МФТИ.

Конфигурации моделей и меры качества, полученные по результатам их оптимизации

Модель	Характеристики	RMSE, Вт/м ²	R ²
Случайные леса	350 членов ансамбля; максимальная глубина деревьев: 12	37,2	0,95
Градиентный бустинг	500 членов ансамбля; максимальная глубина деревьев: 10	43,5	0,92
Линейная регрессия	-	53,3	0,90
Искусственная нейронная сеть	Ширина 512, 4 слоя, функция активации Sigmoid	51,1	0,91

Литература

1. *Breiman L.* Random Forests // *Machine Learning*. — 2001. № 1 (45). С. 5–32.
2. *Prokhorenkova L. [et al.]*. CatBoost: unbiased boosting with categorical features. — arXiv:1706.09516 [cs]. 2017.
3. *Ke G. [et al.]*. LightGBM: A Highly Efficient Gradient Boosting Decision Tree / под ред. I. Guyon [и др.]. — Curran Associates, Inc., 2017. С. 3146–3154.
4. *Chen T., Guestrin C.* XGBoost: A Scalable Tree Boosting System KDD '16. — New York, NY, USA: ACM, 2016. С. 785–794.
5. *Minsky M., Papert S.A.* Perceptrons. Cambridge: MIT Press, 1969. 258 с.
6. *Aleksandrova M.P., Gulev S.K., Sinitsyn A.V.* An improvement of parametrization of short-wave radiation at the sea surface on the basis of direct measurements in the Atlantic // *Russian Meteorology and Hydrology*. 2007. № 4 (32). С. 245–251.

УДК 551.463.5

Спутниковые и натурные измерения коэффициента спектральной яркости в Карском море в августе 2021 г.

М.А. Павлова¹, Д.Н. Дерягин¹, Е.Н. Корчёмкина², А.А. Осадчиев³, Н.Б. Степанова^{1,3}

¹Московский физико-технический институт (научно-исследовательский университет)

²Морской гидрофизический институт РАН

³Институт океанологии им. П.П. Ширшова РАН

Работ по валидации спутниковых данных коэффициента спектральной яркости (КСЯ) в Карском море существует сравнительно мало ввиду частой облачности, препятствующей получению данных спутниковых сканеров цвета [1]. В течение 58-го рейса НИС «Академик Иоффе» в августе 2021 года были получены новые данные КСЯ в центральной части Карского моря, в приустьевых зонах рек Обь, Енисей и Пясины, а также в прикромочной зоне льдов. Измерения проводились в диапазоне длин волн 370–750 нм с шагом 5 нм при помощи морского палубного спектрофотометра МПС-СКЯ-СО. Использовались данные со спектрорадиометров MODIS Aqua и MODIS Terra (пространственное разрешение 1 км), а также данные VIIRS SNPP (750 м) и OLCI Sentinel-3 A (300 м), скачанные с сайтов: <https://oceancolor.gsfc.nasa.gov>, <https://coda.eumetsat.int>.

В центральной части Карского моря спектр (рис. 1) имеет искаженную форму вследствие волнения, условий освещения. Наблюдается преимущественное влияние органического вещества, поскольку максимум лежит в области 520–540 нм. Как ранее отмечалось другими авторами [2], существует несоответствие в значениях КСЯ по спутниковым и натурным данным для каналов длин волн <480 нм, что обусловлено существенными ошибками атмосферной коррекции.

В приустьевых зонах рек вследствие сильного поглощения органическим веществом в коротковолновой части спектра максимумы находятся в длинноволновой области. Это обусловлено распространением плюмов Оби, Енисея, Пясины. Атмосферная коррекция существенно занижает коэффициенты яркости (рис. 2), что связано с непригодностью использования стандартных алгоритмов для областей с сильным речным стоком [1].

В прикромочной зоне льдов спектральный максимум коэффициента яркости находится в синей обла-

сти длин волн (рис. 3), это говорит о малой концентрации органического вещества. Причиной может быть низкая продуктивность и таяние морского льда.

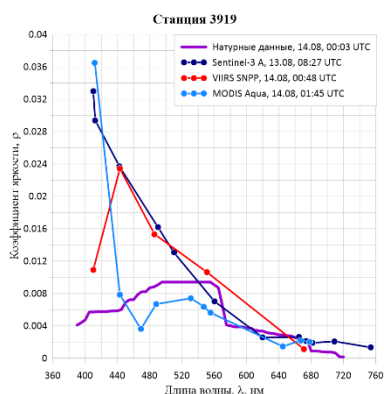


Рис. 1. Полигон в Центральной части Карского моря

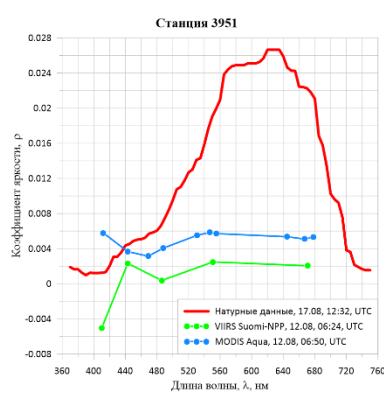


Рис. 2. Полигон в Енисейском заливе

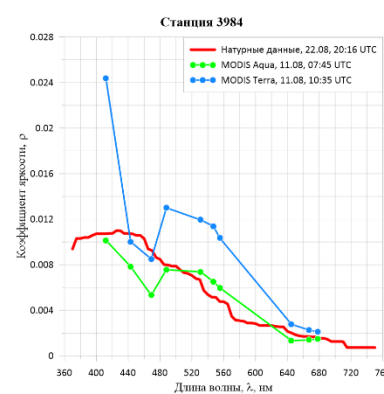


Рис. 3. Полигон в желобе Святой Анны

Рассчитана среднеквадратическая ошибка для каналов сканеров цвета MODIS Aqua / Terra по имеющимся 11 спутниковым снимкам.

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\rho_i - \rho_{0i})^2} \quad (1)$$

где ρ_i – коэффициент яркости, полученный со спутников сканера цвета, ρ_{0i} – коэффициент яркости, измеренный палубным спектрофотометром.

Важно отметить, что атмосферная поправка производится по ближней ИК части спектра, где морская вода теоретически не отражает излучение, а мутная речная имеет значительную яркость. В коротковолновых каналах (таблица 1) наблюдается наибольшая ошибка, что ранее отмечалось другими авторами [1]. В области длин волн 520-750 нм RMSE отражает различие спутниковых и натуральных данных, обусловленное ошибочной работой алгоритма атмосферной коррекции на полигонах приустьевых зон. Для сканеров цвета VIIRS SNPP и OLCI Sentinel-3 A расчет RMSE не произведен из-за небольшого количества спутниковых снимков.

Таблица 1. RMSE

l, нм	412	443	469	488	531	547	555	645	667	678
RMSE	0,0155	0,0052	0,0046	0,0049	0,0063	0,0073	0,0073	0,0081	0,0076	0,0079

В результате исследования были сформулированы следующие выводы: в области плюмов наблюдается сильное занижение значений КСЯ, полученных по спутниковым данным; в коротковолновых каналах для сканеров цвета MODIS Aqua, MODIS Terra, OLCI Sentinel-3A данные КСЯ в большинстве случаев существенно завышены по сравнению с натурными измерениями; как правило, спутниковые снимки качественно отражают пространственное распределение коэффициента спектральной яркости. Поэтому существует необходимость работы над алгоритмами атмосферной коррекции для исследуемого региона.

Работа выполнена в рамках программы Плавающие университеты при поддержке Министерства науки и высшего образования и Фонда целевого капитала МФТИ. Авторы выражают особую благодарность Д.И. Глуховцу за полезное обсуждение.

Литература

1. Кузнецова О.А., Копелевич О.В., Шеберстов С.В., Буренков В.И., Мошаров С.А., Демидов А.Б. Оценка концентрации хлорофилла в Карском море по данным спутникового сканера MODIS-Aqua // Исследование Земли из космоса. 2013. № 5. С. 21–31.
2. Вазюля С.В., Копелевич О.В., Шеберстов С.В., Артемьев В.А. Оценка по спутниковым данным показателей поглощения окрашенного органического вещества и диффузного ослабления солнечного излучения в водах Белого и Карского морей // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2014. Т. 11, № 4. С. 31–41.

Масштабирование полей приповерхностного ветра в Северной Атлантике с использованием искусственных нейронных сетей

В.Ю.Резвов^{1,2}, М.А.Криницкий²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Институт океанологии им. П.П. Ширшова РАН

Изменение климата, оказывающее значительное влияние на все регионы Земли, является одной из наиболее серьезных проблем современного мира. Климатические изменения могут привести к локальному изменению режима выпадения осадков в различные сезоны, что может быть связано с локальными изменениями скорости ветра. Таким образом, скорость и направление приповерхностного ветра являются чрезвычайно важным физическим полем при изучении изменений климата. Характеристики приповерхностного ветра связаны с переносом импульса, энергии и вещества на границе океан-атмосфера. Кроме того, существует и обратная связь. Поля ветра представляют интерес и сами по себе, с точки зрения как плотности ветровой энергии, так и экстремальных значений ветра. На приповерхностный ветер оказывают влияние такие мелкомасштабные особенности, как местная топография и температурные градиенты. Точное прогнозирование полей приповерхностного ветра с высоким разрешением имеет большое количество применений в различных областях [1].

Статистическое масштабирование является одним из способов получения мелкомасштабной информации о распределении физической величины с помощью имеющихся данных в низком разрешении. Это позволяет избежать вычислительно затратного гидродинамического моделирования с высоким разрешением [2]. Статистическое масштабирование определяет связь между распределениями данных на различных масштабах с помощью модели статистического прогнозирования. Данный подход полностью базируется на данных и поэтому может применяться только в тех регионах, для которых имеются данные высокоразрешающего климатического реанализа, либо метеорологические наблюдения велись в течение достаточно длительного времени, чтобы установить достоверную статистическую взаимосвязь [3].

Методы глубокого обучения являются одним из характерных примеров использования машинного обучения в задачах аппроксимации сложных нелинейных функций [4–5]. В частности, сверточные нейронные сети (convolutional neural networks, CNN) нашли множество применений в сложных задачах увеличения разрешения изображений, по смыслу перекликающихся с задачей масштабирования физических переменных в метеорологии и климатологии [6].

В настоящей работе мы рассматриваем статистическое масштабирование магнитуды и направления ветра на высоте 10 м в Северной Атлантике. Исходные данные в низком разрешении представлены динамическим моделированием RAS-NAAD [7], проведенным на регулярной декартовой сетке размером 110×110 узлов. Расстояние между узлами сетки составляет приблизительно 77 км. Исходные данные высокого разрешения представлены результатом высокоразрешающего реанализа, выполненного в рамках той же модели RAS-NAAD на регулярной сетке размером 550×550 узлов в том же регионе Северной Атлантики. В узлах сеток известны зональная и меридиональная компоненты скорости ветра на высоте 10 м, а также давление, приведенное к уровню моря.

В данной работе мы применяем искусственные нейронные сети нескольких архитектур: (а) линейная сверточная сеть, (б) остаточная сверточная сеть (ResNet), (в) сверточная сеть с пропускными соединениями (U-Net), (г) порождающая соревновательная сеть (SRGAN). Разрешение исходных данных на сетке 110×110 узлов увеличивается в пять раз с помощью искусственной нейронной сети, а полученный результат сравнивается с высокоразрешенными данными на сетке 550×550 узлов. В качестве опорного решения для проведения сравнения в нашем исследовании используется кубическая интерполяция ветра с сетки низкого разрешения на сетку высокого разрешения.

Полученные результаты позволяют сравнить качество методов статистического масштабирования, основанных на искусственных нейронных сетях различных архитектур. Как показало исследование [8], по пространственному разрешению моделей получающиеся масштабированные данные уступают результатам расчетов существующими динамическими методами. Тем не менее методы, основанные на порождающих искусственных нейронных сетях, можно считать перспективной основой дальнейшего развития статистического масштабирования.

В целом данная работа демонстрирует преимущества и недостатки нейросетевого подхода в задаче статистического масштабирования полей приповерхностного ветра в Северной Атлантике, а также предлагает направления дальнейшего развития исследуемых методов.

Данное исследование было проведено при поддержке
Российского Научного Фонда в рамках гранта № 17-77-20112-П.

Литература

1. Monahan A.H. Can we see the wind? Statistical downscaling of historical sea surface winds in the subarctic northeast Pacific // *Journal of climate*. 2012. V. 25, № 5. P. 1511-1528.
2. Hersbach H. [et al.] The ERA5 global reanalysis // *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*. 2020. V. 146, № 730. P. 1999-2049.
3. Höhle K. [et al.]. A comparative study of convolutional neural network models for wind field downscaling // *Meteorological Applications*. 2020. V. 27. №. 6. P. e1961.
4. Cybenko G. Approximation by superpositions of a sigmoidal function // *Mathematics of control, signals and systems*. 1989. V. 2, № 4. P. 303-314.
5. Колмогоров А.Н. О представлении непрерывных функций нескольких переменных в виде суперпозиций непрерывных функций одного переменного и сложения // *Доклады Академии наук*. 1957. Т. 114, № 5. С. 953–956.
6. Yang W. [et al.]. Deep learning for single image super-resolution: A brief review // *IEEE Transactions on Multimedia*. 2019. V. 21, № 12. P. 3106-3121.
7. Gavrikov A. [et al.]. RAS-NAAD: 40-yr High-Resolution North Atlantic Atmospheric Hindcast for Multipurpose Applications (New Dataset for the Regional Mesoscale Studies in the Atmosphere and the Ocean) // *Journal of Applied Meteorology and Climatology*. 2020. V. 59. №. 5. P. 793-817.
8. Rezvov V. [et al.]. Comparison of AI-Based Approaches for Statistical Downscaling of Surface Wind Fields in the North Atlantic // *CEUR Workshop Proceedings*. 2021. V. 2930. P. 129-134.

УДК 551.465

Исследование внутренних волн большой амплитуды в проливе Карские Ворота в августе 2021 г.

И.О. Копышов^{1,2}, И.Е. Козлов², В.Р. Жук², А.В. Артамонова², К.П. Сильвестрова³,

**О.С. Мехова⁴, А.И. Корженовская³, Д.И. Фрей³, А.Г. Джамалова⁴, П.В. Гайский²,
А.А. Осадчиев³, Н.Б. Степанова^{1,3}**

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Морской гидрофизический институт РАН

³Институт океанологии имени П.П. Ширшова РАН

⁴Российский государственный гидрометеорологический университет

В настоящей работе исследуются характеристики внутренних волн в проливе Карские Ворота, полученные в ходе измерений 12–13 августа 2021 г. в 58-й экспедиции НИС «Академик Иоффе» в Карское море по программе Плавающий университет МФТИ и ИО РАН.

Все измерения на станциях в проливе Карские Ворота проводились в период сизигийного прилива, наблюдавшегося 12–13 августа 2021 г. (рис.1).

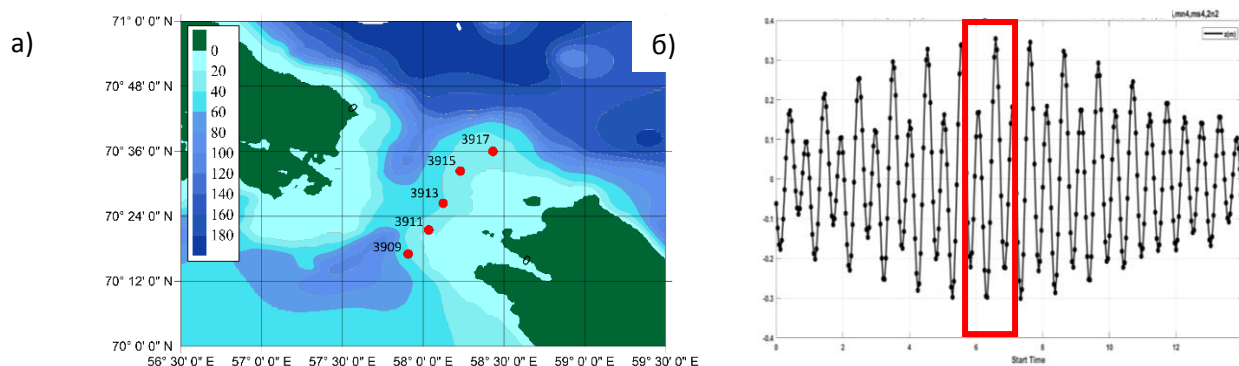


Рис. 1. а) Карта расположения станций в проливе Карские Ворота, б) высота приливных колебаний в центре пролива, рассчитанная по модели Arc5km2018 за 5–19 августа 2021 г.

В ходе работы была выполнена обработка синхронных измерений нескольких термофилирующих кос, учащенных STD-зондирований, ИК-радиометра и визуальных наблюдений на пяти станциях в проливе Карские Ворота за 12–13 августа 2021 г. Было проведено моделирование скорости приливных течений по модели Arc5km2018 в данной области.

На примере станции 3917 (рис. 2) показан результат сопоставления полученных натуральных данных с несколькими приборами для дальнейшего комплексного анализа.

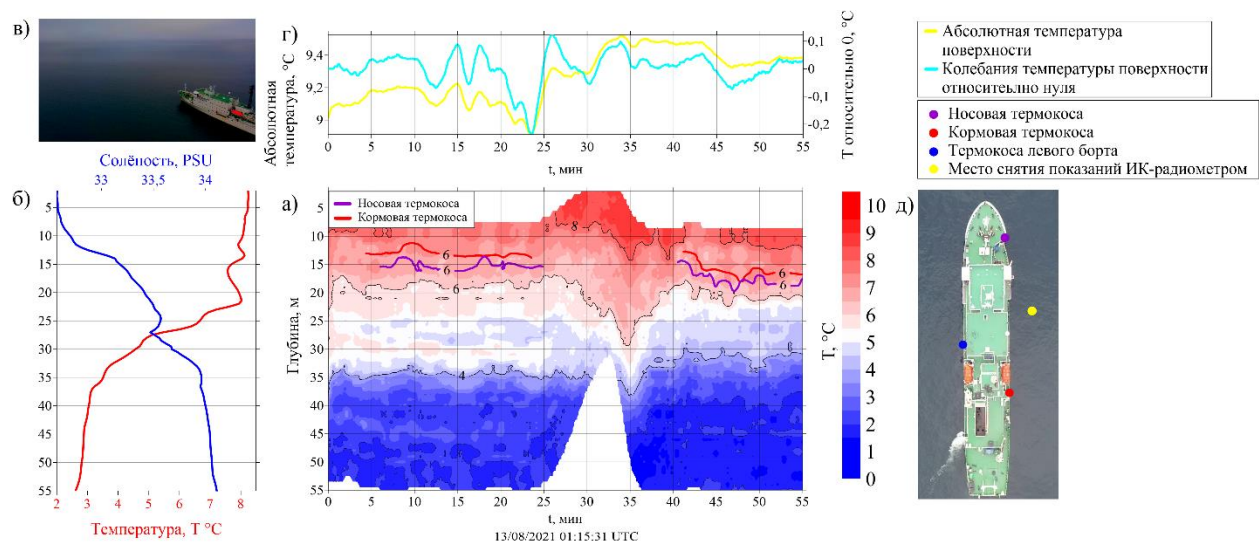


Рис. 2. а) Временная изменчивость вертикального распределения температуры морской воды на станции 3917 по данным термокосы ТРАctic, б) вертикальные профили температуры и солёности по данным STD-зондирований, в) поверхностное проявление температурных колебаний на глубине, снятых с квадрокоптера, г) изменение температуры поверхности морской воды, фиксируемое ИК-радиометром, д) конфигурация приборов на судне

Анализ измерений выявил генерацию и распространение интенсивных внутренних волн высотой 5-40 м с периодами 5–30 мин. Интенсивная генерация пакетов внутренних волн в районе исследований была известна ранее по данным спутникового дистанционного зондирования и прямых измерений [1], но вертикальные характеристики волнения были малоизучены. Анализ синхронных и разнесенных в пространстве измерений также позволил определить направление распространения и фазовую скорость наблюдаемых внутренних волн.

Работа выполнена в рамках программы Плавающие университеты при поддержке Министерства науки и высшего образования и Фонда целевого капитала МФТИ, а также при финансовой поддержке гранта РФФ 21-17-00278.

Литература

1. Козлов И.Е., Кудрявцев В.Н., Зубкова Е.В., Зимин А.В., Шапрон Б. Характеристики поля короткопериодных внутренних волн в Карском море по данным спутниковых радиолокационных измерений // Исслед. Земли из космоса. 2015. № 4. С. 44–59.

УДК 532.5.031

Исследование гидродинамических характеристик эллипсоидального вихря при деформации его баротропным потоком. Энергетический подход

Д.А. Арутюнян

Московский физико-технический институт (Национальный исследовательский университет),
Институт океанологии им. П.П. Ширшова Российской академии наук (ИО РАН)

Вихри разных масштабов играют важную роль в динамике океана: перенос тепла и соли, горизонтальное перемешивание. Теплые и холодные вихри определяют местную погоду и влияют на климат.

Рассматриваемые вихри имеют эллипсоидальную форму с горизонтальными полуосями a и b , и вертикальной полуосью c .

Движение на f -плоскости в стратифицированном бесконечно глубоком океане описывается уравнениями геофизической гидродинамики [1, 2]

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{du}{dt} - fu = -\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p}{\partial x}, \\ \frac{dv}{dt} + fv = -\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial P}{\partial y}, \\ \frac{dw}{dt} = -\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial P}{\partial z} + g \frac{\rho}{\rho_0}, \\ \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0, \\ \frac{d\rho}{dt} + \frac{\rho_0}{g} N^2 w = 0, \end{array} \right. \quad (1)$$

где (u, v, w) – вектор скорости, p, ρ – отклонения давления и плотности от гидростатики, $f = \text{const}$ параметр Кориолиса, $\rho_0 = \text{const}$, N – частота Вайсяля–Брента.

Потенциальная завихренность задается ступенчатым образом:

$$q = \Delta p = \begin{cases} \sigma_0 \rho_0 f = \text{const}, & \text{внутри ядра вихря} \\ 0, & \text{вне ядра} \end{cases}$$

где σ_0 – ротор скорости (c^{-1}).

В квазигеострофическом приближении во время движения жидких частиц сохраняется потенциальная завихренность

$$\sigma = \text{rot}_z \mathbf{u} + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{f^2}{N^2} \frac{\partial \Psi}{\partial z} \right),$$

где Ψ – функция тока.

Цель данной работы заключается в исследовании динамики вихря с энергетической точки зрения. Исследуются основные гидродинамические характеристики вихря: кинетическая энергия и полная механическая энергия. Полная механическая и кинетическая энергии находятся с помощью гамильтоновой формулировки.

$$H = \frac{1}{2\rho_0 f N} \int (\nabla P)^2 dx dy dz,$$

$$T = \frac{1}{2\rho_0 f N} \int (\nabla_h P)^2 dx dy dz,$$

где $\nabla P = i \frac{\partial P}{\partial x} + j \frac{\partial P}{\partial y} + k \frac{\partial P}{\partial z}$, $\nabla_h P = i \frac{\partial P}{\partial x} + j \frac{\partial P}{\partial y}$, (i, j, k) – единичные векторы по (x, y, z) направлениям соответственно.

Интегрирование дает следующий результат:

$$H = \frac{1}{40} \frac{\sigma_0^2 \rho_0 f}{N} V r_o^2 K^2 \Phi(\varepsilon, K),$$

$$T = \frac{1}{40} \frac{\sigma_0^2 \rho_0 f}{N} V r_o^2 K^2 \varphi(\varepsilon, K),$$

где $\varepsilon = \frac{a}{b}$, $V = \frac{4}{3}\pi abc$, $r_o = \sqrt{ab}$, $K = \frac{C}{r_o}$, $C = \frac{Nc}{f}$ (растянутая вертикальная полуось), $\varphi(\varepsilon, K)$, $\Phi(\varepsilon, K)$ эллиптические функции, зависящие от параметров ε и K .

Найдена доля кинетической энергии $\frac{T}{H} = \frac{\varphi(\varepsilon, K)}{\Phi(\varepsilon, K)}$ при постоянном значении вертикального параметра $K=1$ и переменном ε .

Вычисление дает максимальное значение $\frac{T}{H} = \frac{2}{3}$ и предел при безграничном вытягивании вихря по горизонтали $\frac{T}{H} \rightarrow \frac{1}{2}$.

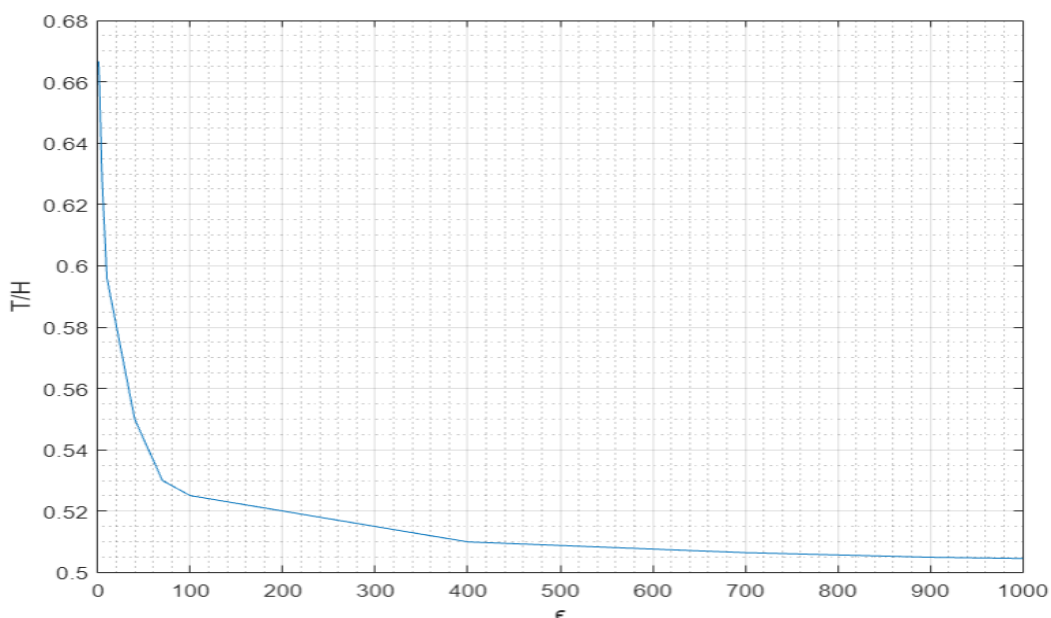


Рис. 1. Зависимость доли кинетической энергии вихря от его горизонтального параметра ε при $K = 1$

Дальнейшее выполнение работы предполагает определение доли кинетической энергии при разных значениях ε и K , а также относительное изменение полной механической энергии $\frac{\Delta H(\varepsilon, K)}{H(\varepsilon, K)}$ при вытягивании вихря в горизонтальной плоскости.

Вывод: кинетическая энергия, которая характеризует интенсивность вихревого образования, теряет свою долю от полной энергии при увеличении горизонтальных размеров ядра вихря.

Предел такой доли при $K = 1$ равно $\frac{1}{2}$.

Относительное изменение полной энергии дает понимание об обмене энергии между внешним течением и вихрем.

Литература

1. Жмур В.В. Мезомасштабные вихри океана. Москва : ГЕОС, 2011.
2. Жмур В.В. Лекции по геофизической гидродинамике. Москва, ИО РАН

Биооптические характеристики морской воды у кромки льда в Карском море летом 2021 года

Е.А. Аглова^{1,2}, А.В. Шатравин²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Институт океанологии им. П.П. Ширшова РАН

Активное технологическое развитие Арктики, а также ярко выраженные проявления глобального потепления делают исследование данного региона актуальной научной задачей. Для полярных регионов характерно наличие морского льда на поверхности, и, следовательно, возможное проявление подледного «цветения» фитопланктона - увеличение его биомассы под кромкой льда [1]. Целью работы является изучение пространственного распределения различных параметров морской воды (показателя ослабления света, интенсивности флуоресценции хлорофилла *a* и желтого вещества, а также солености и температуры воды) у кромки льда в Карском море и исследование их взаимосвязей. Судовые измерения выполнены в 83-м рейсе НИС «Академик Мстислав Келдыш» (июнь 2021 г.). Важно отметить, что маршрут экспедиции проходил непосредственно вдоль ледовой кромки (рис.1). Данные были получены с помощью проточного измерительного комплекса, предназначенного для непрерывных измерений на ходу судна [2], состоящего из следующих приборов:

- 1) проточный двухканальный флуориметр ПФД-2М для непрерывного измерения интенсивности флуоресценции хлорофилла *a* (Хл) и окрашенного растворенного органического вещества (ОРОВ) на ходу судна в поверхностном слое морской воды. Данные измерений приведены к абсолютным рамановским единицам (R.U.);
- 2) универсальный малогабаритный прозрачномер ПУМ-А для определения величины показателя ослабления света;
- 3) проточный кондуктометр «Эксперт-002» для измерений удельной электропроводности и температуры воды.

Пространственное разрешение составляет около 50 м. Для расчета ледовых полей использовались данные реанализа, полученные на сайте проекта Copernicus с пространственным разрешением 1 км и временным – 1 сутки. Для распределений концентрации хлорофилла *a* и взвешенного вещества – данные сканеров цвета MODIS и OLCI.

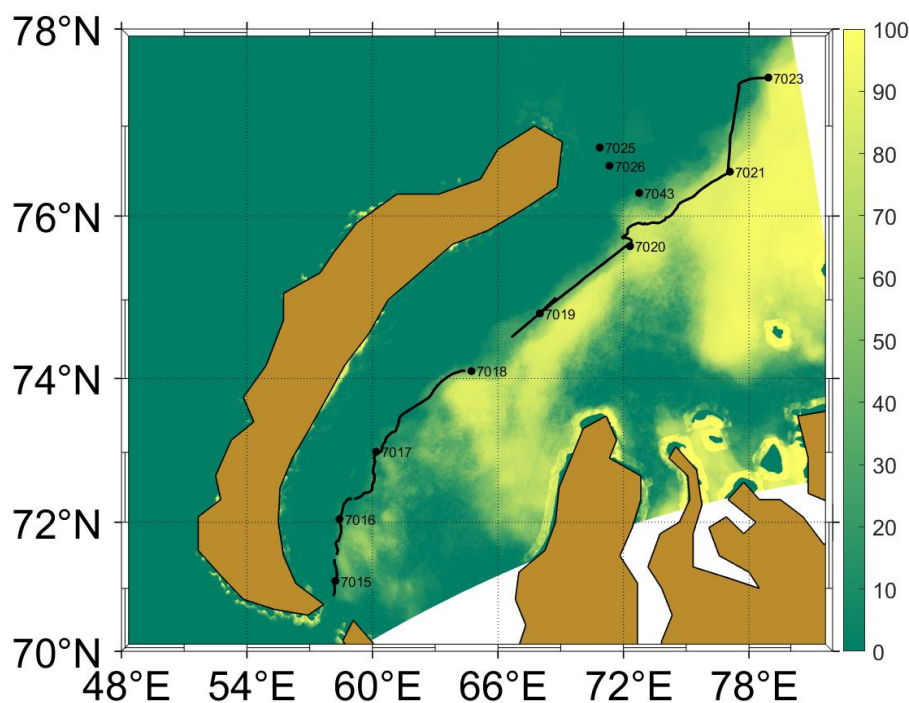


Рис.1. Пространственное распределение концентрации льда в поверхностном слое моря по данным реанализа за 20-27 июня 2021 г. с наложенным маршрутом 83-го рейса НИС «Академик Мстислав Келдыш» (черная линия) и станциями (черные цифры).

На основании анализа данных судовых измерений выявлено, что на протяжении большей части «Ледового» разреза (от ст. 7015 до ст.7020) значения солености не опускались ниже 31.5 епс (единицы практической солёности), а максимальное значение солености составило 33.5 епс. При этом на этой части разреза были представлены практически все стадии освобождения поверхности моря от ледового покрова, что поз-

воляет сделать предварительный вывод о том, что величина вызванного таянием льда опреснения в регионе исследований не превышает 2 епс. Интенсивность флуоресценции ОРОВ на протяжении этого участка разреза меняется незначительно, в то время как интенсивность флуоресценции Хл имеет два выраженных локальных максимума: первый во второй половине перехода от ст. 7017 к ст. 7018, второй – во второй половине перехода от ст. 7018 к ст. 7019. Отметим, что положение этих пиков совпадает с положением локальных минимумов температуры.

Выделяется продолжительный участок длиной ~150 км, проходящий через точку ст. 7015, на всем протяжении которого наблюдалась высокая корреляция температуры и солености с коэффициентом корреляции $R > 0.8$. Также отметим участок высокой корреляции перед ст. 7019, совпадающий с локальным максимумом флуоресценции Хл.

В северной части «Ледового» разреза вблизи ст. 7021 и ст. 7023 наблюдались короткие участки более опресненных вод с минимальной соленостью 30 епс, а максимальное значение солености превысило 34 епс. Корреляционный анализ связи солености и флуоресценции ОРОВ [3] показал, что на этой части разреза основным источником опреснения являлось влияние речного стока, вероятнее всего прошлогоднего.

В дальнейшем также планируется использование данных прямых измерений концентрации Хл для проверки гипотезы прикромочного цветения Хл [1].

Исследования выполнены в рамках государственного задания по теме № 0128-2021-0001, проекта РНФ № 21-77-10059 и гранта Президента Российской Федерации МК-4561.2021.1.5. Гранты предоставлены через Институт океанологии им. П.П. Ширшова РАН. Авторы выражают благодарность Д.И. Глуховцу за полезное обсуждение.

Литература

1. Arrigo K.R. [et al.] Massive phytoplankton blooms under Arctic sea ice //Science. – 2012. – Т. 336. – №. 6087. – С. 1408-1408.
2. Гольдин Ю.А., Глуховец Д.И., Гуреев Б.А., Григорьев А.В., Артемьев В.А. Судовой проточный комплекс для измерения биооптических и гидрологических характеристик морской воды // Океанология. 2020. Т. 60. № 5. С. 814–822.
3. Глуховец Д.И., Гольдин Ю.А. Исследование связи солености и флуоресценции желтого вещества в Карском море // Фундаментальная и прикладная гидрофизика. 2018. Т. 11. № 3. С. 34-39.

УДК 551.463.5

Первичные гидрооптические характеристики по данным измерений коэффициента яркости морской воды, полученных в Карском море в августе 2021г

Д.Н. Дерягин¹, М.А. Павлова¹, Е.Н. Корчемкина², А.А. Осадчиев³, Н.Б. Степанова^{3, 1}

¹ Московский физико-технический институт (национальный
национальный исследовательский университет)

² Морской гидрофизический институт РАН

³ Институт океанологии им. П. П. Ширшова РАН

В ходе рейса 58 НИС «Академик Иоффе» в Карское море в августе 2021 года измерен коэффициент спектральной яркости (КСЯ). Измерения происходили в приустьевых областях рек Обь, Енисей, в прикромочной зоне льдов, в желобах Воронина и Святой Анны. Был использован морской палубный спектрофотометр МПС-СКЯ-СО [1], имеющий спектральный диапазон 370-750 нм и разрешение 5 нм. Физический смысл измеренного КСЯ моря ρ_{sea} соответствует формуле:

$$\rho_{sea} = \frac{L_u}{L_0} \quad (1)$$

где L_u – восходящая яркость моря, L_0 – яркость идеального диффузно отражающего экрана, находящегося выше уровня воды и освещенного излучением, падающим на поверхность моря. Для учета отраженной от поверхности моря составляющей излучения Солнца использовалась наполненная водой кювета с поглощающими стенками.

В акватории Обской губы и Енисейского залива максимальные значения КСЯ наблюдаются в области длин волн >560 нм в связи с наличием сравнительно большого количества органического вещества. По мере выхода из Обской губы прослеживается уменьшение взвеси в воде. В прикромочной зоне льдов спектральный максимум коэффициента яркости находится в синей области длин волн, это

говорит о малой концентрации органического вещества. Причиной может быть низкая продуктивность, а также таяние морского льда. Спектры, полученные в районах желобов Воронина и Святой Анны, различаются наличием провала в коротковолновой части 360-400 нм.

Измерения, полученные во время треков - сделанные на ходу, когда судно движется прямолинейно и сохраняется стабильное состояние освещённости, позволяют наблюдать особенности спектров КСЯ характерные для приустьевых областей. Можно отметить (рис. 1) соответствие особенностей графика солёности, полученного по измерениям судового салинометра, максимумам пространственного спектра КСЯ. Данная область может являться местом активного перемешивания морских или речных вод, однако из-за линейности трека нельзя сделать однозначный вывод о том, каким характеристикам пространственной структуры она соответствует.

С помощью алгоритма GIOP [2] по измеренному спектру КСЯ были получены показатели рассеяния назад взвесью и поглощения, а также концентрация хлорофилла для исследуемых областей.

Таким образом, в течение рейса произведены замеры на 36 станциях и 3 треках. Полученные результаты демонстрируют характерные особенности приустьевых и прикромочных областей. Проанализирована связь полученных пространственных спектров с гидрологией. Полученные результаты также позволяют производить валидацию спектров КСЯ, полученных со спутниковых снимков.

Работа выполнена в рамках программы Плавающие университеты при поддержке Министерства науки и высшего образования и Фонда целевого капитала МФТИ.

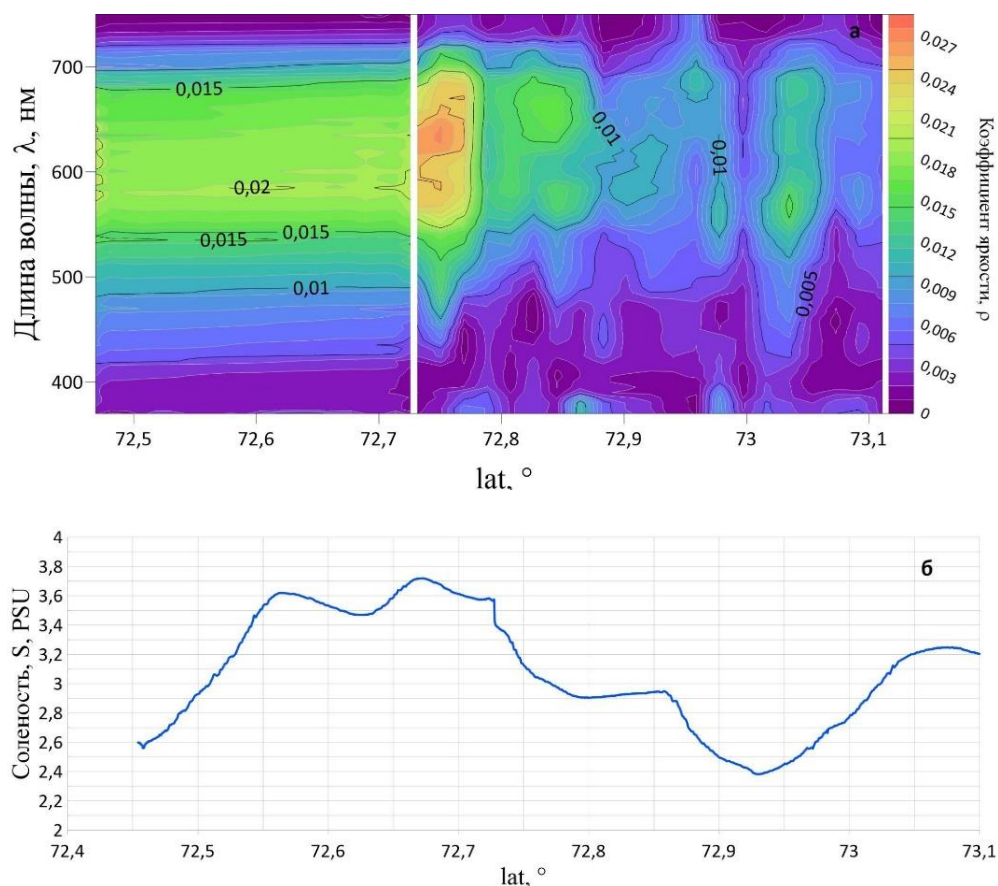


Рис. 1. Пространственное распределение спектра коэффициента яркости на выходе из Енисейского залива (а). Солёность вдоль обоих треков (б). Направление движения судна справа налево

Литература

1. Ли М.Е, Мартынов О.В. Измеритель коэффициента яркости для подспутниковых измерений биооптических параметров вод. Экологическая безопасность прибрежной и шельфовой зон. 2000;2:163.
2. Werdell P.J, Franz B.A, Bailey S.W, Feldman G.C, Boss E, Brando V.E, Dowell M, Hirata T, Lavender S.J, Lee Z, Loisel H. Generalized ocean color inversion model for retrieving marine inherent optical properties. Applied optics. 2013 Apr 1;52(10):2019-37.

Интенсивность перемешивания речных и морских вод в обской губе и енисейском заливе

М.Д.Протопопова¹, Д.М.Демешко¹, А.А.Осадчиев², Н.Б.Степанова^{1, 2}

¹ Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет),

² Институт океанологии имени П.П. Ширшова РАН

В работе рассматривается перемешивание морских и речных вод в эстуариях Оби и Енисея. Изучение эстуарных процессов важно, так как именно в заливах происходит первичное перемешивание пресных и соленых вод, что в дальнейшем влияет на распространение и структуру речного плюма. Река Обь впадает в длинную (850 км длиной) и узкую (30–80 км шириной) Обскую губу, расположенную в центральной части Карского моря. Река Енисей же впадает в более короткий Енисейский залив (250 км) шириной 35-50 км, расположенный в юго-восточной части Карского моря. У Енисея более сильно выражено половодье – резкий пик расхода в начале лета, а у Оби изменения расхода более плавные и сглаженные. Из-за этих факторов в рассматриваемых эстуариях отличаются скорости течений вод. В Обской губе средние скорости течения в полтора раза ниже, чем в Енисейском заливе (0.3 м/с и 0.45 м/с соответственно). Логично предположить, что интенсивность перемешивания речных и морских вод в этих эстуариях также будут существенно отличаться. Для проверки этой гипотезы в работе анализируются данные 16 экспедиций, проводивших измерения в Обской губе и Енисейском заливе.

В работе были использованы измерения вертикальных термохалинных профилей, полученных в рамках 16 экспедиций на НИС «Академик Иоффе», «Академик Мстислав Келдыш», «Академик Борис Петров», «Академик Сергей Вавилов», «Профессор Штокман». Для Обской губы были взяты данные за следующие периоды: 08.1997, 08.1999, 08.2000, 08.2002, 09.2007, 07.2010, 08.2014, 07.2016, 08.2019, 07.2019, 08.2020, 08.2021. Для Енисейского залива - 08.1997, 08.1999, 08.2000, 09.2001, 08.2003, 08.2011, 08.2014, 07.2016, 08.2020, 08.2021. Интенсивность перемешивания оценивалась двумя способами: с помощью метода Кнудсена[1] и посредством нахождения локального содержания пресной воды в водном столбе[2].

На основе обработки большого массива гидрологических съемок были получены характерные различия между распределениями значений параметра Кнудсена в Обской губе и Енисейском заливе, которые хорошо иллюстрируются на рис. 1-3. На рисунке 1 показаны характерные карты поверхностной солености Обской губы за август 2021 и сентябрь 2007, с нанесенными на них нормированными коэффициентами интенсивности перемешивания (поделенными на расстояние между разрезами). Коэффициенты были умножены на 10^{-3} для наглядности. Во время этих гидрологических съемок наблюдались условия слабого водообмена между Обской губой и Енисейским заливом, типичные для конца лета – начала осени. Из рисунка можно заметить небольшие значения параметра Кнудсена в эти периоды и отсутствие явно выраженных зон интенсивного перемешивания.

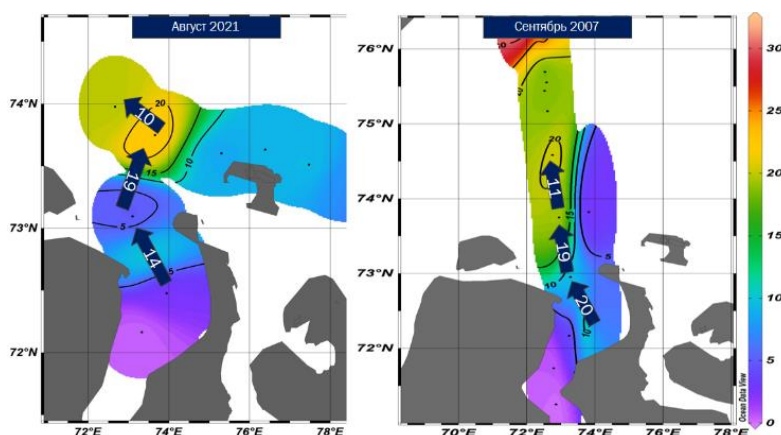


Рис 1. Поверхностные карты солености Обской губы в августе 2021 года (слева) и сентябре 2007 (справа). Стрелками показано направление распространения пресной воды. На стрелках нанесены нормированные коэффициенты интенсивности перемешивания (1/м), умноженные на 10^{-3} .

На рисунке 2 приведены карты поверхностной солености Обской губы в июле 2016 года и августе 2019 в период с интенсивным водообменом между Обской губой и открытым морем, вызванным различными факторами. В июле 2016 года можно наблюдать четко выраженный максимум интенсивности перемешивания в районе 74 градуса широты, т.е. вне Обской губы. Это может быть обосновано влиянием половодья в

этом месяце, что и привело к интенсивному выносу пресноводного стока из губы на север в открытое море. В августе 2019 года, напротив, наблюдался очень сильный заток морских вод в губу из-за апвеллингового ветра, поэтому четкие максимумы интенсивности сформировались в пределах эстуария.

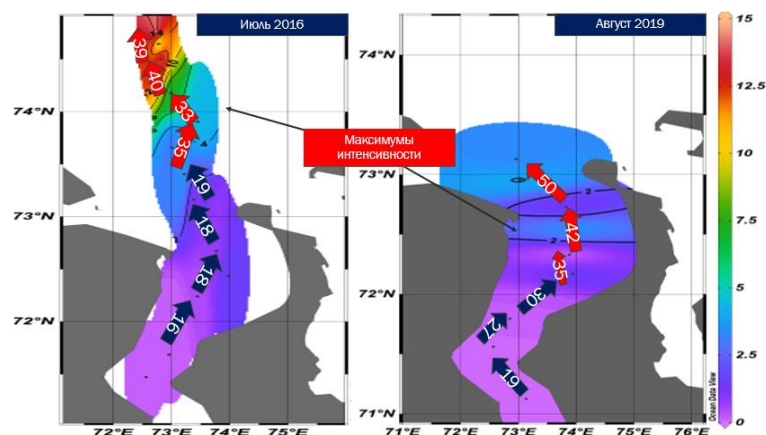


Рис 2. Поверхностные карты солёности Обской губы в июле 2016 года (слева) и августе 2019 (справа). Стрелками показано направление распространения пресной воды. На стрелках нанесены нормированные коэффициенты интенсивности перемешивания (1/м), умноженные на 10^{-3} .

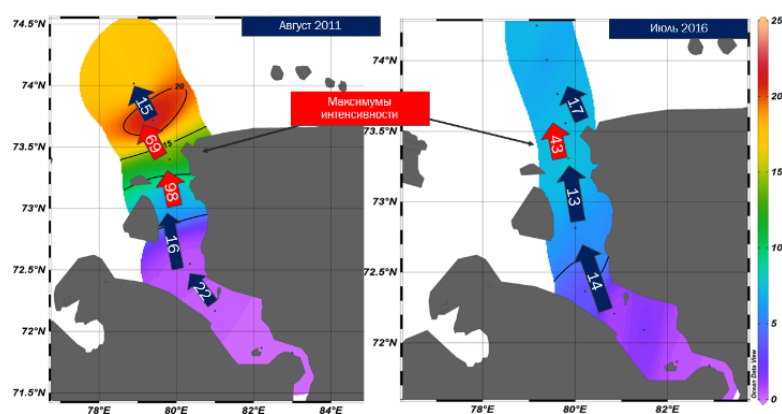


Рис 3. Поверхностные карты солёности Енисейского залива в августе 2011 года (слева) и июле 2016 (справа). Стрелками показано направление распространения пресной воды. На стрелках нанесены нормированные коэффициенты интенсивности перемешивания (1/м), умноженные на 10^{-3} .

В Енисейской губе наблюдалась иная картина формирования перемешивания. На рисунке 4 приведены характерные карты поверхностной солёности и значений параметра Кнудсена в Енисейском заливе в августе 2011 года (низкий речной сток) и июле 2016 года (половодье). Рассчитанные параметры Кнудсена показывают, что в эстуарии Енисея перемешивание не зависит от внешних условий и определяется морфологией самого русла. По картам поверхностной солёности Енисейского залива (рис.3) видно, что пик интенсивности, вне зависимости от периода, в котором производились наблюдения, и внешних условий водообмена находится в месте выхода пресных вод из эстуария в открытое море в районе острова Диксон.

В результате обработки натурных данных с порядка 300 гидрологических станций полученных в 16 экспедициях с 1997 по 2021 годы была исследована интенсивность перемешивания речных и морских вод в Обской губе и Енисейском заливе. С помощью метода Кнудсена и были получены оценки на пространственное распределение интенсивности перемешивания в этих эстуариях. Было показано, что в Обской губе пик интенсивности перемешивания значительно смещается с юга на север в зависимости от внешних условий (интенсивности поступления пресных или морских вод). В Енисейском заливе максимум перемешивания стабильно приурочен к месту вытока опресненного потока из эстуария в открытое море у острова Диксон.

Эти выводы логически обосновываются различием в скоростях течений в Обской губе и Енисейском заливе. В эстуарии Оби медленное течение, в следствие чего наблюдается сильная корреляция между интенсивностью перемешивания и различными внешними воздействиями. В Енисейском заливе течение в полтора раза быстрее, из-за чего перемешивание уже происходит при изменении морфологических условий, т.е. при впадении опресненных вод в открытое море.

Работа выполнена в рамках программы Плавающие университеты при поддержке Министерства науки и высшего образования и Фонда целевого капитала МФТИ.

Литература

1. *Burchard*, Knudsen, 1900, 2018
2. *A. Osadchiev, D. I. Frey, S. A. Shchuka, N. D. Tilinina, E. G. Morozov, P. O. Zavialov*, Structure of the Freshened Surface Layer in the Kara Sea During Ice-Free Periods // *Journal of Geophysical Research: Oceans*. 2021. Vol. 125. e2020JC016486. doi:10.1029/2020JC016486.
3. *Osadchiev A.A., Izhitskiy A.S., Zavialov P.O., Kremenetskiy V.V., Polukhin A.A., Pelevin V.V., Toktamysova Z.M.* Structure of the buoyant plume formed by Ob and Yenisei river discharge in the southern part of the Kara Sea during summer and autumn // *Journal of Geophysical Research: Oceans*. 2017. Vol. 122. P. 5916–5935. doi:10.1002/2016JC012603

Секция физики полёта

УДК 533.65.013.622

Исследование влияния развития отрывного обтекания крыла большого удлинения на аэродинамические характеристики компоновки БЛА с V-образным хвостовым оперением при малых дозвуковых скоростях

Е.Б. Колосова, Г.Н. Паскевич, А.А. Павленко

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Объектом исследования является беспилотный летательный аппарат нормальной аэродинамической схемы с крылом большого удлинения и V-образным хвостовым оперением.

Целью работы является исследование методами вычислительной аэродинамики развития дозвукового отрывного обтекания крыла большого удлинения в компоновке беспилотного летательного аппарата с V-образным хвостовым оперением и влияния срыва потока на продольные аэродинамические характеристики аппарата, а также сравнение полученных результатов с результатами, полученными в эксперименте в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-102.

Для исследования продольных аэродинамических характеристик БЛА БПП и их дальнейшего сопоставления с полученными в эксперименте, была построена структурированная расчетная сетка на полной компоновке ЛА и проведено численное моделирование обтекания модели (численное решение уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу; расчеты выполнялись в программе ANSYS CFX).

Основные результаты:

- Срыв потока с верхней поверхности крыла начинается при угле атаки около 12° и происходит в корневой части крыла
- При углах атаки в диапазоне $12 - 20^\circ$ область сорванного с корневой части крыла потока захватывает хвостовое оперение (рис. 1)
- Тем не менее, зависимость $m_{za}(\alpha)$ незначительно отклоняется от линейной в том числе и на больших углах атаки, поскольку уменьшение скоростного напора вблизи оперения компенсируется снижением отрицательных скосов потока за крылом (рис. 2)

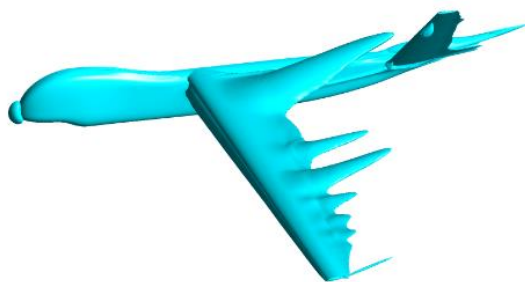


Рис. 1

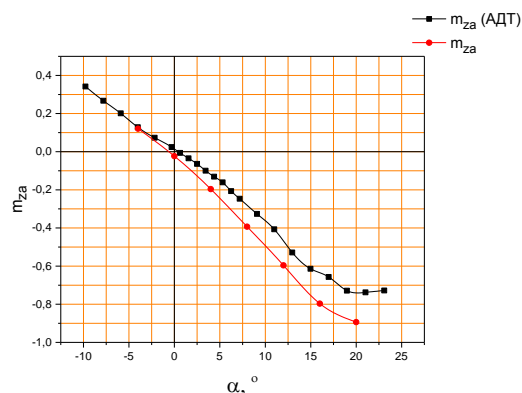


Рис. 2

Рис. 1. Изоповерхность скорости потока, иллюстрирующая отрыв потока в корневой части крыла. $M = 0.2$, $\alpha = 16^\circ$

Рис. 2. Зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки, полученные в АДТ и в численном расчете

Разработка программных модулей предварительного расчета геометрических параметров элементов ЛА и их взаимное согласование в компоновочной схеме

М.И. Мухаметшин, А.И. Волков

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

На этапе предварительного проектирования летательных аппаратов (ЛА) для обеспечения заданных технико-экономических характеристик (ТЭХ) проводится анализ множества проектных параметров, определяющих рациональные направления развития компоновок (вариантов) ЛА.

Процесс проектирования начинается с преобразования пожеланий заказчика в ранжированный набор требований в виде концепции применения. Необходимо в условиях дефицита исходных данных сформировать перечень параметров и характеристик для поиска прототипа. Далее необходимо провести расчёт рациональных параметров крыла, фюзеляжа, оперения, силовой установки... После чего их необходимо увязать в компоновочной схеме.

Следовательно, целью работы является разработка программного модуля подготовки и пересчета геометрических параметров ЛА, а также реализация возможности наглядного редактирования вектора геометрических параметров в САД-системе

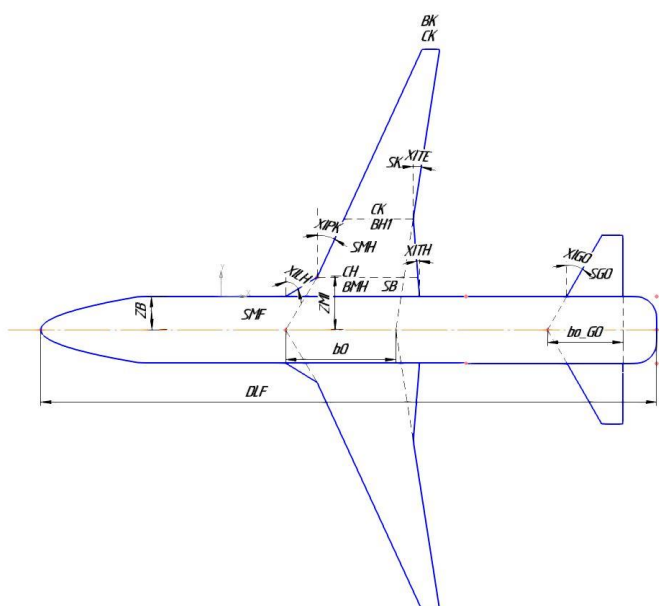


Рис. 1. Геометрические параметры

Для выбора проектных параметров осуществляется многодисциплинарное проектирование ЛА в автоматизированной системе, которое состоит из расчёта геометрических параметров, аэродинамических и весовых характеристик, дроссельных и высотно-скоростных характеристик силовой установки и в результате определения ТЭХ. При этом важно обеспечить быстродействие системы для оперативного варьирования параметров и их анализа. Чтобы обеспечить быстродействие, применяются различные инженерные методики расчёта аэродинамических характеристик (АДХ). Для запуска программ, реализующих данные методики, необходимо обладать параметрическим описанием геометрии ЛА.

Реализованный программный модуль рассчитывает все необходимые геометрические параметры для дальнейшего поиска весовых и аэродинамических характеристик с использованием методов [1], [2], [3]. В качестве примера на рисунке №1 приведены рассчитываемые параметры, необходимые для поиска АДХ. Для оперативного варьирования геометрии и визуализации результата в разработанный модуль интегрирована свободно-распространяемая САД-система 3D моделирования Freecad [4]. Использование САД-системы позволяет вместо параметрического представления ЛА манипулировать непосредственно геометрией с помощью обширного набора инструментов, предоставляемого Freecad (рис. 2). Так же описываемый модуль производит логическую увязку геометрических параметров, что позволяет избежать получения в ходе проектирования нереализуемых компоновок.

Одним из ключевых параметров на этапе предварительного проектирования является запас статической устойчивости $\frac{dM_z}{dc_y} = x_T - x_\phi$. При формировании рациональных компоновочных схем с учётом применения новых технических решений изменяется взаимное расположение элементов ЛА, что в свою оче-

редь изменяет запас статической устойчивости. Таким образом, при каждой вариации компоновочной схемы этот параметр необходимо пересчитывать. Для его определения были разработаны и апробированы интерфейсы взаимодействия между модулем геометрии, программой расчета положения аэродинамического фокуса и САД-системой. В результате интегрирования расчетного модуля с системой 3D моделирования реализована возможность оперативного редактирования геометрии и пересчета положения аэродинамического фокуса. Расчет фокуса производится по методу дискретных вихрей, представленному в работе [5].

Итоговая программа позволяет ускорить процесс предварительного проектирования ЛА.

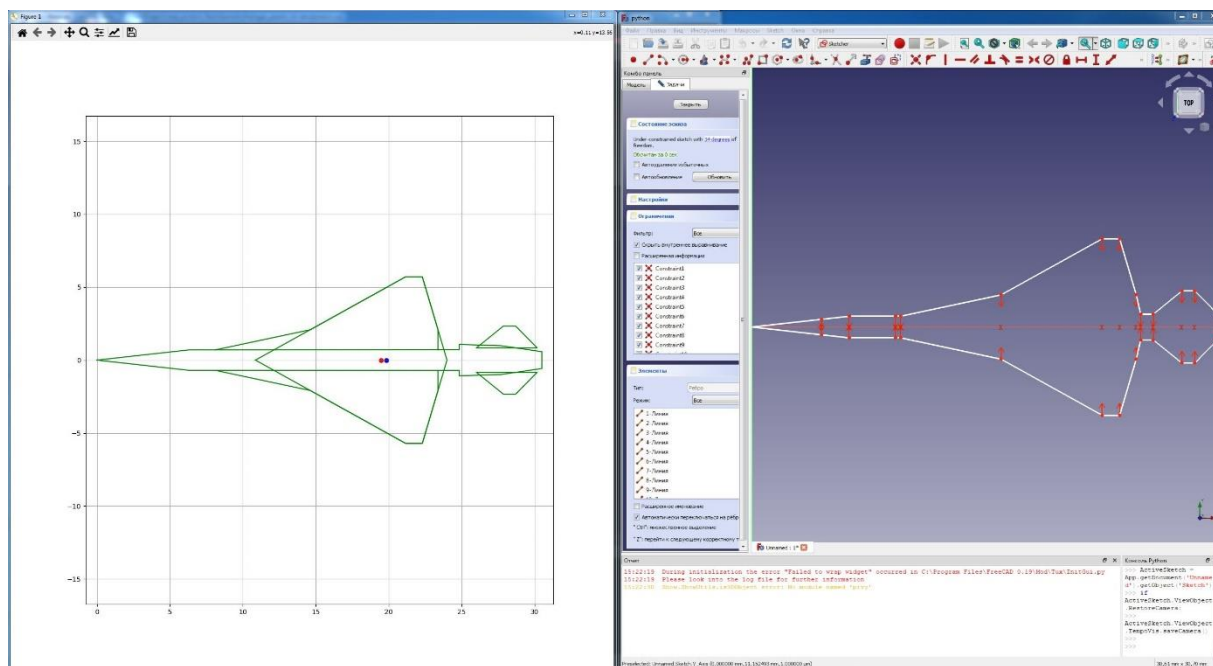


Рис. 2. Интеграция расчетного модуля с САД-системой

Литература

1. *Баринов В.А.* Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолётов. // Труды ЦАГИ. 1983. № 2205. С. 3–28.
2. *Егер С. М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н. К.* [и др.] Проектирование самолетов: Учебник для вузов. / П79 Под ред. С. М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. // М.: Машиностроение, 1983. С. 367–370.
3. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005. С. 566–572.
4. <https://github.com/FreeCAD/FreeCAD> 06.2021
5. *Ишмуратов Ф.З., Теперин Л.Л.* Развитие аэродинамического блока комплекса программ АРГОН для задач аэроупругости ЛА с крылом большого удлинения // Труды ЦАГИ, вып.2738, 2013, С.119-132.

УДК 629.7.015.3

Расчетное и экспериментальное исследование обтекания и характеристик трапециевидного воздухозаборника в надкрыльевой компоновке на взлетно-посадочных режимах полета

Е.В. Карпов^{1,2}, Н.Г. Колток^{1,2}, Е.В. Новгородцев¹

¹ФГУП "ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского»,

²Московский физико-технический институт (научно-исследовательский университет)

В работе рассматривается влияние различных вариантов стартовой механизации сверхзвукового нерегулируемого воздухозаборника (ВЗ) на его обтекание и характеристики на взлетно-посадочных режимах полета. Исследовался ВЗ с трапециевидной формой входа [1] в надкрыльевой компоновке с планером перспективного сверхзвукового гражданского самолета (СГС). Стартовая механизация была выполнена в виде створок подпитки, представляющих собой щели для подвода воздуха с верхней поверхности самолета в канал ВЗ. Каналы щелей подпитки в поперечном сечении имели форму прямоугольника со скругленными углами. Площадь проходного сечения канала каждой из щелей подпитки составляла 5% от величины пло-

щади входа ВЗ F_0 при виде спереди. Оси каналов щелей образуют с осью двигателя угол, равный 25° .

В ходе работы рассмотрены 5 вариантов стартовой механизации ВЗ, отличающихся количеством щелей подпитки: 2, 4, 6, 8 и 10 штук. Суммарная проходная площадь щелей каждого варианта механизации составила 10%, 20%, 30%, 40% и 50% от площади входа ВЗ F_0 соответственно.

В работе выполнено численное моделирование обтекания трапециевидного ВЗ в надкрыльевой компоновке с планером СГС с применением RANS-SST подхода. Для моделирования пространственного обтекания ВЗ использовалась неструктурированная расчетная сетка, адаптированная для разрешения пограничного слоя вблизи твердых поверхностей исследуемой модели. Объем расчетной сетки составил порядка 60 млн. ячеек. Параметры набегающего потока, задаваемые при проведении численного моделирования обтекания, соответствовали параметрам потока, создаваемого дозвуковой аэродинамической трубой (АДТ) ЦАГИ Т-104.

В результате численного моделирования были получены дроссельные характеристики ВЗ, т.е. зависимости коэффициента восстановления полного давления ν от коэффициента расхода воздуха через ВЗ f , а также поля чисел M и коэффициента ν в канале ВЗ и в сечении двигателя. На рисунке 1 приведены суммарные графики зависимостей коэффициента ν на режиме согласованной работы ВЗ с двигателем от числа Маха набегающего потока на исследованных взлетно-посадочных режимах. Результаты численного моделирования на приведенном графике представлены в виде пунктирных линий.

Из графика видно, что характеристики по коэффициенту ν ВЗ, не оборудованного стартовой механизацией, на режиме согласованной работы с двигателем во всем диапазоне исследованных режимов были получены значительно ниже стандартного уровня. Анализ расчётных полей течения в продольном горизонтальном и вертикальном сечениях канала ВЗ, не оборудованного стартовой механизацией, выявил образование обширных зон отрывного течения в области перфорации системы управления пограничным слоем (УПС) ВЗ, а также в области обечайки ВЗ. Возникновение данных отрывных течений при малых числах Маха набегающего потока обусловлено всесторонним засасыванием воздуха в ВЗ, в результате которого в области обечайки и перфорации реализуется поворот воздушного потока практически на 180° . Низконапорный след за областями отрыва потока распространяется до сечения двигателя, что приводит к низкому уровню характеристик ВЗ.

Из графика, приведенного на рисунке 1, видно, что применение стартовой механизации ВЗ в виде щелей подпитки обеспечивает рост характеристик ВЗ по коэффициенту ν . Так, например, стартовая механизация с суммарной проходной площадью щелей подпитки 40% от F_0 на режиме согласованной работы ВЗ с двигателем во всем исследованном диапазоне режимов обеспечивает значения коэффициента ν выше стандартного уровня. Анализ расчётных полей течения показал, что применение стартовой механизации ВЗ приводит к уменьшению расхода воздуха через перфорацию и щель системы УПС, а также уменьшению количества воздуха, затекающего в ВЗ вблизи кромки обечайки. Втекание воздуха в канал ВЗ через щели подпитки практически безотрывное. Увеличение суммарной проходной площади щелей подпитки до (40...50)% от F_0 приводит к практически полному устранению отрицательного влияния отрывных зон, возникающих при обтекании обечайки и элементов системы УПС, на поле полного давления в сечении двигателя. При этом обеспечивается рост уровня характеристик ВЗ на взлетно-посадочных режимах.

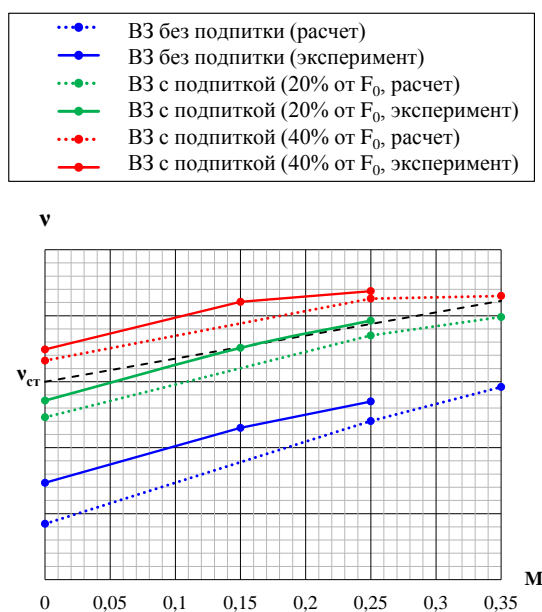


Рис.1. Зависимости коэффициента ν ВЗ на режиме согласованной работы с двигателем от числа Маха набегающего потока, полученные в результате численного и экспериментального исследований

В работе проведено экспериментальное исследование влияния рассмотренных вариантов стартовой механизации на характеристики трапецевидного ВЗ в надкрыльевой компоновке с планером СГС на взлетно-посадочных режимах полета в АДТ ЦАГИ Т-104. Часть полученных результатов экспериментальных исследований представлена в виде сплошных линий на графике, приведенном на рисунке 1. Из графика видно, что результаты эксперимента с достаточной для практики степенью точности соответствуют результатам численного моделирования на соответствующих режимах. Наибольшее расхождение результатов экспериментального и расчётного исследования по коэффициенту ν не превышает $\Delta\nu \approx 3\%$. При этом с ростом суммарной проходной площади створок подпитки стартовой механизации расхождение результатов эксперимента и численного моделирования снижается до значений $\Delta\nu \sim 1\%$.

Литература

1. Карпов Е.В., Новгородцев Е.В. Численное моделирование течения в трапецевидном воздухозаборнике с системой отсасывания пограничного слоя. В сборнике: Материалы XXVI научно-технической конференции по аэродинамике. Тезисы докладов 26-27 февраля 2015г., ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского, с.131-132.

УДК 004.942

Разработка программного модуля определения аэродинамических характеристик летательного аппарата на этапе предварительного проектирования

А.И. Волков, М.И. Мухаметишин

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

На этапе предварительного проектирования летательных аппаратов (ЛА) для обеспечения заданных технико-экономических характеристик (ТЭХ) требуется проводить многодисциплинарное проектирование, а именно параметрический анализ множества вариантов ЛА с целью выбора рациональных. Многодисциплинарное проектирование состоит из определения основных проектных и геометрических параметров, аэродинамических и весовых характеристик, дроссельных и высотно-скоростных характеристик силовой установки и в результате определение ТЭХ ЛА.

Цель данной работы – определение аэродинамических характеристик (АДХ) вариантов ЛА. Задачей работы являлось создание программного модуля расчёта АДХ. На этапе предварительного проектирования важно обеспечить быстрое действие расчёта для оперативного варьирования параметров и их анализа, следовательно, в данной работе рассматриваются инженерные методики.

Разработанный программный модуль производит приближенный расчёт АДХ ЛА по его геометрическим параметрам на дозвуковых режимах полёта. Расчёт состоит из определения коэффициента лобового сопротивления по методике [1], определения производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки по методике [2], определения коэффициента индуктивного сопротивления по параметрам удлинения крыла с учётом коэффициента реализации подсосывающей силы [3].

Для проведения расчёта требуется прототип исследуемого ЛА – ЛА со схожими геометрическими параметрами и режимами полёта, для которого достоверно известны его аэродинамические характеристики, к примеру, из эксперимента или CFD расчёта. Прототип ЛА рассчитывается по методикам [1], [2], [3] и результаты сопоставляются с известными для прототипа АДХ, в результате определяются поправочные коэффициенты. Далее по рассматриваемым в данной работе методикам производится расчёт варианта ЛА с учётом полученных поправочных коэффициентов. В работе предполагается, что проектируемый вариант ЛА обладает теми же особенностями обтекания, что и прототип, но которые не учитываются расчётными методиками. Путём учёта особенностей обтекания через поправочные коэффициенты возможно получить более достоверные АДХ варианта ЛА по сравнению с расчётом по методикам [1], [2], [3].

В результате разработан программный модуль приближенного расчёта АДХ проектируемого ЛА, точность расчёта которого достаточна на этапе предварительного проектирования. Кроме того, программный модуль обеспечивает необходимое быстрое действие для параметрического анализа. Полученные АДХ используются для расчёта весовых и лётно-технических характеристик в составе автоматизированной системы многодисциплинарного проектирования.

Пример применения программного модуля: рассмотрим влияние удлинения крыла λ и угла стреловидности передней кромки χ при фиксированной площади крыла на максимальное аэродинамическое качество при крейсерском числе Маха полёта ЛА. На рис. 1 представлена зависимость $K_{\max}(\lambda, \chi)$, на рис. 2.

представлена зависимость коэффициента подъёмной силы $C_{y K_{\max}}(\lambda, \chi)$ при соответствующих K_{\max} . Не трудно заметить, что полученные зависимости соответствуют теоретическим данным.

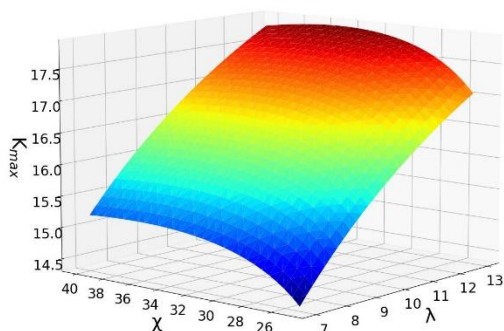


Рис.1. Зависимость $K_{\max}(\lambda, \chi)$

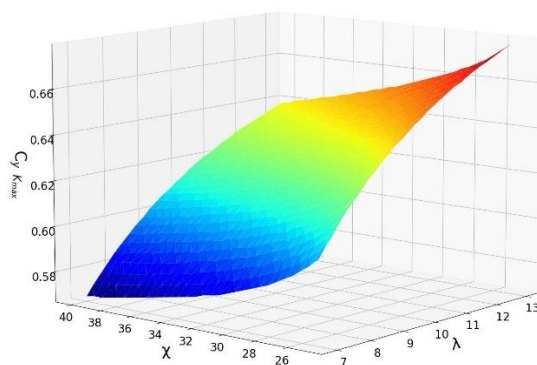


Рис.2. Зависимость $C_{y K_{\max}}(\lambda, \chi)$

Литература

1. Баринов В.А. Расчёт коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолётов. // Труды ЦАГИ. 1983. № 2205. С. 3–28.
2. Проектирование самолетов : учебник для вузов. / П79 Егер С. М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н. К. [и др.] Под ред. С. М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. Москва : Машиностроение, 1983. С. 367–370.
3. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. – Москва : ФИЗМАТЛИТ, 2005. С. 566–572.

УДК 534.836.2

Применение программного кода «vBoom» к задаче расчёта характеристик звукового удара в неоднородной атмосфере с ветром

А.О. Корунев

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Отсутствие экспериментальных данных по распространению ударных волн малой интенсивности в реальной атмосфере от сверхзвуковых самолетов, реализующих технологии снижения уровня воздействия на окружающую среду, а также невозможность проведения трубных экспериментальных исследований привели к развитию расчетных методов оценки характеристик звукового удара (ЗУ). В России теорию ЗУ, распространяющегося в неоднородной атмосфере с ветром, сформулировал профессор ЦАГИ Ю. Л. Жилин [1, 2] в 1967 году. На основании данной теории команда Жилина разработала программные коды [3, 4]. В 1995 году Робинот Кливлэндом [5] было описано применение дополненного уравнения Бюргерса к описанию затухания ЗУ в неподвижной среде. Последняя модель легла в основу многих программных кодов расчета распространения ЗУ, таких как «sBoom» (США) [6], «bBoom» (Китай) [7], «MPnoise» (Япония) [8]. Дополненное уравнение Бюргерса, обобщенное на случай подвижной среды, легло в основу разработанного в ЦАГИ программного кода «vBoom» по расчету траекторий распространения звуковых волн в атмосфере до земли и определению затухания вдоль полученных траекторий.

Проведена верификация кода «vBoom» по размеру пространственного шага при расчете распространения возмущений до земли и величине частоты дискретизации эпюры избыточного давления в ближнем поле (на контрольной поверхности около летательного аппарата). Показано, что ошибка вычисления геометрии зоны покрытия ведёт себя немонотонно при уменьшении пространственного шага, а наименьшее значение имеет при его величине 0.05 м. Однако подавляющая часть ошибки связана с точками зоны покрытия, находящимися на большом удалении от трассы полёта, в которых величина громкости имеет наименьшее значение. Это даёт возможность проведения вычислений с большим пространственным шагом и приемлемым значением ошибки в точках зоны покрытия, соответствующих большим значениям громкости и меньшему удалению от трассы полёта. Сравнение значений громкости ЗУ при расчетах с постоянным шагом (0.05 м) и переменным шагом показало расхождение (порядка 0.5 РЛдБ) в точках зоны покрытия вблизи трассы полета при существенном уменьшении времени расчета. По результатам верификации расчета по частоте дискретизации эпюры избыточного давления в ближнем поле определена ее рациональная

величина (300 кГц). Дальнейшее увеличение частоты дискретизации повышает точность расчета не более 0.1 PLдБ при существенном увеличении времени расчета.

Валидация характеристик ЗУ (формы зоны покрытия, эпюры избыточного давления и громкости) на земле проведена путем сравнения результатов расчета с результатами одного из участников (NASA) международного семинара SBPW 3 (Sonic Boom Prediction Workshop) [9] для аэродинамических компоновок C25P и C609 (X-59) в условиях стандартной (без ветра) и реальной (с ветром) атмосфер. Получено хорошее согласование расчетных значений с результатами NASA по программному коду «sBoom», проведенных в условиях стандартной атмосферы и реальной атмосферы с ветром. Расчеты ширины зоны покрытия (~160 км) совпадают с точностью до 1 км, амплитуда волны избыточного давления на земле отличается на 0.2-0.3 Па, а форма волны имеет незначительное искажение по временной оси, что приводит к уменьшению громкости на небольших расстояниях от трассы полета на величину порядка 1 PLдБ, а на больших расстояниях - 2.0 PLдБ. При этом полученные значения громкости для рассматриваемых компоновок находятся примерно в середине области расчетных значений всех участников семинара SBPW.

Для оценки влияния параметров стратифицированной атмосферы на громкость ЗУ проведено параметрическое исследование как отдельного, так и совокупного влияния горизонтального ветра (зонального и меридионального), температуры и плотности атмосферы, учитывающее случайный характер их значений, а также зависимость от времени года и географического положения. Исследование сезонного влияния отдельных параметров атмосферы на максимальную громкость на земле, выполненное на примере демонстратора NASA X-59 при полете над Европой (50 СШ, 0-60ВД), показало, что случайный характер значений меридионального и зонального ветров приводит к годовому разбросу значений громкости, равному 3.4 PLдБ, а разбросы, связанные с изменением температуры и плотности, равны соответственно 3.4 PLдБ и 2 PLдБ. Совокупное влияние параметров приводит к увеличению разброса громкости ЗУ до 4.9 PLдБ. Совокупный годовой разброс громкости ЗУ при рассмотрении полета над различными частями света составляет 5.7 PLдБ, 5.4 дБА и 1.8 дБС.

Данная работа осуществлена в ходе выполнения НИР «Проведение параметрических расчётных исследований в обеспечение разработки и валидации технологий перспективного СГС», шифр «СГС-Т1/ЦАГИ/МФТИ-2021» (договор от 20.05.2021 г. №17705596339200002810/1803/1) при участии лаборатории ФАЛТ МФТИ.

Литература

1. Жилин Ю.Л. Теория затухания стационарных и нестационарных ударных волн в неоднородных средах. // Труды ЦАГИ, 1967. Вып. 1094, с. 3-13.
2. Жилин Ю.Л. Теория звукового удара. Труды ЦАГИ, вып. 1489, 1973. С. 3-24
3. Чернышев С.Л. О приближенном вычислении функции Уитхема //Труды ЦАГИ, 1981, Выпуск 2110, 17 – 29.
4. Жилин Ю.Л., Коваленко В.В. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе. 1998, «Ученые записки ЦАГИ». Том 29, № 3-4. С. 111-122.
5. Cleveland R.O., Propagation of sonic boom through a real stratified atmosphere. Ph.D. Dissertation. – University of Texas at Austin, 1995.
6. Rallabandi S.K. Advanced Sonic Boom Prediction Using the Augmented Burgers Equation // Journal of Aircraft. Vol. 48, N 4, 2011. P.1245-1253.
7. Qiao, Jianling & Han, Zhong-Hua & Song, Wenping & Song, Bi-Feng & Zha, Gecheng. Development of Sonic Boom Prediction Code for Supersonic Transports Based on Augmented Burgers Equation. 10.2514/6.2019-3571(2019).
8. Masashi Kanamori, Takashi Takahashi, Yoshikazu Makino, Yusuke Naka, Hiroaki Ishikawa. Comparison of Simulated Sonic Boom in Stratified Atmosphere with Flight Test Measurements // AIAA Journal. Vol. 56, No. 7. P. 2743-2755, 2018.
9. <https://lbpw.larc.nasa.gov/>

УДК 629.735.33+62-529

Анализ робастной устойчивости движения модели пассажирского самолета на шарнире с тремя степенями свободы в АДТ

Т. Г. Муханов

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Для анализа устойчивости объекта с системой управления обычно используются стандартные линейные критерии устойчивости и прямое нелинейное моделирование. Линейные критерии устойчивости (например, вычисление собственных чисел системы) не дают гарантий устойчивости при интенсивных маневрах, в то же время нелинейное моделирование не может быть проведено для всех режимов полета. В

данной работе предлагается способ доказательства робастной устойчивости бокового движения в АДТ в широком диапазоне углов атаки с законом управления, зависящим от угла атаки.

Рассматривается движение модели пассажирского самолета в шарнире с тремя степенями свободы в АДТ, описываемыми уравнениями

$$\begin{aligned} \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\ \dot{\psi} &= (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \vartheta, \\ \dot{\alpha} &= \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \tan \vartheta, \\ \dot{x} &= I^{-1} (-\omega \times I \omega + M_a(\alpha, \beta, \omega, \delta)), \\ \tan \alpha &= \tan \vartheta \cos \gamma - \tan \psi \sin \gamma / \cos \vartheta, \\ \sin \beta &= \sin \vartheta \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi, \\ \omega &= [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T. \end{aligned}$$

Диапазон допустимых углов атаки движения модели в шарнире от 1 до 20 градусов. Модель неустойчива в боковом движении в диапазоне углов атаки от 11,5 до 20 градусов. Для обеспечения или улучшения устойчивости были построены LQR законы управления для нескольких значений угла атаки и далее линейно интерполированы на все возможные углы атаки. Для анализа робастной устойчивости методами квадратичной устойчивости и зависимых от параметра функций Ляпунова необходимо создать линейно зависящие от параметра (LPV) объект управления и закон управления. Линейно зависящая от параметров система

$$E(p)\dot{x} = A(p)x, \quad p = (p_1, \dots, p_n) \in \mathbf{R}^n, \quad p_i \in [\underline{p}_i, \bar{p}_i] \quad (1)$$

является квадратично устойчивой, если существует такая функция Ляпунова $V(x) = x^T P x$, $P > 0$, что ее производная в силу уравнений движения (1) является отрицательно определенной $\frac{dV(x)}{dt} < 0$.

Линейно зависящая от параметров система (1) является робастно устойчивой если для этой системы задан диапазон скорости изменения параметров и существует такая, зависящая от параметров функция Ляпунова

$$V(x, p) = x^T Q(p)^{-1} x, \quad Q(p) = Q_0 + p_1 Q_1 + \dots + p_n Q_n > 0, \quad p_i \in [\underline{p}_i, \bar{p}_i], \quad \frac{dp_i}{dt} \in [\underline{v}_i, \bar{v}_i],$$

что ее производная в силу уравнений движения является отрицательно определенной.

Закон управления в боковом канале, как интерполяция законов с постоянными коэффициентами, является линейно зависящим от угла атаки по способу построения. Линеаризованное движение модели на шарнире зависит от угла атаки как от параметра. Однако зависимость от производных бокового движения достаточно нелинейная, на рисунке 1 изображена производная $\bar{M}_y^{\omega_y}(\alpha)$. Для корректной линеаризации весь диапазон углов атаки был разделен на несколько поддиапазонов. На рисунке 2 изображена линеаризация $\bar{M}_y^{\omega_y}(\alpha)$ на отдельных интервалах и оценена ее ошибка, которая была введена как второй нормированный параметр p_2 ($p_1 = \alpha$).

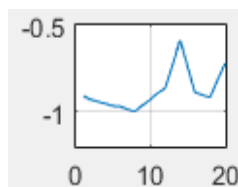


Рис. 1. Зависимость $\bar{M}_y^{\omega_y}(\alpha)$ от угла атаки

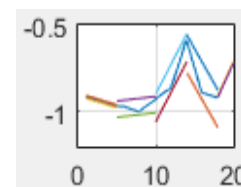


Рис. 2. Линеаризация по поддиапазнам

Диапазон скорости изменения угла атаки был определен из моделирования маневров в продольном канале,

а параметр p_2 определен из ошибки аппроксимации, в результате чего получены следующие диапазоны:

$$\alpha \in [1^\circ, 20^\circ], \quad p_2 \in [-1, 1], \quad \dot{\alpha} \in [-225^\circ/\text{s}, 225^\circ/\text{s}], \quad \dot{p}_2 = 0$$

Результаты анализа LPV системы методами квадратичной устойчивости и зависящими от параметра функциями Ляпунова представлены в таблице 1.

Таблица 1

Результаты тестирования системы методами робастного анализа

α	Quadratic stability	Parameter-dependent Lyapunov function
1-5	+	+
5-8	+	+
8-14	+	+
14-18	+	+
18-20	-	+

Как видно из таблицы, на углах атаки 18-20° квадратичная устойчивость не подтверждается, в то время как метод зависящих от параметра функций Ляпунова гарантирует робастную устойчивость. Это происходит потому, первый из методов более груб (он допускает бесконечно быстрое изменение параметров). Метод оценки с помощью функций Ляпунова зависящих от параметров позволяет доказать робастную устойчивость бокового движения модели самолета на шарнире во всем допустимом диапазоне изменения угла атаки.

Литература

1. Виноградов Ю.А., Гришин И.И., Колесников Е.Н., Колинко К.А., Сидорюк М.Е., Храбров А.Н., О возможности исследования в аэродинамических трубах критических режимов полета с использованием шарнира с тремя степенями свободы // Ученые записки ЦАГИ. № 5 Том XLV. 2014.
2. Gahinet P., Nemirovski A., Laub A.J., Chilali M. LMI Control Toolbox User's Guide. TheMath Works, Inc. (1995).

УДК 62-529

Построение траектории движения БПЛА с использованием клотоид

Н. В. Цатурян^{1,2}

¹Московский физико-технический университет (национальный исследовательский университет)

²Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского

В настоящее время много внимания уделяется вопросам проектирования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) самолётного типа, достоинством которых является высокая скорость полета, большая дальность полета, а также их энергоэффективность. Одной из наиболее сложных задач при создании БПЛА является синтез его системы автоматического управления (САУ). И если создание системы управления угловым движением летательных аппаратов (ЛА) классической компоновки не представляется сложным [1], то разработка оптимального алгоритма САУ для траекторного управления БПЛА в условиях ограниченного пространства является актуальным вопросом.

В большинстве случаев используется тривиальное решение: «сшивание» дуги окружности с прямой, как результат, траектория терпит разрыв второй производной. Это в свою очередь вызывает отклонение ЛА от заданной кривой, так как перекладка элеронов происходит не моментально. Целый ряд работ посвящён исследованию движения БПЛА по заданным контрольным точкам на фиксированной высоте с минимизацией длины траектории. Повышенный интерес наблюдается к применению клотоид [2] для решения данной задачи.

В рамках настоящей работы была создана САУ для БПЛА с крылом большого удлинения с несущим фюзеляжем и интегрированным рулём высоты (Рис. 1). БПЛА рассчитан на крейсерскую скорость 25 м/с. Максимальный взлётный вес 7 кг при массе самого БПЛА 3 кг. Максимальная скорость 30 м/с. В

крыле используется профиль sd7037, в вертикально оперении NASA 64-012A. Фюзеляж представляет собой модифицированный профиль NASA 642-015A.

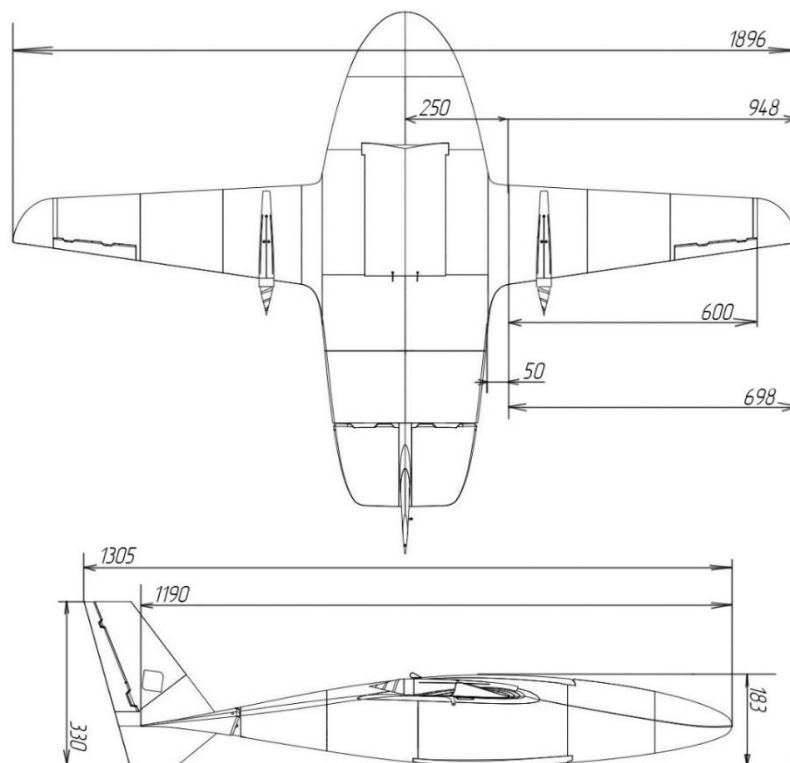


Рис. 1. Чертёж используемого БПЛА

Для синтеза системы управления были использованы нелинейные статические аэродинамические характеристики, полученные путём расчёта в Solidworks, линейные нестационарные аэродинамические характеристики, вычисленные при помощи теории несущей поверхности [3]. Также была произведена оценка линейного участка эффективности рулей управления при помощи XFoil. На основании полученных оценок была создана математическая модель БПЛА в Simulink. Модель была верифицирована и уточнена по результатам лётного эксперимента. Для полученной модели были разработаны автоматы тангажа, вертикальной скорости, высоты, крена и курса. Были использованы угловые скорости, углы Эйлера, вертикальная скорость, высота.

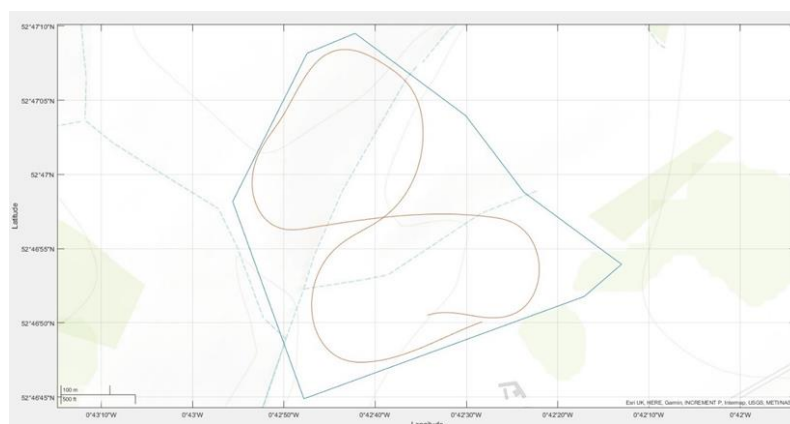


Рис.2. Реализуемая траектория

Для вычисления траектории движения БПЛА были заданы контрольные точки на пути следования и разрешённая для полёта зона. Основной проблемой при построении оптимальной траектории является её пересечение с границей полётной зоны. Трудность была разрешена путём введения промежуточных контрольных точек.

На рисунке 2 приведён пример получаемой траектории (красная линия) для выделенной полётной зоны (синяя линия).

В отличие от классического метода построения траектории при помощи комбинации прямых участков пути и дуг окружности, клотоида благодаря непрерывности своей второй производной по параметру позволяет БПЛА совершать плавные развороты, постепенно переключая элероны с постоянной скоростью.

Литература

1. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полётом самолётов. Москва : Машиностроение, 1991.
2. Enrico Bertolazzi, Marco Frego. Interpolating clothoid splines with curvature continuity DOI: 10.1002/mma.4700
3. Belotserkovsky S.M. Study of the unsteady aerodynamics of lifting surfaces using the computer // Annual review of fluid mechanics. 1977. Vol. 9.

Секция физических проблем аэрогидромеханики и авиационной экологии

УДК 532.529:532.6

Исследование теплообмена капли, движущейся вдоль поверхности твердого тела под действием аэродинамических сил, в приложении к проблеме обледенения летательного аппарата

В.А. Жбанов

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

Обледенение летательного аппарата (ЛА) является одной из нерешенных проблем авиации [1], для борьбы с которым в настоящее время разработаны различные методы. Для защиты крыльев зачастую применяют тепловые противообледенительные системы (ПОС), например, электро- или воздушно-тепловые. Попадание ЛА с включенной тепловой ПОС в переохлажденное облако может привести к образованию барьерного льда, который серьезно ухудшает аэродинамические характеристики крыла. Барьерный лед получается вследствие кристаллизации капель воды, образовавшихся в результате распада ручейков или пленки, текущих по поверхности крыла. Кроме того, экспериментальные исследования [2], проведенные в аэродинамической трубе, показали, что капельный режим обледенения наблюдается чаще других.

В настоящей работе для предсказания мест отложения барьерного льда на поверхностях с различными углами смачивания проведены экспериментальные и теоретические исследования динамики и теплообмена капель, увлекаемых аэродинамической силой по поверхности модели. Проведенное нами ранее исследование [3] динамики капель показало хорошее совпадение экспериментальных данных и результатов теоретического моделирования, что позволяет уверенно предсказывать скорость капли.

Экспериментально исследована динамика и тепловой режим капель, увлекаемых вдоль гидрофобной поверхности модели крыла самолета аэродинамическими силами, при отрицательных температурах потока ($-5 \dots -10$ °C) и скоростях потока 20–40 м/с.

Для бесконтактного определения температуры движущихся капель был использован метод инфракрасной (ИК) съемки. Для обработки результатов инфракрасной съемки разработан численный код, включающий фильтрацию шумов, пространственное преобразование изображений, определение рабочей области, детектирование и получение треков капель с помощью алгоритмов PTV, определение температурного профиля капель, их сортировку, интерполяцию данных.

Разработана физико-математическая модель температурного режима капель, движущихся по поверхности, обдуваемой потоком воздуха. Сравнение предсказаний теоретической модели с результатами эксперимента показало работоспособность предложенной теории.

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

Литература

1. *Cao Y., Tan W., Wu Z.* Aircraft icing: an ongoing threat to aviation safety // *Airspace Sci. and Technology* 2018. V. 75. P. 353.
2. *Olsen W., Walker E.* Experimental evidence for modifying the current physical model for ice accretion on aircraft surface // *Third Intern. Workshop on Atmospheric Icing of Structures*. Vancouver, Canada, May 6–8, 1986. NASA Technical Memorandum 87184. 46 p.
3. *Гринац Э. С., Жбанов В. А., Кашиеваров 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. Вып. 2. С. 246.

Моделирование совместных распределений набегов фазы взаимного спектра пристеночных турбулентных пульсаций давления

А.Н. Котов

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского

На интенсивность пристеночных турбулентных пульсаций в длинноволновой области влияют два основных фактора — эллиптичность спектра и асимметрия конвективного максимума. Непосредственное измерение степени асимметрии затруднено из-за сложностей точного измерения частотно-волновых спектров. Поэтому для изучения возможности опосредованного измерения такой асимметрии была создана модель волнового спектра, позволяющая балансировать энергию между большими и малыми волновыми числами.

На основании этой модели вычислялись взаимные спектры как величины, наиболее доступные для наблюдения и измерения в эксперименте. Исследовался вопрос, какие доступные для измерения характеристики взаимных спектров могут давать информацию об асимметрии волнового спектра. Наиболее чувствительными измеримыми параметрами оказались фазовый набег и интегральная фазовая скорость.

Установлено, что изменение фазовой скорости в зависимости от разделения является признаком асимметрии волнового конвективного пика. Рост абсолютной величины фазовой скорости по мере увеличения пространственного разделения между точками наблюдения означает преобладание коротковолновых компонентов; убывающая фазовая скорость является признаком преобладания длинноволновых компонентов [1].

В классических моделях взаимных спектров набег фаз на соседних интервалах считаются независимыми; это приводит к экспоненциальному убыванию модуля и постоянной фазовой скорости. В экспериментах была обнаружена статистическая взаимосвязь между кратковременно измеренными узкополосными набегам фазы одномерного взаимного спектра на смежных интервалах наблюдения [2], что указывает на несовершенство классических моделей. Совместные статистические распределения турбулентных давлений в точках обтекаемой поверхности могут дать существенно больше информации в пространственной структуре поля, чем двухточечные моменты второго порядка от этих распределений.

Для изучения измеримых последствий такой статистической взаимосвязи была создана модель взаимного спектра, основанная на распределениях набегов фаз, позволяющая задавать произвольные совместные распределения. Подобрано модельно распределение, дающее картину, близкую к классической. Затем модель дополнялась корреляциями набегов фазы. Положительная и отрицательная корреляции приводили к предсказуемым результатам: уменьшению или увеличению фазовой скорости соответственно на удвоенном интервале по сравнению с одинарным, а также увеличение масштабов корреляции поля.

Более сложный случай предусматривал многомерное моделирование ранее наблюдаемого в эксперименте «эллиптического» совместного распределения набег фаз. Этот случай не описывает в терминах корреляций, поскольку статистическая взаимосвязь носит нелинейный характер. Эффект увеличения интегрального масштаба корреляции в данной модели объясняется тем, что при «эллиптической» статистической взаимосвязи набег фаз лежат внутри многомерного шара, а не куба, то есть реже проявляются одновременно крайние отклонения (соответствующие углам многомерного куба) от среднего набег фазы. Уменьшение локальной дисперсии набегов фаз приводит к возрастанию масштабов корреляции.

Литература

1. Смольяков А.В., Ткаченко В.М. Измерение турбулентных пульсаций. – Ленинград : Энергия, 1980. 264 с.
2. Котов А.Н. Экспериментальная проверка мультипликативной гипотезы для взаимных спектров пристеночных турбулентных пульсаций // Тезисы докладов 3-й Всерос. откр. конф. по авиационной акустике, Звенигород, 2013.

Способ уменьшения температуры на Земле с помощью экранирования солнечной энергии космическим аппаратом

Г.Р. Янгалин, С. Л. Лобов, М.Н. Поклад

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Предметом исследования данной работы является новый способ уменьшения температуры на пла-

нете Земля, с помощью космических аппаратов, как например, спутник [1, 2] с солнечным экраном [3, 4].

Целью нашей работы является исследование нового метода уменьшения температуры на Земле, благодаря которому можно будет обратить изменение климата на планете, и возможность реализации этого метода на космическом аппарате.

Структура нашего проекта включает в себя разработку общей концепции, 3D-модели, предварительный расчёт при экранировании солнечных лучей, решение физико-технических задач.

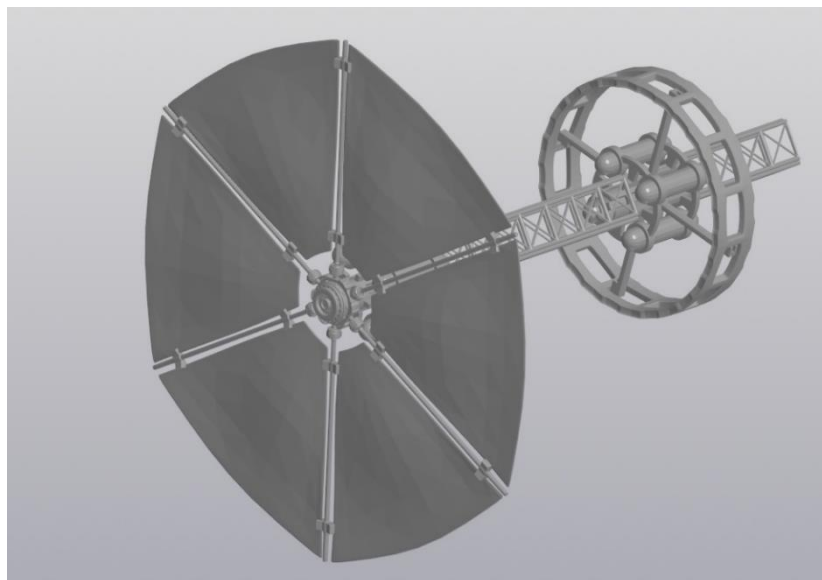


Рис.1. Общий вид спутника с экраном

Параметр	Значение
Солнечная постоянная	1367 Вт/м ²
Дополнительная тепловая мощность эквивалентная увеличению концентрации CO ₂ по сравнению с доиндустриальным периодом	1,8 Вт/м ² [5]
Площадь Земли	5,1 · 10 ¹⁴ м ²
Радиус экрана	1000 м

Физико-технический расчёт:

Мощность отражённой экраном энергии

$$\pi R^2 \cdot 1367 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \approx 4,3 \cdot 10^9 \text{ Вт.}$$

Суммарная дополнительная тепловая мощность эквивалентная увеличению концентрации CO₂ по сравнению с доиндустриальным периодом

$$5,1 \cdot 10^{14} \text{ м}^2 \cdot 1,8 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} = 9,2 \cdot 10^{14} \text{ Вт.}$$

Необходимое количество экранов для компенсации роста концентрации CO₂

$$\frac{9,2 \cdot 10^{14} \text{ Вт}}{4,3 \cdot 10^9 \text{ Вт}} \approx 2,14 \cdot 10^5 \text{ шт.}$$

Учитывая, что экраны вращаются по круговой орбите и часть экранов находится на теневой стороне Земли, необходимое для компенсации парникового эффекта количество экранов нужно как минимум удвоить.

В данной работе показан метод борьбы с парниковыми изменениями климата, а также проведён анализ объёма материально технических средств, необходимого для данной методики. На данном этапе развития ракетно-космической отрасли и промышленности в целом, очевидно, невозможно использовать данную методику, но с их развитием в будущем станет доступно реализовать данный проект для предотвращения глобальной экологической катастрофы

Указанный метод понижения температуры на планете универсален и гипотетически может быть использован для терраформирования Венеры.

Литература

1. Ильин А.А. Динамика быстро вращающихся малых спутников в геомагнитном поле : дисс. на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук . Москва, 2006.
2. Шор В.А. Теории движения и эфемеридное обеспечение малых планет и спутников : дисс. на соискание ученой степени доктора физико-математических наук . Санкт-Петербург, 1999.
3. Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. 2-е изд., доп. // под ред. В. А. Егорова. Москва, 2010.
4. Перетяцько К.О. Исследование динамики углового движения космического аппарата с солнечным парусом // Молодежный научно-технический вестник. 2012. № 5. С. 7.
5. https://ru.wikipedia.org/wiki/Углекислый_газ_в_атмосфере_Земли – (Дата обращения: 16.10.2021).

УДК 532.62:536.421.4

Численное моделирование обледенения супергидрофобного цилиндра в плёночном режиме

А.В. Кашеваров, А.Л. Стасенко

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

В последнее время активно изучается возможность применения супергидрофобных покрытий для борьбы с обледенением. Например, в [1] в условиях аэроохлаждающей трубы проводились исследования обледенения макета крыла (профиль NASA 0012). Получено, в частности, что для нагреваемой передней кромки крыла, имеющего супергидрофобное покрытие, требуется значительно меньшая мощность нагрева для защиты крыла от обледенения по сравнению с обычной поверхностью без покрытия.

Обледенение часто сопровождается образованием водяной плёнки на поверхности, особенно в случае ее подогрева. Двигаясь вдоль по поверхности под действием аэродинамических сил, она замерзает на некотором расстоянии вниз по потоку и формирует так называемый барьерный лед. Физико-математическая модель охлаждающейся и отвердевающей жидкой плёнки, увлекаемой воздухом вдоль подогреваемой поверхности обтекаемого тела, была развита в [2]. В основе модели лежат стационарные уравнения пограничного слоя, осредненные по толщине плёнки. При осреднении предполагалось, что как скорость, так и температура жидкости имеют параболические профили в поперечном сечении плёнки, причём для скорости, естественно, ставилось условие полного торможения потока на стенке.

Теоретическая модель [2] легко может быть обобщена на случай супергидрофобной поверхности. Так, в [3] теоретически исследовалось распространение жидкого слоя вдоль такой поверхности при условии его проскальзывания. Это связано с тем, что супергидрофобная поверхность имеет рельеф в виде микроскопических выступов и впадин и жидкий слой не имеет полного контакта с ней, поскольку в микрополостях содержится воздух. Таким образом, условие прилипания на стенке в [2] должно быть заменено условием проскальзывания вида

$$u_w = b \left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=0}.$$

Здесь u – продольная скорость движения плёнки, y – безразмерная через характерную толщину плёнки координата нормальная к поверхности, b – коэффициент проскальзывания. Подчеркнём, что, как только тонкий слой льда образовался на поверхности, она перестаёт быть супергидрофобной и указанное выше условие должно быть заменено на обычное $u_w = 0$.

Расширенная теоретической модель была применена для расчета обледенения поперечно обтекаемого кругового цилиндра радиусом 5 см. Часть его лобовой поверхности в диапазоне угловой координаты θ от -15° до $+15^\circ$ нагревалась постоянным тепловым потоком. На рис. 1–4 показано сравнение результатов расчетов ($b = 0.9$ и 0) через 60 с после начала обледенения при следующих значениях параметров: скорость аэрозольного потока 80 м/с, температура окружающей среды -12°C , радиус капель 20 мкм, массовая концентрация воды в потоке 0.9 г/м^3 , плотность теплового потока в защищаемой зоне поверхности 0.53 Вт/см^2 .

Рис. 1 свидетельствует, что при наличии скольжения температура нижней границы плёнки уменьшается на доли градуса. Проскальзывание также уменьшает толщину плёнки в обогреваемой зоне (рис. 2), а в зоне нарастания льда её толщина одинакова в обоих случаях. Однако видно, что замерзание плёнки при наличии проскальзывания происходит несколько выше по потоку. Скорость плёнки также увеличивается в обогреваемой зоне (рис. 3). Наличие проскальзывания немного уменьшает протяжённость ледяного барьера (рис. 4) и, несмотря на увеличение его максимальной высоты, масса льда уменьшается на 9%.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ, проект 19-29-13024.

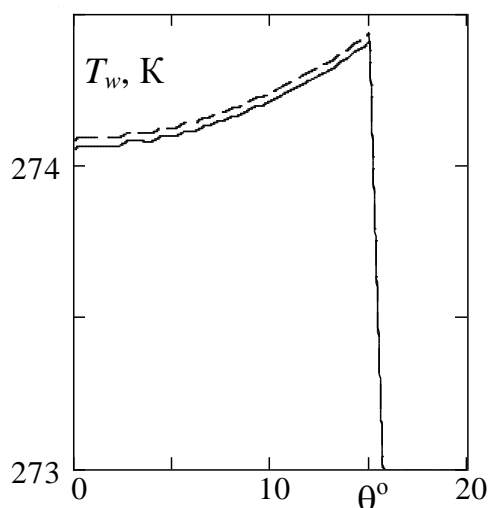


Рис. 1. Температура нижней границы плёнки (стенки): сплошная кривая – с проскальзыванием плёнки, штриховая – без проскальзывания

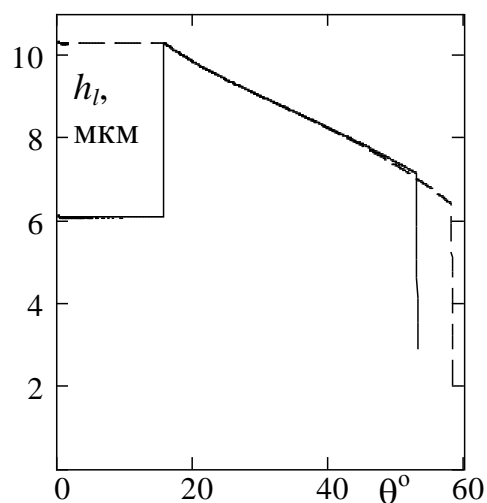


Рис. 2. Толщина плёнки

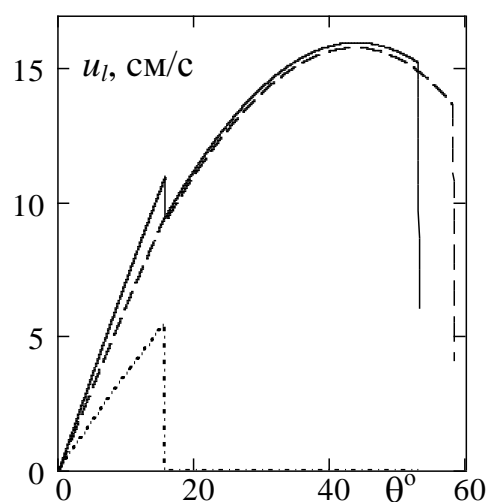


Рис. 3. Скорость верхней границы плёнки. Штрихпунктирная кривая – скорость проскальзывания

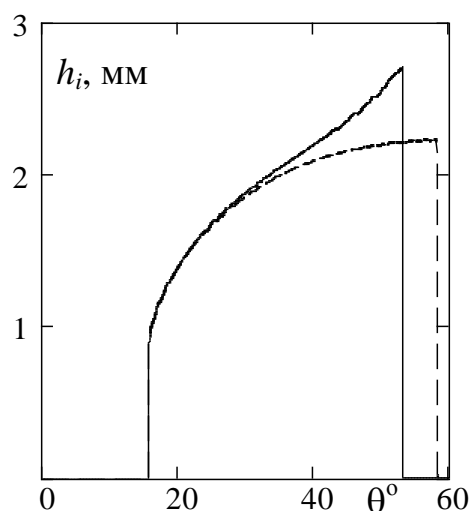


Рис. 4. Толщина слоя льда

Литература

1. De Pauw D., Dolatobadi A. Effect of superhydrophobic coating on the anti-icing and deicing of an airfoil // J. Aircraft. 2017. V. 54, N 2. P. 490–499.
2. Кашеваров А.В., Стасенко А.Л. Эволюция плёнки воды и барьерного льда на поверхности тела при плоском обтекании воздушным потоком // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26, № 2. С. 237–245.
3. Агеев А.И., Осипцов А.Н. Автономные режимы растекания тонкого слоя жидкости вдоль супергидрофобной поверхности // Известия РАН. 2014. Т. 49. № 3. С. 37–51.

УДК 629.112

Разработка индивидуального водного средства передвижения «Скат»

Д.А. Иванов, М.С. Григорьев, А.К. Костиков

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

На сегодняшний день проблема самостабилизации экраноплана не решена. Экраноплан неустойчив по причине изменения воздушного потока под крылом при волнении, а также особых условий, поэтому для нормального полёта экраноплану необходимо наличие технически сложной системы автоматического управления. Данный проект нацелен на решение этой проблемы, результаты работ по которому будут применены в проекте перспективного малого экраноплана «Грифон», разрабатываемого на базе студенческого

конструкторского бюро «Военмех», для которого необходимо решить проблему стабильного полёта.

Самостабилизация – это процесс, во время которого аппарат стремится вернуться к «нормальному» движению после передачи ему не критического отклонения, самостоятельно без использования автоматических систем управления.

Индивидуальное водное средство передвижения (ИВСП) «Скат» (рРис.1) относится как классу судов на подводном крыле, так и к летательному аппарату, использующему экранный эффект, предназначенный для быстрого перемещения человека из одного места в другое на короткие расстояния в водной среде. Состоит из корпуса в форме крыла, передней стойки, «силового блока», передних подводных крыльев и двух задних крыльев. Предназначен для решения проблемы самостабилизации судов, использующих экранный эффект.

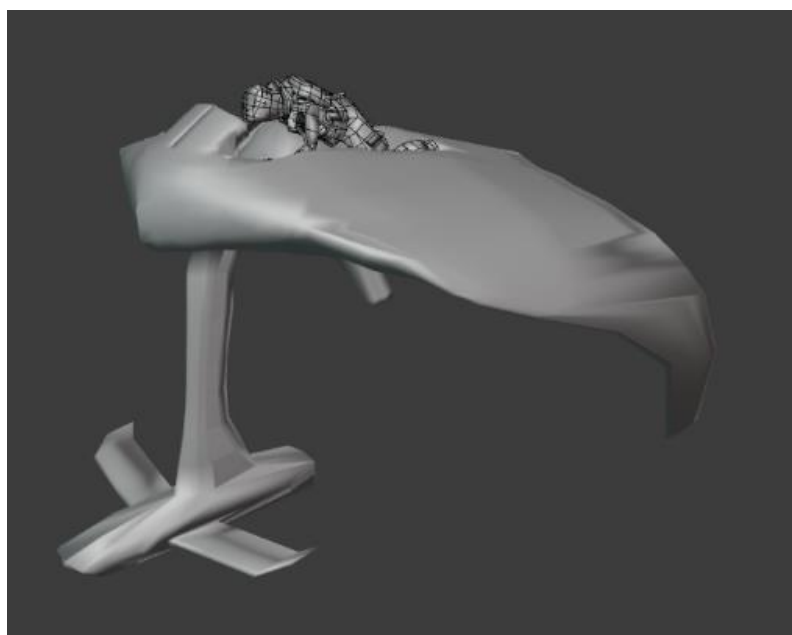


Рис. 8. ИВСП "Скат"

«Скат» уникален. При одинаковой с скорости и мощности с любым другим аппаратом на рынке развлечений будет потреблять меньшее количество энергии, а также намного проще в управлении, за счёт самостабилизации. Корпус-крыло за счет своей аэродинамической формы также обеспечивает повышение грузоподъемности аппарата и снижает нагрузку на подводное крыло.

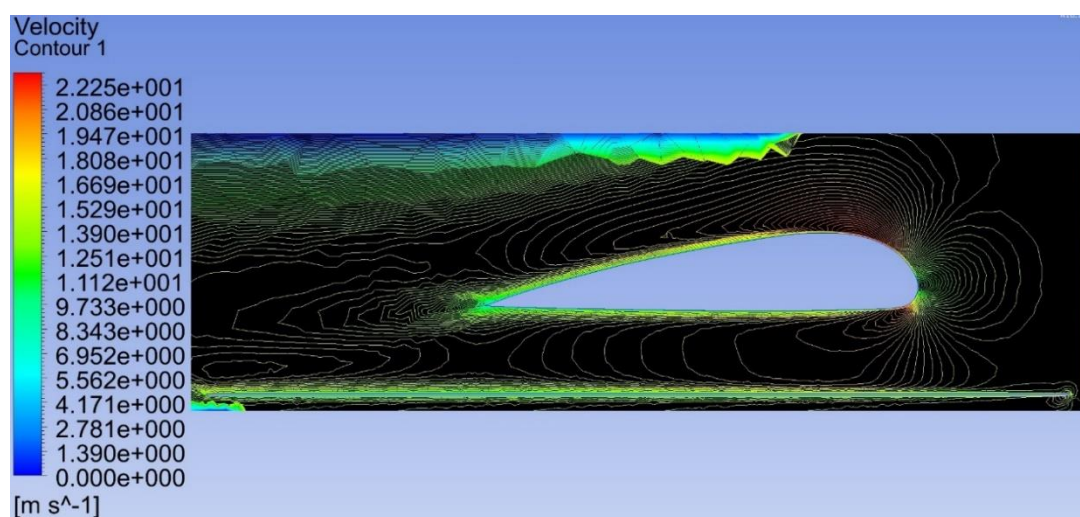


Рис. 9. Возникновение экранного эффекта под крылом

Литература

1. Что такое фойлборд [Электронный ресурс] // Вода-Берег – яхты, страны, путешествия, lifestyle: [сайт]. URL: <https://vodabereg.ru/lifestyle/что-такое-foilbord/> (дата обращения: 29.01.2021).
2. Серфинг с подводным крылом. SUP FOIL и foil surfing [Электронный ресурс] // – яхты, страны, путешествия, lifestyle: [сайт]. URL: <https://sup-shop.ru/blog/sup-foil-i-foil-surfing/> (дата обращения: 29.01.2021).

Разработка решателя FlagmanFoam для моделирования процессов обледенения в условиях натекания мелких капель

А.О. Морозов¹, М.А. Кудров¹, А.Б. Миллер², А.Л. Стасенко²

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

Разработка способов эффективной противообледенительной защиты, методов подтверждения соответствия изделий авиационной техники для всех возможных условий обледенения является задачей государственной важности. Перед Российской Федерацией остро стоит задача как обеспечения безопасности полетов, так и сертификации продукции отечественной авиационной промышленности во всех условиях обледенения. Экспериментальному и численному моделированию процессов обледенения посвящено большое количество работ, например [1–6].

На текущий момент совместными усилиями коллективов ФГУП «ЦАГИ» и МФТИ разработан прототип программного комплекса, предназначенного для моделирования процессов обледенения, который включает в себя решатель для условий натекания мелких капель (Приложение С к CS-25). Для Приложения С к CS-25 [7] актуально изучение движения малых переохлажденных капель со средним диаметром до 40 мкм.

Программный комплекс разрабатывается на универсальном языке программирования C++ и основывается на базе открытой библиотеки OpenFOAM v1912. На данный момент программный комплекс включает в себя решатель FlagmanFoam для моделирования обледенения в условиях Приложения С.

В программных модулях используются следующие физико-математические модели: модуль аэродинамики включает в себя эйлеров подход и модель турбулентности SST, лагранжев подход реализован в модуле газочапельного потока, а модуль термодинамики использует термодинамическую модель Майерса.

Решатель FlagmanFoam состоит из следующих программных модулей: модуль аэродинамики, модуль газочапельного потока, модуль термодинамики, модуль работы с сеткой и геометрией. Модульный подход позволяет изменять возможности разрабатываемого решателя путём использования или наращивания функциональных блоков, выполняющих различные задачи. Таким образом, данный подход позволяет упростить не только тестирование программы и обнаружение ошибок, но и разработку и модификацию ПО на дальнейших этапах работы.

Представлены результаты расчетов для двух тестовых задач: обледенение цилиндра и профиля NASA0012.

Для тестовой задачи обледенения цилиндра были использованы следующие параметры: $U = 94$ м/с, диаметр цилиндра $D = 15.4$ мм, размер капель $D_p = 30$ мкм, $T = 247$ К, $Re = 1.4 \cdot 10^6$ [8].

На рис. 1 представлены результаты моделирования и сравнение с экспериментом. Отклонение расчета по толщине льда для случая рыхлого льда для цилиндра составляет менее 5 % по сравнению с результатами эксперимента.



Рис. 1. Результаты моделирования обледенения цилиндра

Решатель был протестирован на задаче обледенения профиля NASA0012 при следующих парамет-

рах: скорость набегающего потока задавалась равной $U = 67.1$ м/с, температура $T = 244.51$ К, размер капель $D_p = 20$ мкм, водность $LWC = 1$ г/м³, время нарастания льда – 6 минут [9].

На рис. 2 показаны результаты работы решателя. Отклонение рассчитанной толщины льда от эксперимента составило 11 %, что превосходит по точности программный код NASA LEWICE (21.4 %).

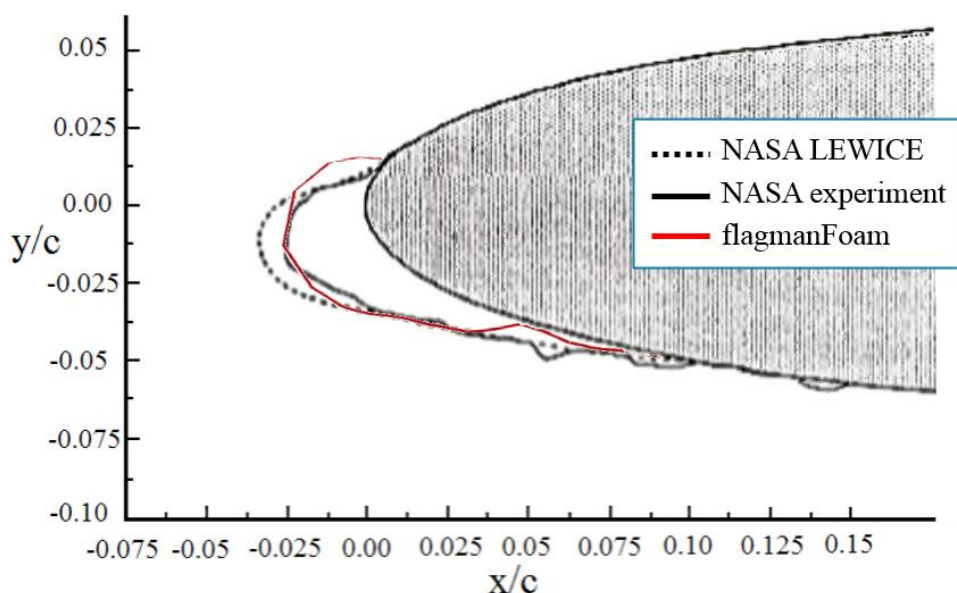


Рис. 2. Результаты моделирования обледенения профиля NACA0012.

В дальнейшем планируется расширять функционал решателя с помощью добавления новых физико-математических моделей, что позволит рассчитывать обледенение в условиях натекания крупных капель, в условиях падающего снега и метели, а также предсказывать нарастание льда других типов.

Работа выполнена в рамках проекта ICE GENESIS при финансовой поддержке Министерства промышленности и торговли РФ, уникальный идентификатор проекта 824310.

Литература

1. Миллер А.Б., Потанов Ю.Ф., Токарев О.Д., Яшин А.Е. Лабораторная аэрохолодильная установка для исследования процессов обледенения // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47. №.4. С. 55-61.
2. А.В. Кашееваров, В.С. Левченко, А.Б. Миллер, Ю.Ф. Потанов, А.Л. Стасенко. К гидротермодинамике обледенения профиля в воздушно-кристаллическом потоке
3. Thomas S.K., Cassoni R.P., MacArthur CD. Aircraft Anti-Icing and De-Icing Techniques and Modeling // Journal of Aircraft, 33(5), p. 841–854.
4. Miller A.B., Potapov Yu.F., Stasenko A.L. Experimental and Theoretical Investigations of Aircraft Icing in the Case of Crystal and Mixed-phase Flow // 29th Congress of the Internat. Council of the Aeronautical Sciences. Sept. 7–12. 2014. St-Petersburg, Russia. Paper 2014-0575.
5. Bidwell C.S. Collection Efficiency and Ice Accretion Calculations for a Boeing 737-300 Inlet // SAE/AIAA Paper, 96-5570, 21p.
6. Амелюшкин И.А., Кудров М.А., Морозов А.О., Щеглов А.С., Стасенко А.Л. Модели процессов, сопровождающих кристаллизацию переохлажденных капель // Труды Института системного программирования РАН / Т. 1, № 2, 2020. С. 15–21.
7. CS-25 Large Aeroplanes [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.easa.europa.eu/certification-specifications/cs-25-large-aeroplanes> (дата обращения 13.10.2021).
8. Shin J., Bond T.H. Result of an Icing Test on a NACA 0012 Airfoil in the NASA Lewis Icing Research Tunnel // 30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 20 p.
9. Andreson D.N. Rime-, Mixed-, and Glaze-Ice Evaluations on Three Scaling Laws // NASA Technical Memorandum 106461. AIAA-94-0718, 1994. 14 p.

Математические модели и экспериментальные возможности создания смерчей

И.А. Амелюшкин

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Вихревые структуры газовых потоках в существенной степени определяют интенсивность процесса тепломассопереноса. Поэтому эффективные способы управления вихревыми течениями вызывают повышенный интерес как в фундаментальных исследованиях, так и в области практического применения: в частности, в задачах перемешивания, энергоразделения жидкостей и газов, разделения фракций дисперсных течений, управления тепломассопереносом, интенсификации горения, прогнозирования и управления природными процессами, электризацией аэрозолей и в ряде других приложениях. Так, например, создание незначительной перфорации менее 1 % площади поверхности приводит к ускорению интенсивности горения в несколько раз (рис. 1).

В настоящей работе получены аналитические выражения в результате приближенного решения уравнений Навье-Стокса в перфорированном цилиндре, в котором формируется смерч. Созданы семь экспериментальных установок, позволяющих создавать смерчеобразные течения в лабораторных условиях: смерч на гладкой поверхности образуется при неустойчивых конвективных потоках, создаваемых большим вертикальным перепадом температур при нагревании листа алюминия газовой горелки. Для визуализации использованы капли гликолевой смеси, частицы магнезии и оксида хрома, при подсветке которых лазерной плоскостью непрерывных лазеров с выходной мощностью 1 и 6 Вт становится видны образующиеся вблизи поверхности листа вихревые структуры. В четырех других установках смерчеобразные вихревые структуры формируются в результате закрутки пламени, которое приводит к повышению концентрации кислорода в наблюдаемом объеме и, как следствие к ускорению горения, что, в свою очередь, приводит к восходящим потокам воздуха, которые увлекают пары горючего вещества, приводят к полноте сгорания, увеличению объема тепловыделения и излучения. В двух установках подкрутка осуществляется путем создания вертикальных щелей в круговых аквариумах, в центре которых осуществляется горение, в третьем пламя окружено сеткой, которое вращается вместе с ней и отдельно от сетки, в четвертой пламя вращается за счет вентилятора, а прозрачный цилиндр препятствует вязкому ослаблению момента количества движения воздуха с парами горючего вещества. Пятая установка позволяет создавать смерчи на плоской ровной поверхности путем нагревания алюминиевого листа. В этом случае восходящие потоки воздуха становятся неустойчивыми и формируются смерчеподобные вихревые течения, которые визуализируются путем подсветки лазерной плоскостью частиц гликолевой жидкости, магнезии, тумана и оксида хрома. В двух других установках вертикальный вихрь создается при магнитном вращении жидкости и при возникновении вторичного течения в процессе движения жидкости через отверстие. В настоящей работе спроектирована установка формирования смерчей путем закрутки воздуха в результате сдвигового течения между потоками холодного влажного воздуха и теплого сухого, а также гидродинамическая труба, позволяющая исследовать формирование водоворотов при взаимодействии встречных потоков жидкости, а также бассейн, в котором смерч образуется в результате неустойчивого опускания холодной жидкости после таяния плоской льдины и подъема теплой жидкости воздуха со дна в процессе его нагревания. Сформирована таблица сравнительного анализа способов создания смерчей в лабораторных условиях, приведены безразмерные управляющие параметры подобия, основные преимущества и недостатки методов создания смерчей и вихревых способов управления движением жидкости, газа и плазмы.

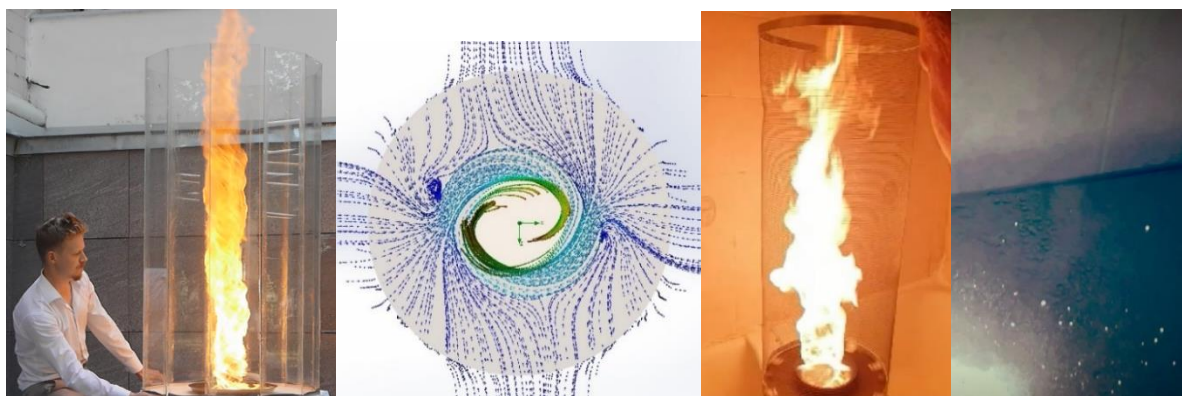


Рис. 1. Огненный смерч без подвода энергии извне, смерч при подкрутке пламени, смерч на плоской поверхности, смерч в жидкости; второй слева – визуализация линий тока при численном моделировании огненного смерча в щелевом аквариуме, второй справа – увеличение скорости горения в четыре раза при подкрутке перфорированного цилиндра вместе с пламенем, крайний справа – смерч на ровной поверхности в лаборатории

Литература

1. *Наливкин Д.В.* Ураганы, бури и смерчи. Географические особенности и геологическая деятельность / Л.: Наука, Ленинградское отделение, 1969. 487 с.
2. *Vonnegut B.* Electrical theory of tornadoes // J. Geophys. Res. 1960. V.65. No 1. P. 203–212.
3. *Вараксин А.Ю., Ромаши М.Э., Копейцев В.Н.* Торнадо / Научное издание, М.: Физматлит. 2011. 344 с.
4. *Маслов С.А.* Электрические механизмы усиления завихренности в воронке торнадо // Вестник Московского университета. – Сер. 1. Математика, механика, 2015. – № 6. – С. 54–58.
5. *Амелюшкин И.А.* Способ определения полей числовой концентрации дисперсной фазы аэрозольного потока и устройство для его реализации // Патент на изобретение №2014119714 от 16.05.2014. № 2562153. Зарегистрирован в государственном реестре патентов российской федерации 15 августа 2015. 29 с.

УДК 532.529:532.6

Математические модели и управление движением капель вблизи твердого тела в потоках воздуха

И.А. Амелюшкин

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Управление взаимодействием аэрозольных течений с твердым телом представляет интерес широким спектре областей человеческой практики, в частности, в задачах противодействия обледенению [1–3] и при пространственной диагностике потоков с помощью естественно присутствующих или специальной введенных части и капель [4]. В настоящей работе получены аналитические выражения критического угла смачивания, при котором капля начнет движение по поверхности твердого тела, обтекаемого потоком воздуха. Получены параметрические исследования влияния дробления капель на область обтекаемого тела, на которой будет расти лед на крыле. При этом в случае превышения плотности кинетической энергии в области наибольшего значения скорости удара капля радиуса R , массы m с температурой T о поверхность, последние превращаются в водно-кристаллическую смесь и, двигаясь навстречу обтекающего твердое тело

$$t = \frac{(1 - \alpha)mL}{2\pi R\lambda(T - T_{fr})Nu}$$

холодного газа, быстро кристаллизуются за время $t \cong 0.03$ с – в 30 раз больше характерного газодинамического времени 10^{-3} с. Здесь Nu – число Нуссельта, λ – коэффициент теплопроводности, L – удельная теплота кристаллизации, T_{fr} – температура кристаллизации, α – массовая доля кристаллов льда, которые образуются в переохлажденной воде после прохождения фронта кристаллизации.

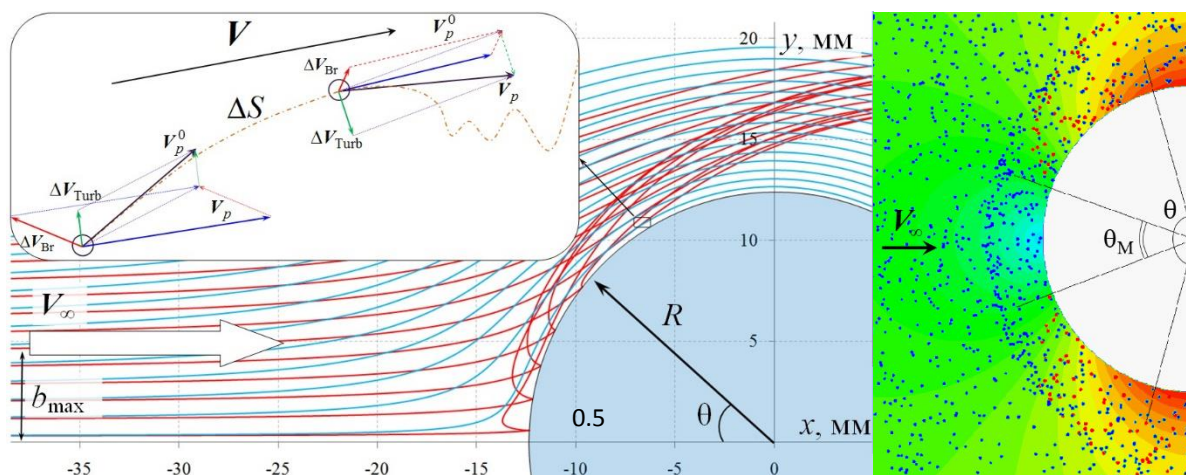


Рис. 1. Слева – схема обтекания затупленного тела потоком метастабильных переохлажденных капель. Справа визуализация расчета обтекания поперечного цилиндра радиуса 0.1 м, движущего со скоростью 10 м/с в потоке воздуха, содержащего переохлажденные метастабильные капли радиуса 70 мкм при температуре -1 °С, скорость потока 10 м/с. Кружки размером приблизительно в 25 раз больше размера капель нарисованы вокруг их центров для наглядности: синие – соответствуют положению незакристаллизовавшихся метастабильных капель, имеющих температуру около -1 °С, красные – частицы водно-кристаллической смеси, имеющей температуру близкую к 0 °С, в которые преобразовались капли в области поверхности характеризуемой разностью углов θ и θ_M .

На основании результатов проведенных ранее экспериментов [3] и расчетных исследований показано, что при определённых условиях при ударе о поверхность летательного аппарата переохлажденные метастабильные капли останутся жидкими, не закристаллизовавшись (рис. 1), т.к. их кинетической энергии удара о поверхность недостаточно для преодоления энергетического барьера [3]. В настоящей работе определены условия, при которых переохлажденные метастабильные капли аэрозольного потока не будут кристаллизоваться в результате удара о поверхность обтекаемого тела (рис. 2, кривые 2). Максимальная скорость удара капель о поверхность располагается посередине между линией растекания и наиболее отдаленными от оси (или в двумерном случае плоскости) симметрии обтекаемого тела. Отметим, что в случае покрытия поверхности слоем льда переохлажденные капли при ударе о нее перейдут в водно-кристаллическую смесь независимо от их кинетической энергии.

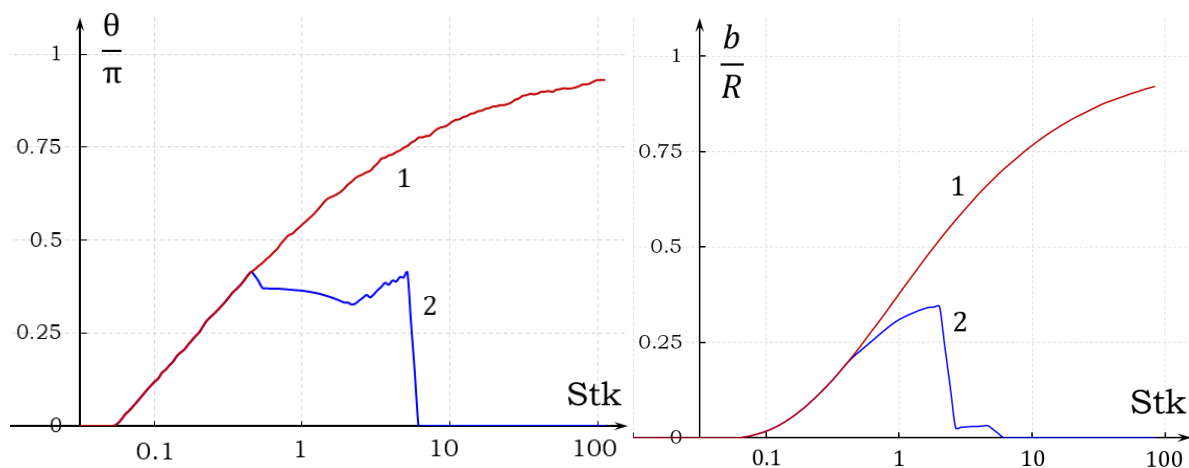


Рис. 2. Слева зависимость угла θ , характеризующего область захвата капель цилиндром (кривая 1) и угла θ_m , характеризующего размер области твердого тела вблизи линии растекания, в которой метастабильные переохлажденные капли не кристаллизуются (кривая 2). Справа аналогичные зависимости соответствующих этим предельным углам θ значения прицельных расстояний. Цилиндр радиуса 0.1 м обтекается аэрозольным потоком при температуре -1 °С, скорость 10 м/с, размеры капель соответствуют рассмотренным значениям числа Стокса.

При движении по гидрофобной поверхности обтекаемого тела полосчатый микро и нанорельеф обеспечивает высокое скольжение при расположении полос коллинеарно вектору потока вблизи поверхности тела для обеспечения наилучшего скольжения. Следует отметить, что неустойчивость и квазифрактальная неровность межфазной границы фронта кристаллизации имеет много общего с процессами в пористых, трещиноватых средах, газовых разрядах, а также общие особенности с течениями жидкостей различных вязкостей в узких зазорах и в ряде других физических процессах. В настоящей работе сформирована таблица сравнения описанных выше физических явлений, в которой представлены корреляции безразмерных критериев устойчивости, аналогии в геометрических и физических параметрах.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проекты № 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 / Т. 1, № 2, 2020. С. 15–21.
2. Амелюшкин И.А., Миллер А.Б., Стасенко А.Л. Оценка периода шероховатости противообледенительных покрытий тела в потоке воздуха с переохлажденными каплями // Вестник МГОУ 2021. №1. С. 54–63.
3. Amelyushkin I.A., Stasenko A.L. Interaction of supercooled droplets and nonspherical ice crystals with a solid body in a mixed cloud // CEAS Aeronautics Journal. December 2018. V. 9. Issue 4. P. 711–720.
4. Амелюшкин И.А. Нефелометрия полидисперсного потока // Инженерно-физический журнал 2022, Т. 95. (статья принята в печать).

Секция физической механики

УДК 544.452.42

Механизмы стабилизации процесса горения в коаксиальном проточном реакторе с радиальной подачей смеси

А.В. Ярко

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

Объединенный институт высоких температур РАН

Проведен совместный анализ методами обработки экспериментальных данных и математического моделирования механизмов стабилизации процесса горения газообразных смесей на примере стехиометрической метано-воздушной смеси в коаксиальном проточном реакторе с радиальной подачей смеси через отверстия в канале. Схема экспериментальной установки представлена на рис. 1. Процесс распространения пламени регистрировался при помощи высокоскоростной камеры, после чего видеофрагменты обрабатывались и на выходе получались значения скорости распространения фронта пламени. Моделирование динамики рассматриваемой системы проводилось путём численного решения системы уравнений газовой динамики [1]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{v}) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho Y_k)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho Y_k \mathbf{v}) + \operatorname{div} \mathbf{j}_k = M_k \omega_k, \quad k = \overline{1, K}; \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{v})}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v}) + \operatorname{grad} p = \operatorname{div} \overline{\overline{\sigma}}; \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho h_s)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{v} h_s) = \frac{dp}{dt} - \sum_{k=1}^K \Delta h_{f,k}^0(T) \omega_k - \operatorname{div} \mathbf{j}_q + \overline{\overline{\sigma}} : \operatorname{grad} \mathbf{v}; \quad (4)$$

$$\mathbf{j}_k = -\rho D_k^* \operatorname{grad} Y_k; \quad (5)$$

$$\overline{\overline{\sigma}} = \mu \left[(\operatorname{grad} \mathbf{v}) + (\operatorname{grad} \mathbf{v})^T - \frac{2}{3} (\operatorname{div} \mathbf{v}) \overline{\overline{E}} \right]; \quad (6)$$

$$\mathbf{j}_q = -\lambda \operatorname{grad} T + \sum_{k=1}^K h_{s,k} \mathbf{j}_k; \quad (7)$$

$$p = \rho RT \sum_{k=1}^K \frac{Y_k}{M_k}; \quad (8)$$

$$dh_s = c_p(\{Y_k\}_{k=1}^K, T) dT, \quad (9)$$

где ρ — плотность смеси; \mathbf{v} — скорость потока; Y_k — мольная доля k -го компонента; \mathbf{j}_k — диффузионный поток k -го компонента, рассчитываемый по закону Фика (5); M_k — молярная масса k -го компонента; ω_k — скорость образования k -го компонента в результате химических реакций; K — общее число компонентов; \otimes — операция тензорного произведения; p — давление в системе; $\overline{\overline{\sigma}}$ — тензор вязких напряжений, определяемый по закону Ньютона (6); h_s — термическая часть энтальпии, определяемая выражением (9); $\Delta h_{f,k}^0$ — стандартная энтальпия образования единицы массы k -го компонента в результате химической реакции; \mathbf{j}_q — тепловой поток, определяемый по закону Фурье (7); $:$ — операция свертки двух тензоров; D_k^* — коэффициент диффузии k -го компонента, вычисляемый в приближении Гиршфельдера — Кертисса [2]; μ — средняя динамическая вязкость системы; $\overline{\overline{E}}$ — единичный тензор; R — универсальная газовая постоянная; T — температура смеси; $c_p(\{Y_k\}_{k=1}^K, T)$ — удельная теплоемкость системы при постоянном давлении.

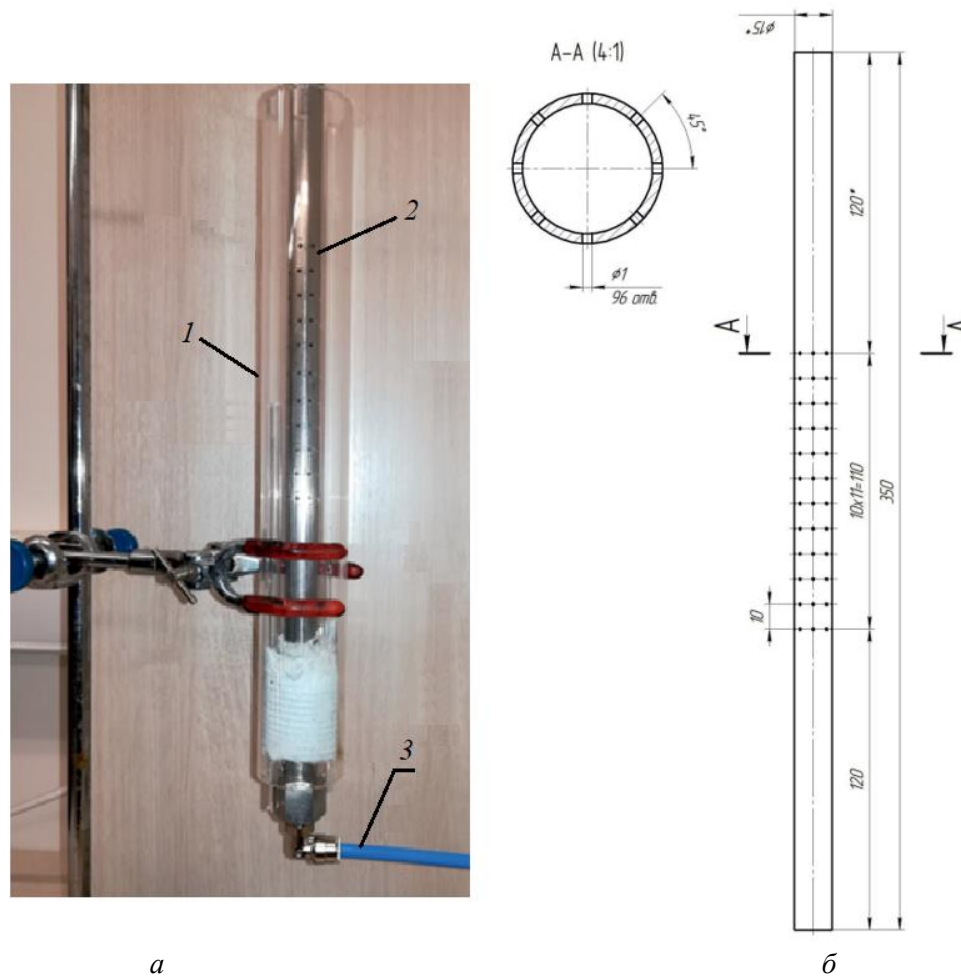


Рис. 1. Экспериментальная установка:
 а — фотография проточного реактора (1 — внешний канал, 2 — внутренний канал, 3 — система накачки свежей смеси); б — схема внутреннего канала

Выявленный на основании результатов обработки экспериментальных данных характер распространения пламени позволил заключить, что радиальная подача свежей смеси способствует стабилизации процесса горения, что выражается в существенном повышении скорости распространения фронта пламени по сравнению со случаем, когда такая подача отсутствует (см. рис. 2). При этом наблюдаемый характер распространения фронта пламени при высоких объемных расходах смеси оказался сильно неравномерным, а колебания скорости фронта коррелируют с положениями отверстий в канале. В свою очередь, численное моделирование подобной системы показало, что в областях вблизи отверстий в канале формируются вихревые структуры, с которыми активно взаимодействует пламя (см. рис. 3). Такое взаимодействие способствует активному перемешиванию сгоревших газов со свежей смесью, а также снижению тепловых потерь на стенку реактора путем вытеснения потока «турбулентным пограничным слоем». В результате процесс горения стабилизируется и фронт пламени распространяется с повышенной скоростью. Проведенный анализ механизмов стабилизации процесса горения в коаксиальном проточном реакторе с радиальной подачей смеси расширяет представления о механизмах устойчивого распространения пламени, что является основой для повышения энергоэффективности и экологической безопасности при использовании газообразных топлив.

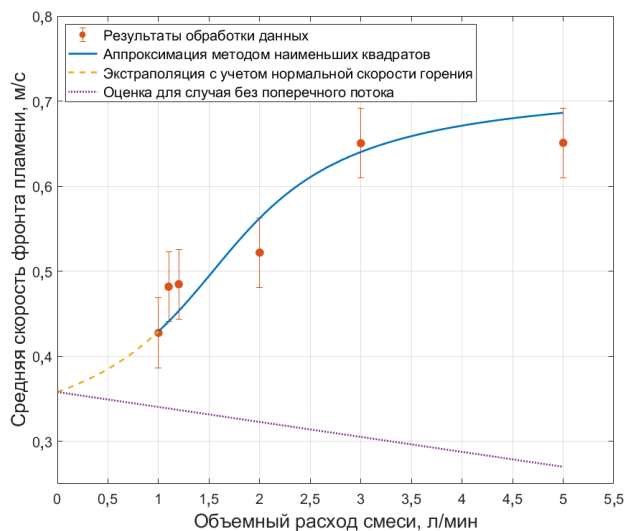


Рис. 2. Результаты обработки экспериментальных данных по распространению фронта пламени в проточном реакторе с радиальной подачей смеси

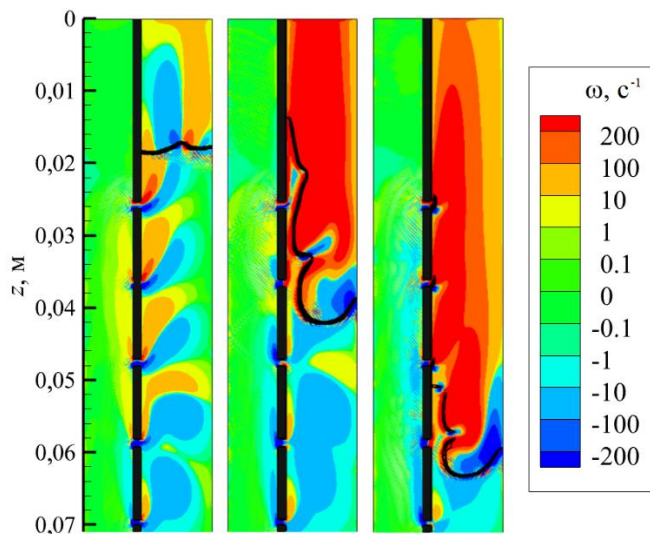


Рис. 3. Поле завихренности в проточном реакторе с радиальной подачей смеси для различных моментов времени после зажигания (слева направо — 140, 218, 282 мс; черной линией показано положение фронта пламени)

Литература

1. *Kuo K.K., Acharya R.* Fundamentals of turbulent and multiphase combustion — New York : Wiley, 2012. 889 p.
2. *Гирифельдер Дж., Кертисс Ч., Берд Р.* Молекулярная теория газов и жидкостей — Москва : Издательство иностранной литературы, 1961. 929 с.

УДК 544.452.5

Особенности горения метана в канале постоянного сечения

И.М. Гришин, К.Ю. Арефьев

Объединенный институт высоких температур РАН

Настоящая работа посвящена исследованию горения метана в канале постоянного сечения. Основной задачей является получение закономерностей протекания химических реакций метана в высокоэнтальпийном кислородосодержащем потоке и выявление показателей эффективности горения метана.

Учитывая многостадийность физических и химических процессов, исследование эффективности горения метана в кислородосодержащем потоке целесообразно проводить на установке с реализацией окислительных реакций в канале постоянного сечения. Для поиска методов организации эффективного сгорания CH_4 проводятся фундаментальные и прикладные исследования химической и физической интенсификации диффузионных и кинетических процессов его взаимодействия с кислородсодержащими потоками. Одним из наиболее технологичных способов интенсификации горения топлива является предварительный нагрев окислителя. В данной работе исследуется горение метана в потоке с начальной энтальпией от 350 до 700 кДж/кг.

В результате исследования получены закономерности влияния начальной энтальпии окислителя на эффективность сгорания метана. Определены значения коэффициента избытка топлива, при которых реализуются максимальные коэффициенты полноты сгорания метана. Проведен анализ динамических процессов и определены максимальные относительные амплитуды пульсаций давления. Полученные данные указывают на реализацию переходных диффузионно-кинетических режимов горения метана и дают возможность оценить факторы, лимитирующие процесс горения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (соглашение № 075-15-2020-806 от 29.09.2020).

УДК 536.24.021

Исследования процесса теплообмена в тракте регенеративного охлаждения при использовании наносuspензии на основе н-декана

С.В. Кручков, А.М. Савельев, К.Ю. Арефьев

ФАУ ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Настоящая работа посвящена исследованию особенностей процесса теплообмена в тракте регенеративного охлаждения при использовании наносuspензии на основе н-декана в качестве хладагента. С одной стороны, присадки наночастиц повышают температуру продуктов горения, что приводит к увеличению теплового потока в огневую стенку рубашки охлаждения и способствует повышению ее температуры. С другой стороны, они увеличивают теплопроводность и вязкость хладагента [1, 2], способствуя тем самым понижению температуры огневой стенки. Чтобы оценить, как присадки наночастиц влияют на состояние огневой стенки, решена сопряженная тепловая задача в стационарной постановке для цилиндрического медного канала с регенеративным охлаждением.

Проведена оценка эффективности наносuspензии как хладагента при вариации массовой доли Z наночастиц в н-декане в диапазоне от 0 до 10% и расходонапряженности Ω газового потока в тракте канала в диапазоне от 10 до 1000 кг/(с·м²). Коэффициент избытка воздуха принимался постоянным $\alpha = 1$. Исследования выполнены для канала с относительным удлинением $L/D_k = 4$. Установлено, что использование наносuspензии с содержанием 10% по массе наночастиц в рассмотренном диапазоне расходонапряженности позволяет снизить максимальную температуру огневой стенки относительно случая применения чистого н-декана до 8%. Также использование наносuspензии позволяет увеличить возможную длину охлаждаемого медного канала в 1,4 раза.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект № 20-19-00419.

Литература

1. *Bashirmezhad K. [et al.]. Viscosity of nanofluids: A review of recent experimental studies // Int. Commun. Heat Mass Transf. 2016. V. 73. P. 114.*
2. *Keblinski P., Prasher R., Eapen J. Thermal conductance of nanofluids: is the controversy over? // J. Nanopart. Res. 2008. V. 10. P. 1089.*

Устойчивость закрученного пламени при вариации гравитационных условий.*А.И. Крикунова*

Объединенный институт высоких температур РАН

Известно, что структура не реагирующих закрученных струй существенно зависит от степени закрутки потока и способа ее наложения [1]. При достаточно сильной закрутке в слое смешения усиливаются спиральные моды неустойчивости, возникает распад вихревого ядра и появляется рециркуляционная зона. В случае реагирующих закрученных течений поверх всех вышеописанных эффектов накладываются эффекты термического расширения. Соответственно на практике закрутку потока применяют как метод для формирования крупномасштабных вихревых структур. Такие структуры обеспечивают существование устойчивых рециркуляционных зон, которые позволяют увеличить время контакта продуктов реакции со свежей топливно-воздушной смесью. Во время контакта топливно-воздушная смесь подогрывается, что облегчает ее воспламенение, в свою очередь, прецессия вихревого ядра ощутимо повышает интенсивность теплообмена. Все это повышает устойчивость горения, особенно обедненных горючих смесей.

Известно, что гравитация посредством сил плавучести вносит ощутимый вклад в динамику и стабилизацию пламени. При этом, чем ниже скорость потока, тем весомее влияние, поскольку возникает конкуренция между силами плавучести и энергией потока. При закрутке рециркуляционная зона как раз представляет собой область с пониженной скоростью, а значит, подвергается заметному воздействию со стороны гравитационных сил.

Ранее предлагаемый вопрос был рассмотрен только частично [2] и показано, что при нормальной и обратной гравитации закрученные пламена принимают различную форму. В условиях обратной гравитации наблюдаются колебания между конической формой и плоским пламенем в ограниченной области коэффициента избытка топлива и закрутки потока. Было показано, что в области с преобладанием сил плавучести хаотические низкочастотные колебания накладываются на периодические колебания. В результате поведение пламени переходит в детерминированный хаос малых размеров, который поддерживается даже в области с преобладанием импульса потока, где явно происходит вихревой распад в продуктах сгорания. Однако в описываемых работах слабо представлена общая картина динамики такого типа пламен, не изучены закономерности перехода от одной формы к другой, что имеет существенное значение при конструировании горелочных устройств, выраженные в безразмерных параметрах. Данные представлены для узкого диапазона параметров реагирующей смеси.

Настоящая работа посвящена анализу устойчивости закрученных метановоздушных пламен в зависимости от направления воздействия гравитационных сил.

Работа выполнена в рамках гранта Президента Российской Федерации (МК-3888.2021.4).

Литература

1. *Liang H., Maxworthy T.* // *Journal of Fluid Mechanics*. 2005. 525. P. 115-159.
2. *Gotoda H., Miyano T., Shepherd I. G.* // *Physical Review E*. 2010. 81(2). 026211.

Перспективы применения машинного обучения к решению задач физической механики*Т.А. Кольцова*

ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова»

Результатом большинства исследований, как экспериментальных, так и расчетных, является массив данных, представленный в цифровом виде, для которого характерны колоссальный объем и неструктурированность. В связи с этим встает вопрос о сокращении затрат временных ресурсов, которые необходимо выделить на процесс их обработки. Чтобы работать с такими данными, необходимо использовать матема-

тическую статистику и методы машинного обучения. Машинное обучение – совокупность решений и методов, представляющих собой алгоритмы для создания прогнозных моделей, обучающихся за счет применения решений множества сходных задач.

Обработку результатов можно разделить на интеллектуально творческую составляющую и шаблонную, построенную по определенному алгоритму. Последняя шаблонная часть наиболее предрасположена к автоматизации. Для этого создаются программные приложения для конкретно поставленной задачи. Чтобы оптимизировать этот процесс – создание одного универсального кода вместо множества подобных – на помощь может прийти технология машинного обучения (machine learning, ML).

Основной целью и идеей машинного обучения, и, в частности, нейронной сети как компонента обучения, является предположение, что компьютер может обучаться подобно работе нейронов головного мозга.

Целью работы является освещение истории создания машинного обучения, анализ различных временных стадий развития и обозначение проблем, возникавших на каждом из этих этапов, и примеры внедрения.

В течение последних лет произошел скачок в развитии компьютерных технологий как в технологическом плане, так и в ПО. Алгоритмы машинного обучения сейчас стремительно развиваются, их прогнозы становятся точнее, и сфер для их возможного применения становится больше. В настоящий момент по всему миру для автоматизации однотипных и одновременно громоздких процессов, используются методы ML в самых различных сферах будь то коммерческая (распознавание речи и жестов, рукописного ввода, обнаружение мошенничества, кредитный скоринг и финансы) или промышленная (задачи медицинской и технической диагностики, биоинформатика, задачи прогнозирования в горной промышленности, хемоинформатика). Это, а также внушительное количество образовательных площадок для подготовки специалистов в области Data Science – работы с большими данными (англ. Big Data), и ML, подтверждает актуальность применения методов машинного обучения в различных отраслях.

Большинство специалистов используют высокоуровневый язык Python для разработки своих ML-продуктов, который поддерживает множество полезных библиотек, как-то библиотека для работы с данными, программных продуктов, которые находят оптимальное решение поставленной задачи.

В данной работе проведен анализ проблем машинного обучения и возможности применения в отрасли: для экспериментальных исследований и численных расчетов.

УДК 532.5-1/-9

Об интегральных характеристиках сдвигового слоя

Ю.М. Куликов^{1,2}

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Объединённый институт высоких температур РАН

Двойной сдвиговый слой предоставляет удобную возможность для тестирования алгоритмов измельчения сетки, предназначенных для повышения точности вычислений в областях с большой сдвиговой скоростью. Данная работа изучает влияние алгоритма измельчения сетки на свойства потока и возникающую неустойчивость Кельвина–Гельмгольца.

Использование задающей функции типа гиперболического тангенса показало, что измельчение сетки связано с использованием интегрального нелинейного преобразования. Отображение вложенных множества точек не является взаимно однозначным, то есть одна и та же точка в разных наборах сеток занимает разные места, а также требует выполнения нескольких итераций для улучшения качества измельчения. Итерационный процесс позволяет получить результирующий набор сеток. Его точки оказываются стационарными для выполненного интегрального преобразования.

Исследование начальных параметров сдвигового течения показало, что наибольший эффект дает измельчение на крупных сетках. В общем случае измельчение сетки приводит к увеличению начальной толщины импульса $\delta_{\theta,0}$ и толщины завихренности $\delta_{\omega,0}$. Для выделенной гармоники $n = 6$ с наибольшей скоростью роста поле завихренности не имеет численных артефактов (паразитных вихрей). Можно предположить, что это вызвано достаточно малой амплитудой возмущений, поэтому при больших амплитудах появление числовых артефактов вполне возможно.

Как интегральный параметр, кинетическая энергия E на различных сетках демонстрирует довольно быструю сходимость. Расхождение кривой оказывается настолько малым, что требует построения разности ΔE с базовой кривой кинетической энергии при максимальной концентрации. Вариация $\Delta E \sim 10^{-7}$ при вычислении на сетке из 2048^2 точек для амплитуды $\delta_2 \sim 10^{-5}$ очень мала.

Постановка задачи, приводящая к появлению регулярной вихревой последовательности и ее после-

дующему слиянию в турбулентный каскад, также обеспечивает достаточно быструю сходимость скорости вязкой диссипации ε_2 .

Компонент дилатации диссипации ε_3 показал, что его вклад в общий энергетический баланс невелик, что резонно оправдывает использованную модель слабой сжимаемости. Еще один заслуживающий внимания факт – получение скорости роста γ , а также оценка ее зависимости от модификации сетки. Вариация γ на сетке 2048^2 , $\delta_1 \sim 10^{-3}$ не превышает 4×10^{-4} . Таким образом, можно ожидать достижения сходимости сетки для этой величины.

Поскольку исследование интегральных характеристик не может служить прецизионной мерой получаемых решений, для гармоник при $\delta_1 \sim 10^{-3}$ глобальные нормы ошибок L_1, L_2, L_∞ продольной скорости рассчитывались на основе базовых решений на сетке 2048^2 , $D = 2.0$. Обнаруженное расхождение довольно мало, до момента, когда происходит спаривание вихрей с образованием структур, покидающих область уточнения.

Работа выполнена при частичной поддержке гранта РФФИ № 19-08-00484.

Эмпирическая модель взаимодействия капель воды с высокоскоростным газовым потоком

К.Ю. Арефьев¹, О.В. Гуськов¹, А.В. Минко¹, А.С. Савельев^{1,2}

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

²Объединённый институт высоких температур РАН

Работа посвящена разработке математической модели, позволяющей определять изменение фракционного состава поликапельного газо-жидкостного течения с учетом изменения температурно-скоростной неравновесности между фазами и наличия поверхности разрыва (скачка уплотнения) в газе. При разработке модели использованы опубликованные авторами ранее эмпирические данные [1, 2], а также оригинальные расчетные алгоритмы определения нестационарных зависимостей интенсивности газодинамического дробления, относительной скорости, температуры и других параметров, необходимых для анализа экспериментальных результатов.

Рабочая часть экспериментальной установки представляет собой канал постоянного сечения (75×75 мм) с установленными каплевидными вставками, с помощью которых формируется сверхзвуковой поток с числами Маха 2, 2.5 и 3. Для реализации течения со скачками уплотнения на верхней стенке канала за каплевидными вставками устанавливается специальный клин с углом 10° . В торцевой части каплевидных вставок располагалась струйная форсунка диаметром $d = 0,7$ мм, через которую сонаправленно с воздушным потоком инжектировалась вода. Для каждого числа Маха потока проведено несколько экспериментов с различными перепадами давления воды в струйной форсунке (от 0,6 МПа до 1,6 МПа). По результатам экспериментов определено распределение параметров капель вблизи форсунки и в области, находящейся ниже по потоку. На основе зарегистрированных параметров капель разработана модель, учитывающая зависимость скорости газодинамического дробления капель от чисел Рейнольдса, Вебера и Маха. Уравнение скорости газодинамического дробления включает в себя два эмпирических коэффициента K_1 и K_2 . Для определения K_1 и K_2 применён алгоритм, основанный на явном итерационном методе расчёта параметров капель вдоль траектории их движения. Получены зависимости используемых в модели коэффициентов от осреднённого по траектории числа Re для капель. После обобщения результатов моделирования предложена единая функция для коэффициента K_1 и константное значение для K_2 .

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант №19-49-02031).

Литература

1. *Arefiev K.Yu., Voronetsky A.V.* Modeling the process of crushing and evaporation of droplets of non-reactive liquid in high-enthalpy gas-dynamic flows // Thermophysics and Aeromechanics. 2015. V. 22, No. 5.
2. *Arefiev K.Yu., Guskov O.V., Prokhorov A.N., Saveliev A.S., Son E.E., Gauthame K., D. Same, K.T. Sonu and Muruganandame T.M.* Experimental research of gasdynamic liquid drops breakup in the supersonic flow with the oblique shock wave // High Temperature. 2020. 58(6).

Влияние пространственной структуры фронта пламени водородно-воздушных смесей в проточном реакторе на определение ламинарной скорости горения

И.С. Медведков^{1,2}

¹Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

²Объединенный институт высоких температур РАН

В рамках настоящей работы проведено детальное численное моделирование горения обедненных водородно-воздушных смесей с целью исследования структуры и динамики фронта пламени. Для исследования влияния растяжения пламени в результате развития неустойчивости фронта на скорость его распространения был рассмотрен процесс горения в канале двухмерного проточного реактора. Постановка задачи представлена на рис. 1. Моделирование динамики рассматриваемой системы проводилось путём численного решения системы уравнений газовой динамики реагирующей смеси с учетом химических реакций, многокомпонентной диффузии, вязкости и теплопроводности [1]. Система уравнений газовой динамики решалась в приближении малых чисел Маха.

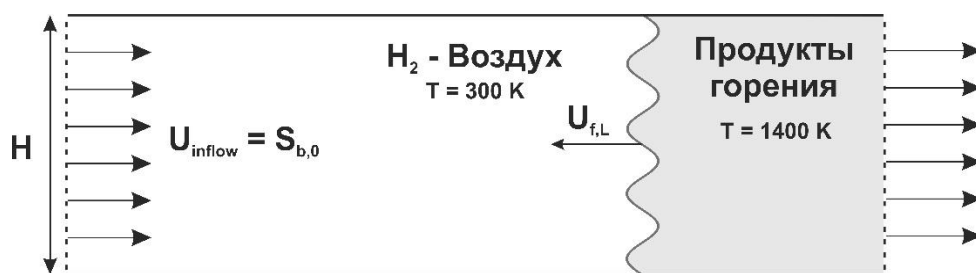


Рис. 1. Постановка задачи о развитии горения в проточном реакторе шириной H и скоростью подачи свежей смеси U_{inflow}

Для смесей обедненного состава в зависимости относительной скорости пламени от степени растяжения имеется начальный нелинейный участок, который определяет значительное увеличение скорости пламени даже при малых растяжениях. При увеличении ширины канала, и, следовательно, предельно возможного растяжения фронта для всех рассмотренных случаев наблюдается выход на линейную зависимость относительной скорости от относительного растяжения:

$$S_b / S_{b,0} = A(P_{flame} / H) + b.$$

Коэффициенты A и b в этих зависимостях для разных смесей представлены в таблице 1.

Таблица 1

Коэффициенты A , b линейной аппроксимации зависимостей относительной скорости от относительного растяжения $S_b / S_{b,0} = A(P_{flame} / H) + b$, приведенных на рис. 2.

% H_2	A	b
12	1.196	5.359
15	0.6704	2.216
20	0.7891	0.5946
25	0.3528	0.8143

Определяя значения скорости распространения сферического ячеистого пламени $S_b = dR_{flame} / dt$ и его площадь P_{flame} , из формулы (1) можно получить соответствующую скорость пламени с гладкой поверхностью фронта $S_{b,0}$. Далее $S_{b,0}$ можно использовать для экстраполяции скорости пламени на значения с нулевым глобальным растяжением [2], что в свою очередь позволит расширить набор экспериментальных значений и улучшить точность экстраполяции при определении ламинарной скорости горения.

Представленные в настоящей работе результаты численного моделирования горения водородно-

воздушных смесей в проточном реакторе показывают нетривиальный характер зависимости скорости горения от площади поверхности пламени. В частности, по мере уменьшения концентрации водорода в смеси, отклик пламени на деформацию его поверхности значительно усиливается, причем для малых растяжений ускорение пламени в бедных смесях за счет его растяжения носит нелинейный характер. Результаты настоящей работы, в частности полученные зависимости относительной скорости от относительного растяжения пламени (рис. 2), могут быть использованы для разработки методик более точного определения ламинарной скорости горения из данных эксперимента по наблюдению сферически расходящегося пламени, а также для разработки и модификации подсеточных моделей турбулентного горения обедненных водородно-воздушных смесей.

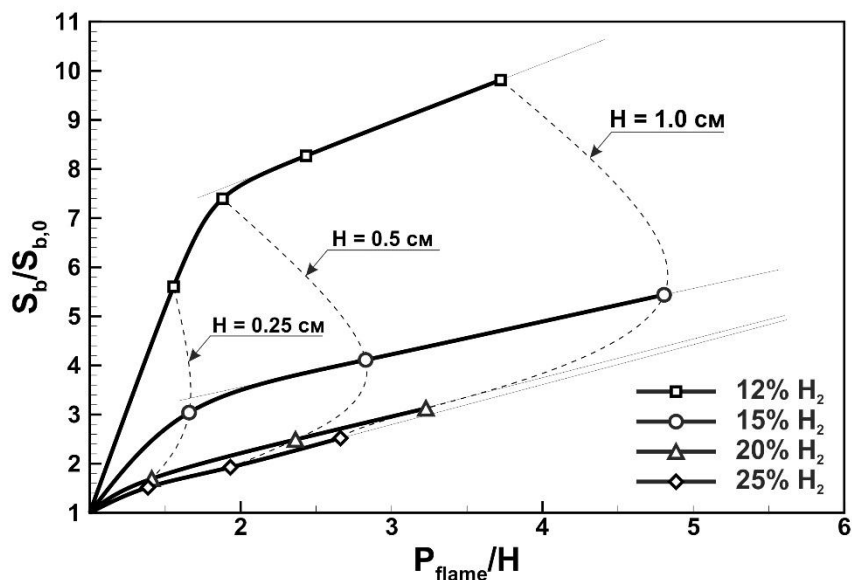


Рис. 2. Зависимость относительной скорости $S_b / S_{b,0}$ от относительного растяжения пламени P_{flame} / H в проточном реакторе для различных концентраций водорода в смеси. Тонкими сплошными линиями обозначена линейная аппроксимация. Штриховыми линиями соединены точки, полученные в каналах одинаковой ширины

Литература

1. Kuo K.K., Acharya R., Fundamentals of turbulent and multiphase combustion. New York : Wiley, 2012. 889.
2. Bradley D. [et al.]. Combustion and Flame. 2007. V. 149. 162–172.

УДК 544.45

Подобие режимов распространения пламени в каналах различной ширины, заполненных горючей смесью

А.В. Тюрнин^{1,2}

¹Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

²Объединенный институт высоких температур РАН

Проведен анализ методом математического моделирования зависимости динамики пламени в канале от геометрии канала (его ширины). Рассмотрена классическая постановка задачи о распространении пламени в полуоткрытом канале при иницировании горения точечным источником вблизи закрытого торца (рисунок 1).

В качестве газообразного топлива рассматривается водород, а его концентрация в смеси с воздухом соответствует стехиометрическому составу (29.5%). Для воспроизведения количественных особенностей горения смеси заданного состава используется детальный кинетический механизм окисления водорода, представленный в работе [1]. Газодинамика процесса рассчитывается на основе полной системы уравнений динамики вязкой сжимаемой среды с учётом теплопроводности, многокомпонентной диффузии и экзотермических химических превращений [2]. Расчеты проводятся с использованием вычислительного алгоритма на основе бездиссипативной вычислительной методики КАБАРЕ, представленной в работе [3]. Размер расчетных ячеек выбирался в соответствии с результатами специально проведенных тестов на сходимость по

нормальной скорости горения и ширине фронта пламени.

Проведенные расчеты явным образом показывают подобие эволюции фронта пламени в каналах различной ширины (рисунок 2). Как можно заметить из рисунка в безразмерных координатах $\xi = x/H$ эволюция пламени воспроизводится с хорошей степенью точности. Этот же результат подтверждает и анализ зависимостей скорости ведущей точки фронта пламени D от переменных $\tau = u_f \times t/H$ и $\eta = \xi/\tau$ (рисунок 3). Полученный результат указывает на то, что систему допустимо параметризовать следующим образом: рассматривать скорость пламени как функцию интегральных параметров u и H . Таким образом, процесс нестационарного распространения пламени может быть охарактеризован функцией:

$$D = f(x, t, u_f, H)$$

Переходя к автомодельным переменным $D^* = D/u_f$, $\eta = \xi/\tau = x/u_f t$, получим автомодельную форму:

$$D^* = F(\eta)$$

Данная функция не представлена в настоящей работе в аналитической форме в виду смены режимов горения на различных стадиях развития горения в канале, включая переходы между стадиями. Однако, проведенные расчеты указывают на то, что действительно имеет место подобие процесса на всех рассмотренных здесь начальных стадиях развития горения в каналах различной ширины.

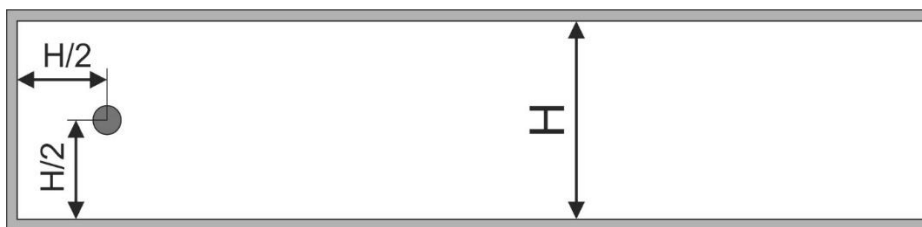


Рис. 1. Постановка задачи.

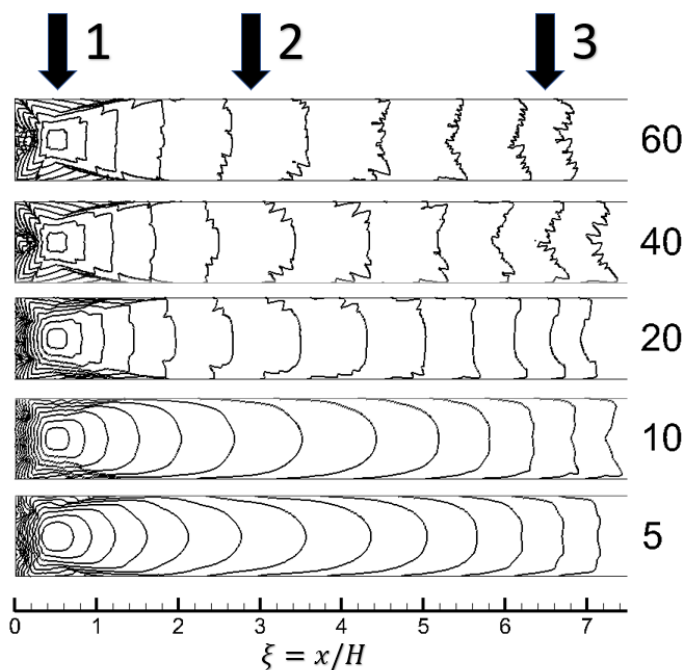


Рис. 2. Эволюция фронта пламени в каналах различной ширины. Значения ширины H для трех представленных случаев указаны в правой части рисунка. Положения фронта пламени представлены на последовательные моменты времени через каждые 50 мкс ($H = 5$ мм), 100 мкс ($H = 10$ мм), 200 мкс ($H = 20$ мм), 400 мкс ($H = 40$ мм) и 600 мкс ($H = 60$ мм), $\Delta\tau = 0.0255$ ($u_f = 2.55$ м/с). Цифрами указаны три стадии развития горения в канале. 1 – изотропное расширение очага горения, 2 – finger flame, 3 – tulip flame.

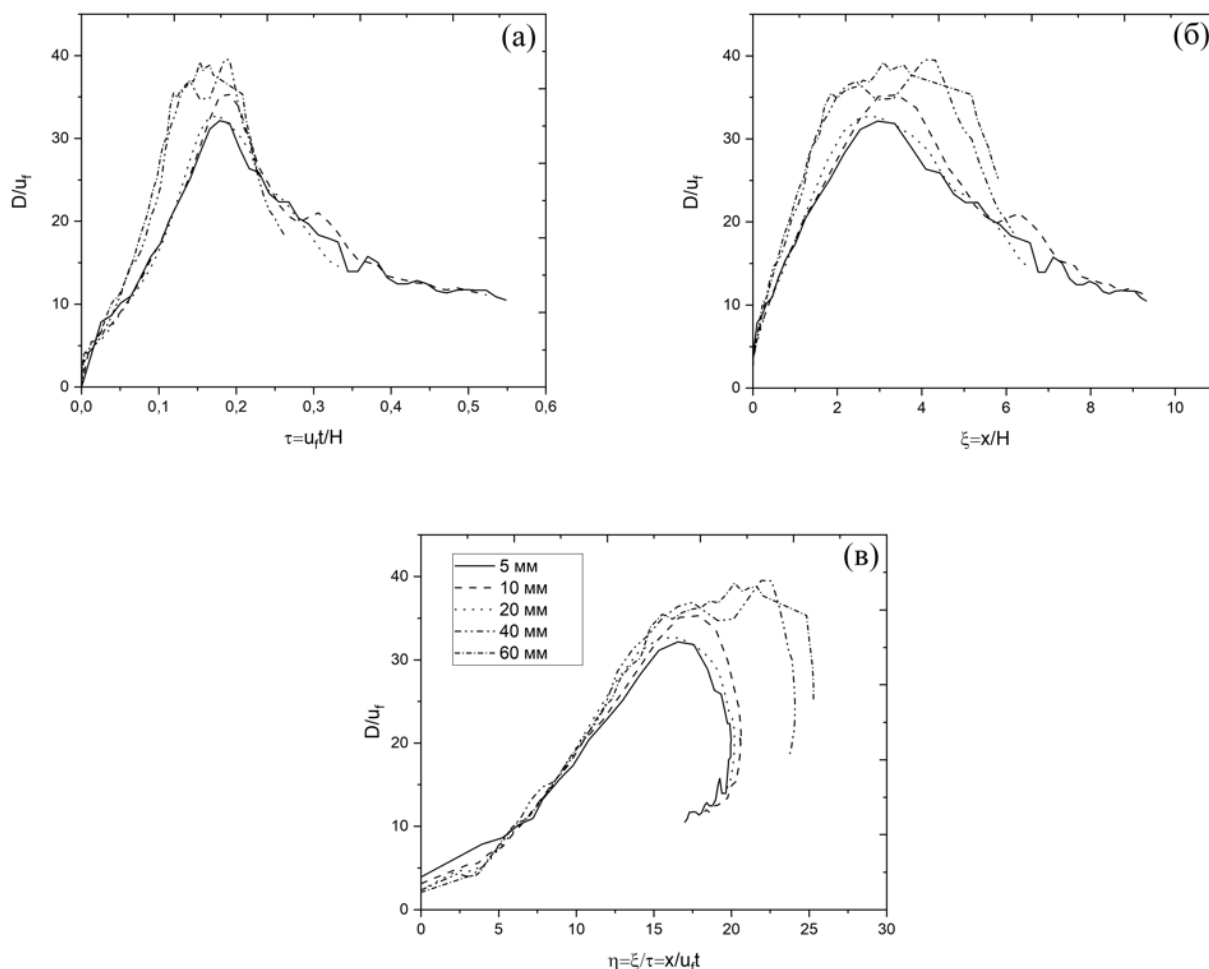


Рис. 3. Зависимости скорости пламени D от безразмерного времени $\tau = u_f \times t / H$ (а), от безразмерной координаты $\xi = x / H$ (б) и от автомодельной переменной $\eta = \xi / \tau = x / u_f t$ (в) для каналов различной ширины от 5 мм до 60 мм.

Представленные в работе расчеты впервые явным образом показывают наличие подобия нестационарного процесса горения в каналах различной ширины, заполненных горючей смесью заданного состава. Вывод о подобии процессов нестационарного горения в канале расширяет представления о возможности их масштабирования. На основании полученных данных можно сделать вывод о возможности использования результатов численного моделирования в относительно узких каналах ($H : 10$ мм) для интерпретации крупномасштабных экспериментов и реальных аварийных сценариев.

Литература

1. Keromnes A., Metcalfe W.K., Heufer K.A., Donohoe N., Das A., Sung C.-J., Herzler J., Naumann N., Griebel P., Mathieu O., Krejci M., Petersen E., Pitz W., Curran H. // *Combust. Flame*. 2013. V. 160, 995.
2. Bykov V., Kiverin A., Koksharov A., Yakovenko I. // *Computers & Fluids*. 2019. 194, 104310.
3. Головизнин В.М., Зайцев М.А., Карабасов С.А., Короткин И.А. Новые алгоритмы вычислительной гидродинамики для многопроцессорных вычислительных комплексов. Москва : Изд-во Моск. ун-та, 2013.

Расчетный анализ влияния температурной зависимости теплофизических свойств воздуха на ударно-волновую структуру сверхзвукового течения

А.В. Саркисов¹, К.Ю. Арефьев^{1,2}.

¹Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

²Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В данной работе рассмотрено влияние зависимости теплофизических свойств воздуха от его статической температуры на структуру сверхзвукового воздушного потока с системой скачков уплотнения. Проведено сравнение структуры течения с постоянными и переменными теплофизическими параметрами. Представлен пример численного метода решения системы уравнений сохранения [1] для переменных теплофизических параметров сверхзвукового воздушного потока. Данные теплофизических свойств получены с помощью моделирования фазовых и химических равновесий в программном комплексе TERRA [2]. Верификация полученных результатов производилась посредством решения аналогичной задачи в Ansys Fluent с применением равновесной модели теплофизических свойств воздуха [3].

Показано, что использование в решении уравнений постоянными или переменными теплофизическими свойствами воздуха может приводить к различию до 10% расчетных параметров за скачком уплотнения. Определены границы применимости модели с постоянными теплофизическими параметрами с точки зрения инженерных расчётов.

Литература

1. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Ч. 1 : учеб. руководство: для втузов. – 5-е перераб. и доп.- Москва : Наука. гл. ред. физ-мат. лит., 1991. 600 с.
2. *Трусов Б.Г.* Программная система моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2012. № 1(1). С. 21.
3. *Roop N. Gupta, Kam-Pui Lee, Richard A. Thompson, Jerrold M. Yos.* Calculations and Curve Fits of Thermodynamic and Transport Properties for Equilibrium Air to 30 000 K. // NASA Reference publication. 1991. 1260.

Оценка радиуса кривизны острия иглы с помощью коронного разряда

Е.А. Касулин¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Предложен способ измерения микроскопического радиуса кривизны острия иглы косвенным образом: при помощи коронного разряда. Для этого иглу подключили к источнику высокого напряжения, подвесив её над металлической пластиной. RLC-метром была измерена ёмкость этой двухэлектродной системы. Затем построили геометрическую модель коронирующей иглы, экспериментально нашли напряжённость пробоя воздуха при данных условиях.

После чего из значения ёмкости и разности потенциалов между иглой и пластиной посчитали заряд, который необходимо сообщить игле, чтобы она начала коронировать, а затем из этого заряда, напряжённости пробоя и макроскопических геометрических параметров иглы выразили радиус кривизны острия – микроскопический параметр. Расчётные формулы были следующими:

$$\begin{aligned}
Q &= Q_1 + Q_2 + Q_3 \quad (1) \\
Q &= CV \quad (2) \\
Q_1 &= \sigma_0 2\pi R_0 L \quad (3) \\
\sigma(R(x)) &= \frac{\sigma_0 R_0}{R(x)} \quad (4) \\
Q_2 &= \int_0^l \sigma(R(x)) * 2\pi R(x) dx = \int_0^l \frac{\sigma_0 R_0}{R(x)} * 2\pi R(x) dx = 2\pi\sigma_0 R_0 \int_0^l dx = 2\pi\sigma_0 R_0 l \quad (5) \\
Q_3 &= \frac{\sigma_0 R_0}{R} * 2\pi R^2 = 2\pi\sigma_0 R_0 R \quad (6) \\
Q &= Q_1 + Q_2 + Q_3 = 2\pi\sigma_0 R_0 (L + l + R) \quad (7) \\
\sigma_0 &= \frac{CV}{2\pi R_0 (L+l+R)} \quad (8) \\
, E_0 &= 4\pi\sigma = 4\pi\sigma_0 \frac{R_0}{R} = \frac{4\pi CV R_0}{2\pi R_0 (L+l+R)} \quad (9)
\end{aligned}$$

Иглу представили как объединение цилиндра длиной L , усечённого конуса высотой l и полусферы радиуса R . Общий заряд иглы равен сумме зарядов её цилиндрической, конической и полусферической частей (1). С другой стороны, известно (2), где C – ёмкость системы «пластина-игла», V – разность потенциалов между этими электродами. Задний торец иглы соединён с кабелем. Заряд цилиндрической части считается тривиально по формуле (3), где поверхностную плотность заряда цилиндрической части обозначили за σ_0 , радиус цилиндра и его длину – за R_0 и L_0 соответственно. Соотношение (4) описывает распределение поверхностной плотности заряда на конической поверхности уменьшающегося радиуса $R(x)$, что следует из теоремы Гаусса. Это позволяет посчитать полный заряд конической поверхности (5) и полусферической поверхности (6). Из соотношений (7), (8) и (9) в итоге можно выразить искомый радиус R . Символом E_0 в (9) обозначена напряжённость пробоя воздуха, посчитанная экспериментально. В итоге формула (9) порождает квадратное уравнение, из которого $R \approx 0.095$ мм (при реальном значении $R \approx 0.05$ мм, проверенном под микроскопом). Таким образом, полученное значение по порядку величины сходится с реальным.

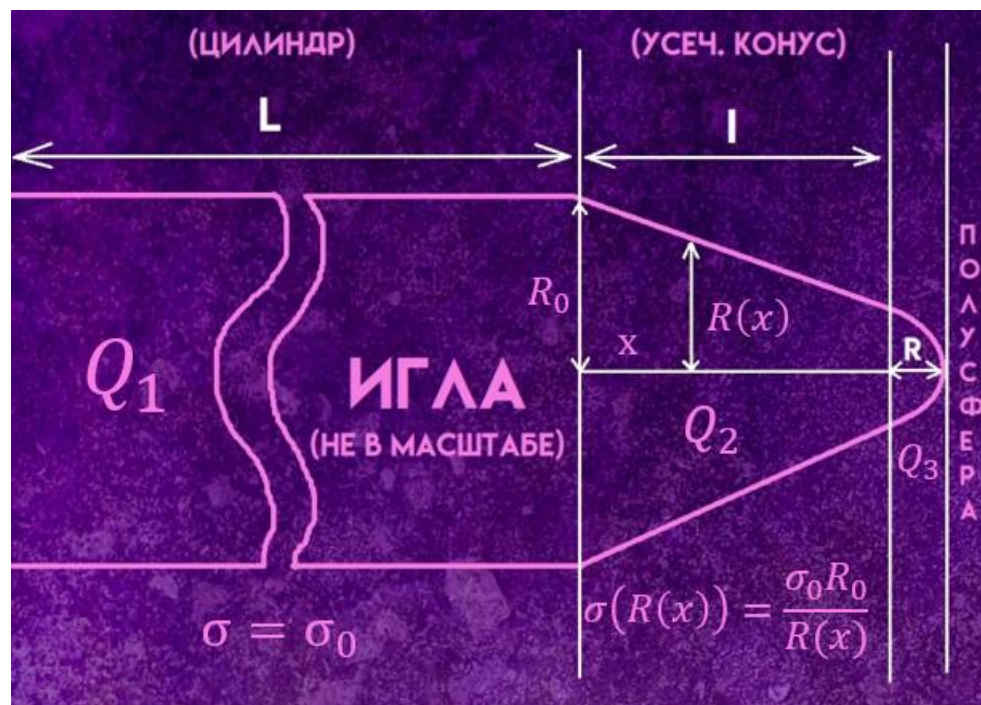


Рис. 1. Геометрическая модель коронирующей иглы

Информационные технологии и имитационное моделирование в задачах воздушно-космической обороны

УДК 621.396.96

Разработка и исследование модели обработки радиолокационных сигналов на основе технологии инверсного синтеза апертуры

Е.В. Донешко

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время основные перспективные работы по разработке перспективных радиолокационных станций направлены на повышение информативности радиолокационных станций для решения проблемы распознавания наблюдаемых объектов [1–2]. Внедрение в РЛС инверсного синтеза апертуры (ИСА) является перспективной технологией для повышения разрешающей способности РЛС по пространственным координатам вплоть до получения подробных дальностно-азимутальных портретов наблюдаемых объектов, позволяющих получить представление о линейных размерах объектов и их форме. При этом высокое разрешение по дальности обеспечивается широкополосностью сигнала, в работе рассматриваются линейно-частотно модулированные сигналы, а высокая разрешающая способность по азимутальной координате обуславливается использованием ИСА.

В данной работе был разработан алгоритм формирования дальностно-азимутального портрета объекта наблюдения на основе технологии ИСА. В качестве исходной информации для алгоритма используется радиолокационный сигнал, отраженный от движущегося по прямолинейной траектории объекта. В процессе работы проведено моделирование отраженного от представляющего собой совокупность локальных центров рассеяния (ЛЦР) объекта наблюдения сигнала при зондировании ее широкополосным ЛЧМ-сигналом.

В ходе работы проведена разработка модели сжатия принятых широкополосных сигналов методом ДПФ, при этом выходными данными модели становится ряд дальностных портретов, параметры которых (распределение амплитуд по пространству) зависят от углового положения наблюдаемого объекта относительно РЛС (пример показан на рис. 1). Во время когерентной обработки ЛЦР из-за движения объекта перемещаются в соседние элементы разрешения по угловым координатам, что отражается на характере изменения дальностного портрета по времени. При этом центральной операцией получения азимутального портрета объекта наблюдения является операция, называемая «компенсацией движения», сутью которой является определение фазового набега, вызванного наличием радиальной скорости и радиального ускорения объекта, и его компенсация.

В работе проанализированы методы компенсации движения наблюдаемого объекта, например, метод контрастной максимизации [3], а также метод, основанный на минимизации энтропии [4-5]. В данной работе используется метод контрастной максимизации как более эффективный.

После определения фазового набега, вызванного наличием радиального ускорения и радиальной скорости, производится доплеровский спектральный анализ скорректированного сигнала с помощью преобразования Фурье в каждом элементе по дальности. Разработанные алгоритмы были использованы при разработке программного обеспечения на языке C++. На рис. 1 и рис. 2 представлены дальностный и ази-

мутальный портреты соответственно. Здесь $\delta_r = \frac{c}{2 \cdot F}$ – элемент разрешения по дальности,

$\delta_a = \frac{\lambda_0}{2\Omega T_n} = \frac{\lambda_0}{2\theta_n}$ – элемент разрешения по азимуту.

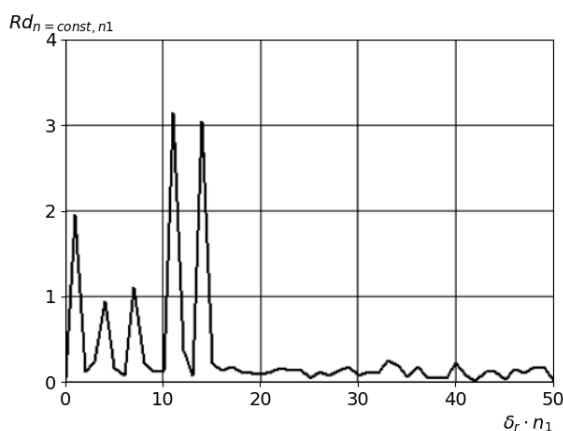


Рис. 1. Дальностной портрет

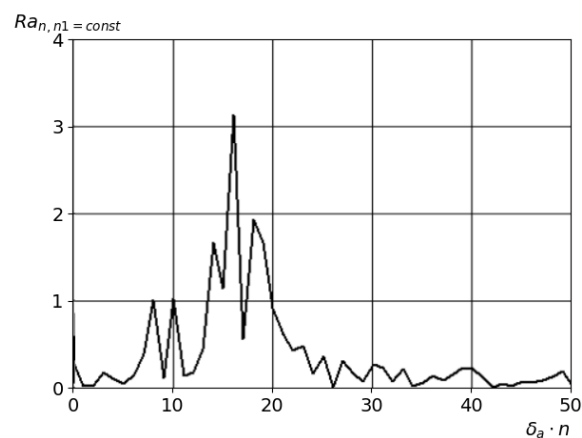


Рис. 2. Азимутальный портрет

Таким образом, в работе проведено моделирование обработки радиолокационного сигнала методом инверсного синтеза, построен алгоритм моделирования отраженного от движущегося прямолинейно объекта наблюдения широкополосного сигнала. Также разработан алгоритм обработки радиолокационного сигнала на основе технологии ИСА. На основе разработанных алгоритмов создано программное обеспечение на языке C++, результаты работы которого не противоречат ожидаемым результатам.

Литература

1. Слукин Г. П., Нефедов С. И., Лаговьер А. А., Нониашвили М. И. Особенности информационного обеспечения радиолокационных систем слежения за космическими объектами // Машиностроение и компьютерные технологии. 2011. №11.
2. Орлов В.М. [и др.] Моделирование алгоритма построения радиоизображений высокого разрешения целей для наземной когерентной РЛС // Радиолокация и связь. 2009. №7. С. 47-56.
3. Martorella M., Berrizzi F., Haywood B. Contrast maximization based technique for 2-D ISAR autofocus // IEEE Radar, Sonar, and Navigation, 2005. V. 152. - № 8. P. 253 – 262.
4. Zhang L. [et al.]. Translational motion compensation for ISAR imaging under low SNR by minimum entropy // EURASIP J. Adv. Signal Process. 2013. (1).
5. Cao P. [et al.]. Minimum entropy via subspace for ISAR autofocus // IEEE Geosci. Remote Sens. Lett. 2010/ 7 (1).

УДК 004.942

Разработка программного компонента «Диспетчер моделирования» для обеспечения информационного обмена между клиентским слоем и СПО реализации стандарта распределенного моделирования

А.М. Назаров, А.И. Шиловский

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В работе рассматривается разработка программного компонента (ПКт) «Диспетчер моделирования» из состава программного комплекса для проведения виртуальных испытаний.

В качестве стандарта, на котором построен программный комплекс для проведения виртуальных испытаний, был выбран IEEE Standard for Modeling and Simulation (M&S) High Level Architecture (HLA) – стандарт архитектуры высокого уровня для моделирования и имитации [1, 2]. Актуальной на настоящий момент является версия стандарта IEEE-1516–2010.

Специальное программное обеспечение реализации стандарта распределенного моделирования (СПО РСРМ) реализует программную инфраструктуру информационного обмена RTI (Run-Time Infrastructure) в соответствии со стандартом IEEE 1516.1-2010. ПКт «Диспетчер моделирования» обеспечивает информационный обмен между клиентским слоем программного комплекса для проведения виртуальных испытаний и СПО РСРМ и реализует следующие функции:

- развертывание и удаление полигонов;
- подготовку исходных данных имитационного моделирования;
- управление имитационным моделированием;
- управление серверами моделирования;
- сбор результатов имитационного моделирования.

ПКт «Диспетчер моделирования» относится к серверному слою программного комплекса для проведения виртуальных испытаний и является частью ПК «Сервер моделирования», в который также входит ПКт «Сервер управления и доступа». ПКт «Диспетчер моделирования» напрямую взаимодействует со слоем данных программного комплекса для проведения виртуальных испытаний и получает управляющие команды на выполнение функций из клиентского слоя программного комплекса для проведения виртуальных испытаний через ПКт «Сервер управления и доступа».

Литература

1. IEEE Standard for Modeling and Simulation (M&S) High Level Architecture (HLA): 1516–2010 (Framework and Rules); 1516.1–2010 (Federate Interface Specification); 1516.2–2010 (Object Model Template Specification) [Электронный ресурс]. URL: <https://standards.ieee.org/standard/1516-2010.html> (дата обращения: 22.10.2021).
2. High-level architecture URL: https://en.wikipedia.org/wiki/High-level_architecture (дата обращения 22.10.2021).

УДК 519.876.5

Разработка программного компонента расчета режимов работы РЛС для системы автоматизированного проектирования радиолокационных станций

Н.С. Савченко

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В связи с значительным развитием как производительных мощностей современных персональных компьютеров и вычислительных серверов, так и различных программных технологий, расширяются возможности по созданию специализированного программного обеспечения для решения профильных задач.

Ведется опытно-конструкторская работа, в рамках которой разрабатывается программный комплекс для автоматизированного проектирования радиолокационных станций.

Одной из задач в рамках работы является разработка программного инструмента для расчета и анализа кинематики обзора пространства РЛС.

Данная работа посвящена деталям реализации модуля редактирования и анализа кинематики обзора РЛС. В работе представлен реализованный модуль «Расстановка лучей РЛС», а также дальнейшие модули будущей реализации.

УДК 004.942

Разработка фреймворка для создания пакетов цифровых двойников

А.И. Шиловский, А.М. Назаров

Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

В работе рассматривается разработка фреймворка для автоматизированного создания пакетов цифровых двойников (ЦД) [1] для последующего внедрения ЦД в программный комплекс для проведения виртуальных испытаний, а также проверки целостности пакетов ЦД и корректности их составных частей.

Данная программа позволяет создавать пакеты ЦД изделий, включающие в себя всю информацию, необходимую для проведения имитационного моделирования (ИМ) с участием ЦД на виртуальном полигоне, а также проведения всех подготовительных этапов и этапа сбора результатов ИМ.

Фреймворк для создания ЦД представляет собой набор инструментов (базовых классов, библиотек, приложений), которые используются при разработке ЦД для обеспечения его корректной работы в составе программного комплекса для проведения виртуальных испытаний.

Инструменты в составе фреймворка предназначены для решения следующих задач:

- обеспечение ввода и редактирования параметров в сценарии экземпляров ЦД;

- обеспечение корректной инициализации федерата ЦД данными сценария ИМ из базы данных;
- обеспечение возможности варьирования (перебора) параметров в сценарии экземпляра ЦД;
- компоновка пакета ЦД.

Создано приложение для компоновки пакетов ЦД. Общий вид приложения изображен на рис..

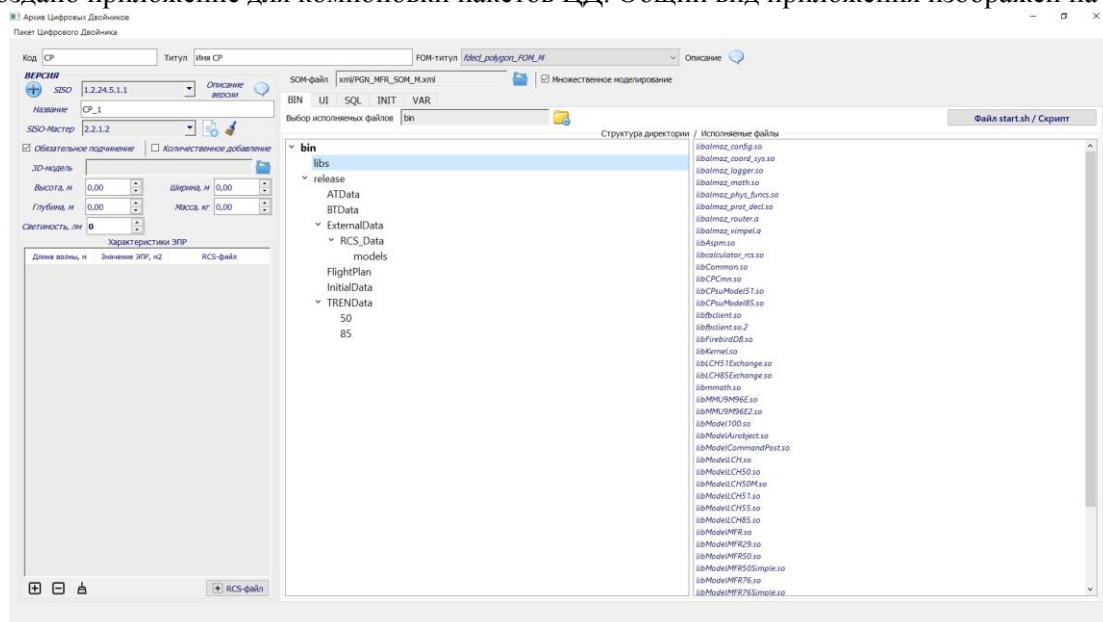


Рис. 10. Общий вид приложения для компоновки пакетов ЦД

В приложении вводятся данные о пакете ЦД и указываются все его составные части (исполняемые модули, классы формы, скрипты развертывания схем БД и т.д.). Приложение проверяет все полученные данные на корректность, после чего создает пакет ЦД, готовый для внедрения в программный комплекс для проведения виртуальных испытаний.

Литература

1. ГОСТ Р 57700.37-2021 «Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники. Общие положения».

Секция теоретической механики

УДК 621.865.8

О применении последовательного эластичного актюатора в манипуляционных и локомоционных робототехнических системах

С.Е. Кондратьев

Липецкий государственный технический университет

Последовательный упругий актюатор (привод) – это исполнительное устройство, в котором источник движения соединен с выходом через специально разработанный упругий элемент, который может обеспечить высокоточное управление силой, устойчивость к ударам и накопление энергии.

Все приводы имеют ограничения, и последовательная эластичность добавляется только для того, чтобы учесть эти ограничения. Примерами таких ограничивающих факторов являются инерция, демпфирование, люфт и пределы крутящего момента в редукторном электродвигателе или инерция, заедание и ограничения потока жидкости в гидравлическом цилиндре. Большинство роботов проектируются механически, чтобы иметь как можно более жесткую связь между движущей силой и механизмом, а желаемое поведение реализуется в программном управлении.

Добавление последовательной упругости может изменить поведение, для которого лучше всего подходит тот или иной привод. Последовательная эластичность актюатора особенно полезна при физическом взаимодействии с неопределенностью. Например, в роботизированных манипуляторах добавление настроенной и ощущаемой физической податливости может улучшить их способность вести себя стабильно, когда податливость является важной поведенческой характеристикой. В ассистивных протезах тщательный контроль приложенных сил важен для комфорта пользователя. Реализация контроля силы значительно улучшается при использовании серийной упругости для восприятия силы через прогибы и для смягчения ошибки силы от взаимодействия с окружающей средой. Для локомоции ног последовательная упругость может быть использована для накопления и высвобождения энергии циклической походки, создавая определенный колебательный энергетический цикл.

При достаточно большой частоте и амплитуде движения требуемый крутящий момент превысит предел максимального крутящего момента; и, учитывая обычные значения отраженной инерции мотор-редукторов, эта частота и амплитуда достаточно низки и легко достижимы. В этот момент пользователь почувствует некоторую инерцию двигателя, даже при наличии всезнающего контроллера. Чтобы описать это явление более точно, рассмотрим динамику той же системы

$$N^2 I_m \ddot{\theta} = N \tau_m + \tau_o, \quad (1)$$

здесь N – снижение частоты вращения зубчатой передачи, I_m, θ – инерция ротора и угол выхода, τ_m, τ_o – крутящий момент ротора привода и внешний момент нагрузки. Желаемое поведение этой системы заключается в том, чтобы крутящий момент на выходе был равен $\tau_o(t) = k_{des} \theta(t) = k_{des} A \sin(\omega t)$. Крутящий момент от двигателя должен одновременно ускорять инерцию двигателя и прикладывать силу реакции к пружине. Общий требуемый крутящий момент двигателя теперь составляет

$$\tau_m(t) = -A \left(\frac{1}{3} N I \omega^2 + k_{des} / N \right) \sin(\omega t). \quad (2)$$

Движение, необходимое двигателю, теперь составляет только одну треть от того, что было в жестком случае, что уменьшает общий требуемый крутящий момент. В отличие от идеально согласованного случая, теперь двигатель должен двигаться, чтобы приложить правильное усилие к выходу. Однако он должен двигаться меньше, потому что большая часть движения выхода приходится на деформацию упругого элемента.

Эластичные последовательные актюаторы состоят из двух основных компонентов: первичного движителя и эластичного элемента. Существует два варианта конфигурации этих двух элементов: с прок-

симальной эластичностью или с дистальной эластичностью, как показано на рис. 1. m_m – масса привода с передаточной коробкой; m_o – масса компонентов на выходе системы; r – радиус; I_m – инерция ротора; k_s – коэффициент жесткости; b_s – коэффициент демпфирования; b_m – коэффициент внутреннего демпфирования привода. В случае дистальной упругости масса двигателя приварена к земле и не влияет на динамику привода. Дистальная эластичность имеет то преимущество, что она более эффективно отвязывает выход от отраженной инерции привода.

Реализация последовательного упругого привода позволяет воплотить желаемую динамику привода в аппаратных средствах. Линейные последовательные упругие приводы могут иметь форму антагонистических штампованных пружин, отделяющих источник движения от выхода. Серийная упругость также может быть использована для накопления энергии в колебательной системе. Рассмотренные до сих пор примеры используют упругость для регулирования обобщенной силы или крутящего момента.

В роботизированных манипуляторах чувствительное управление силой и податливое взаимодействие могут обеспечить безопасное взаимодействие с людьми и защитить робота от повреждений во время ударов. Использование серийных упругих приводов является одним из ключевых факторов, позволивших роботам-манипуляторам перейти от высокоструктурированных промышленных приложений к более универсальным средам и взаимодействию с людьми.

Шагающие роботы извлекают пользу из серийной эластичности по причинам, выходящим за рамки управления по силе. Биомеханика животных демонстрирует широкое использование и преимущества серийной упругости. В локомоции ног животных упругость может сохранять энергию на протяжении всего шага, улучшать энергоэффективность маха ноги и смягчать удары о землю.

Исследования в этой области продолжаются, поскольку робототехники пытаются преодолеть пределы динамики актюаторов и улучшить их за счет снижения инерции и трения, или узнать, как лучше реализовать последовательную упругость с несколькими степенями свободы, с различными функциями жесткости, зависящими от конфигурации, для наилучшей поддержки поведения.

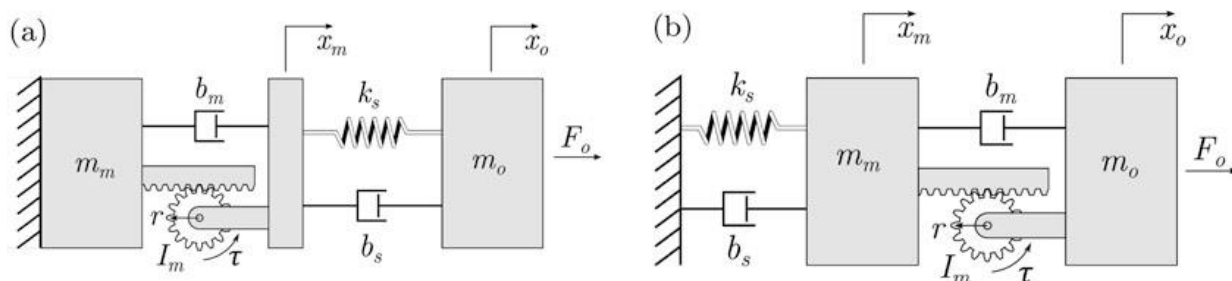


Рис. 1. Блок-схемы конфигураций проксимального и дистального последовательных эластичных актюаторов. Отраженная инерция двигателя представлена реечной шестерней. (а) Дистальная эластичность. (б) Проксимальная эластичность.

Литература

1. Колюбин С.А. Динамика робототехнических систем // Университет ИТМО, 2017.
2. Hurst J., Green K. Series Elastic Actuation // Encyclopedia of Robotics. Springer, Berlin, Heidelberg.
3. S. Wolf et al. Variable Stiffness Actuators: Review on Design and Components // IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, vol. 21, no. 5, pp. 2418-2430, Oct. 2016.

УДК 531.38

Исследование влияния момента сил светового давления на эволюцию вращательного движения крупногабаритных объектов космического мусора

Е.С. Егорова

Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

В настоящее время космический мусор представляет реальную угрозу для деятельности в околоземном пространстве. Поэтому разрабатываются различные проекты по его удалению с наиболее засоренных орбит. В тех случаях, когда подобные проекты предполагают физический захват удаляемого объекта,

для успешной технической реализации необходимо иметь представление о возможных параметрах его вращательного движения.

Детальное исследование эволюции вращательного движения крупногабаритных объектов космического мусора было предпринято в работе [1]. Используемая в данной работе математическая модель учитывала влияние гравитационного момента M_g и момента M_f , обусловленного генерацией вихревых токов при вращении металлического объекта в геомагнитном поле. Кроме того, учитывалась прецессия орбиты рассматриваемых объектов. Было установлено, что в случае быстрой начальной закрутки вокруг оси с наибольшим моментом инерции действие гравитационного момента M_g вызывает только изменение направления вектора угловой скорости, а действие момента от вихревых токов M_f приводит к торможению вращения.

Достаточно часто объекты космического мусора являются нефункционирующими искусственными спутниками, конструкция которых включает большие панели солнечных батарей. Давление света, падающего на такую панель, приводит к появлению момента M_r , также оказывающего существенное влияние на эволюцию вращательного движения. В частности, при определенных условиях момент M_r ускоряет вращение объекта.

Интерпретируя вращательное движение объекта как слабо возмущенное движение Эйлера-Пуансо, можно использовать метод усреднения для изучения долговременной эволюции параметров вращения при совокупном воздействии моментов M_g , M_f и M_r [2]. Проведенное исследование показало, что между торможением вращения, обусловленным действием момента от вихревых токов M_f , и раскруткой, обусловленной действием момента от сил светового давления M_r , возможен баланс, обеспечивающий неизменную угловую скорость вращения.

Литература

1. Efimov S., Pritykin D., Sidorenko V. Long-term attitude dynamics of space debris in Sun-synchronous orbits: Cassini cycles and chaotic stabilization // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. – 2018. – Т. 130. – №. 10. – С. 1-25.
2. Белецкий В. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. – Directmedia, 2016.

УДК 004.272.25

Нейросетевой метод решения ОЗК для управления многоосевыми манипуляторами робототехнического комплекса

Ф.А. Полещук

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

При моделировании систем управления движением робототехнического комплекса необходимо решать задачи кинематики и динамики для его исполнительных механизмов. Существует обратная и прямая задача кинематики, которые помогают найти связи между положениями систем координат базы робота и рабочего органа. Прямая задача кинематики (ПЗК) состоит в определении пространственного положения рабочего инструмента манипулятора робота по известным значениям обобщенных координат, а обратная задача кинематики (ОЗК) позволяет получить набор обобщенных координат при заданных желаемых координатах положения и ориентации рабочего органа в пространстве. Обратная задача кинематики, как и прямая задача, является одной из основных задач кинематического анализа и синтеза. Для управления положением звеньев и ориентацией рабочего инструмента манипулятора требуется решение обратной задачи кинематики.

Решение ОЗК может вести к неопределенности решения, чему уделено внимание в данной работе.

Большинство аналитических подходов для решения обратной задачи кинематики требуют достаточно больших затрат вычислительной мощности. Одним из альтернативных подходов является использование нейронных сетей.

Суть метода заключается в случайном выборе заведомо известных положений манипулятора и нахождения с помощью решения прямой задачи кинематики, координат и ориентации в пространстве конечной точки.

Собранные данные будем подавать на вход нейронной сети. После обучения сети ее можно использовать для прогнозирования конфигураций соединения узлов манипулятора, которые максимально будут соответствовать заданному положению и ориентации в пространстве.

Литература

1. Борисов О.И., Громов В.С., Пыркин А.А. Методы управления робототехническими приложениями: Учебное пособие - СПб: Университет ИТМО, 2016. - 108 с.
2. Прокопович Г.А. Модель нейросетевой ассоциативной памяти для управления манипулятором. Информатика. 2012;(3(35)):16-25.
3. Амосов Н.М. Нейрокомпьютеры и интеллектуальные роботы - Киев : Наукова думка, 1991. – 272 с.
4. Галушкин А.И. Теория нейронных сетей - М. : ИПРЖР, 2000. – 415 с.
5. О. Сигеру, Х. Марзуки, Ю. Рубия. Нейроуправление и его приложения - М. : ИПРЖР, 2000. - 272 с.
6. Головкин В.А. Нейронные сети: обучение, организация и применение. Кн. 4 : учеб. пособие для вузов под общ. ред. Л.И. Галушкина. - М. : ИПРЖР, 2001. - 256 с.

УДК 004.272.25

Управление роботом-манипулятором с помощью нейронных сетей

Г.А. Прусс

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

В последние годы роботы-манипуляторы играют все более важную роль в научных исследованиях и инженерных приложениях. Использование манипуляторов для экономии труда и повышения точности вычислений становится обычной практикой в промышленности. Однако аналитический метод решения задач кинематики требует достаточно больших вычислительных затрат. В качестве альтернативного подхода все больше применяется использование нейронных сетей.

Нейронные сети, которые могут быть легко реализованы аппаратно, были признаны мощным инструментом для обработки в реальном времени. В настоящее время они успешно применяются в различных системах управления. В частности, большое внимание привлекло использование нейронных сетей для управления роботами-манипуляторами, и были предложены и исследованы различные связанные схемы и методы.

Каждый класс нейронных сетей, например, нейронные сети с прямой связью, рекуррентные нейронные сети, двойные нейронные сети, а также их модификации, имеют свои преимущества в достижении компромисса между вычислительной сложностью и эффективностью управления.

В данной работе изложен обзор результатов исследований в области управления манипуляторами с помощью нейронных сетей. Проведен анализ основных проблем управления манипулятором, и приведены теоретические идеи по использованию нейронной сети для их решения, а также уделено внимание достижениям в этой области за последние годы.

В отношении практических приложений указаны некоторые потенциальные направления, которые в дальнейшем заслуживают исследования в управлении манипуляторами с помощью нейронных сетей. Результатом работы является сопоставление различных структур нейронных сетей для решения проблем управления, существующих в разных манипуляторах с различными задачами.

Литература

1. Борисов О.И., Громов В.С., Пыркин А.А. Методы управления робототехническими приложениями: Учебное пособие - СПб: Университет ИТМО, 2016. - 108 с.
2. Li, Shuai & Chen, Sanfeng & Liu, bo & Li, Yangming & Liang, Yongsheng. Decentralized kinematic control of a class of collaborative redundant manipulators via recurrent neural networks. Neurocomputing. 91. 1–10. 10.1016/j.neucom.2012.01.034.
3. Амосов Н.М. Нейрокомпьютеры и интеллектуальные роботы - Киев : Наукова думка, 1991. – 272 с.
4. Галушкин А.И. Теория нейронных сетей - М. : ИПРЖР, 2000. – 415 с.
5. О. Сигеру, Х. Марзуки, Ю. Рубия. Нейроуправление и его приложения - М. : ИПРЖР, 2000. - 272 с.
6. Y. Zhang , L. Jin , Robot Manipulator Redundancy Resolution, Wiley, UK, 2017 .

7. Z. Li , W. Chen , J. Luo Adaptive compliant force-motion control of coordinated non-holonomic mobile manipulators interacting with unknown non-rigid environments, Neurocomputing 71 (2008) 1330–1344 .
8. T. Le , H. Kang , An adaptive tracking controller for parallel robotic manipulators based on fully tuned radial basic function networks, Neurocomputing 137 (2014) 12–23 .

УДК 004.272.25

Нейросетевой метод решения ОЗК для управления многоосевыми манипуляторами робототехнического комплекса

Ф.А. Полещук

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

При моделировании систем управления движением робототехнического комплекса необходимо решать задачи кинематики и динамики для его исполнительных механизмов. Существует обратная и прямая задача кинематики, которые помогают найти связи между положениями систем координат базы робота и рабочего органа. Прямая задача кинематики (ПЗК) состоит в определении пространственного положения рабочего инструмента манипулятора робота по известным значениям обобщенных координат, а обратная задача кинематики (ОЗК) позволяет получить набор обобщенных координат при заданных желаемых координатах положения и ориентации рабочего органа в пространстве. Обратная задача кинематики, как и прямая задача, является одной из основных задач кинематического анализа и синтеза. Для управления положением звеньев и ориентацией рабочего инструмента манипулятора требуется решение обратной задачи кинематики.

Решение ОЗК может вести к неопределенности решения, чему уделено внимание в данной работе.

Большинство аналитических подходов для решения обратной задачи кинематики требуют достаточно больших затрат вычислительной мощности. Одним из альтернативных подходов является использование нейронных сетей.

Суть метода заключается в случайном выборе заведомо известных положений манипулятора и нахождения с помощью решения прямой задачи кинематики, координат и ориентации в пространстве конечной точки.

Собранные данные будем подавать на вход нейронной сети. После обучения сети ее можно использовать для прогнозирования конфигураций соединения узлов манипулятора, которые максимально будут соответствовать заданному положению и ориентации в пространстве.

Литература

1. Борисов О.И., Громов В.С., Пыркин А.А. Методы управления робототехническими приложениями: Учебное пособие - СПб: Университет ИТМО, 2016. - 108 с.
2. Прокопович Г.А. Модель нейросетевой ассоциативной памяти для управления манипулятором. Информатика. 2012;(3(35)):16-25.
3. Амосов Н.М. Нейрокомпьютеры и интеллектуальные роботы - Киев : Наукова думка, 1991. – 272 с.
4. Галушкин А.И. Теория нейронных сетей - М. : ИПРЖР, 2000. – 415 с.
5. О. Сигеру, Х. Марзуки, Ю. Рубия. Нейроуправление и его приложения - М. : ИПРЖР, 2000. - 272 с.
6. Головки В.А. Нейронные сети: обучение, организация и применение. Кн. 4 : учеб. пособие для вузов под общ. ред. Л.И. Галушкина. - М. : ИПРЖР, 2001. - 256 с.

Применение формаций малых спутников для показа космической рекламы**Г.Ю. Белый¹, И.В. Глухов¹, Ш.Н. Биктимиров²**¹Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)²Сколковский институт науки и технологий

В докладе рассматривается задача о групповых полетах малых спутников в рамках миссии по демонстрации коммерческих изображений из космоса. Спутники оснащены отражателями большой площади ($A_r \sim 10 \text{ м}^2$) для направления солнечных лучей в точку наблюдателя. При удовлетворении ряда геометрических ограничений, спутник с отражателем виден с Земли невооруженным глазом и в зависимости от размера паруса и орбиты спутника может иметь различную звездную величину. Таким образом, группа близко летящих спутников с солнечными отражателями может быть использована для демонстрации графических изображений.

Ранее авторами была описана [1] общая концепция миссии, которая заключается в использовании солнечно-синхронных орбит вблизи плоскости терминатора (проекция вектора кинетического момента орбиты на экваториальную плоскость коллинеарна проекции вектора положения Солнца на эту же плоскость) в качестве опорных и задании орбитальной конфигурации формации с помощью ограниченных периодических решений уравнений относительного движения спутников на близких околокруговых орбитах [2, 3]. Поскольку миссия подразумевает демонстрацию графических изображений, предложен гибридный способ управления относительным движением спутников формации, состоящий из серии импульсных маневров для коррекции значительных ошибок относительных орбит, которые возникают при начальном развертывании заданной конфигурации или ее перестроении, а также непрерывного управления основанного на линейно-квадратичном регуляторе, которое используется для поддержаний относительных орбит спутников с заданной точностью. Настройка линейно-квадратичного регулятора осуществляется с помощью генетического алгоритма многоцелевой оптимизации [4], который позволяет строить Парето фронт, показывающий решения, оптимальные в смысле заданного набора функционалов (оптимальное по быстродействию обеспечение точности при минимальном расходе топлива). Предлагается метод выбора настроек регулятора для разных целевых орбит.

Доклад главным образом посвящен анализу эффективности использования формаций малых спутников для показа космической рекламы. Используя разработанный подход к построению и управлению формацией, оценивается потребление топлива спутниками формации для различных миссий по демонстрации графических изображений. При этом миссии характеризуются количеством спутников в формации, количеством различных изображений для показа и временем, требуемым на поддержание орбитальных конфигураций, соответствующим тем или иным изображениям. Полученные оценки по расходу топлива используются для определения количества просмотров графических изображений в крупных городах мира. Количество просмотров оценивается с помощью карты плотности распределения населения и других параметров, позволяющих оценить кол-во просмотров при демонстрации изображения в определенной точке наблюдателя.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-31-90115

Литература

1. *Biktimirov S., Ivanov D., Pritykin D.* A satellite formation to display pixel images from the sky: mission design and control algorithms. *Advances in Space Research* (in press).
2. *Белецкий В.В.* Очерки о движении космических тел. – Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1972.
3. *Clohessy W.H., Wiltshire R.S.* Terminal guidance system for satellite rendezvous // *Journal of the Aerospace Sciences*. – 1960. – Т. 27. – №. 9. – С. 653-658.
4. *Deb K., Pratap A., Agarwal S., Meyarivan T.* A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002. 6, 182–197.

Разработка электропривода рулевой машины космического аппарата

Д.В. Куплевацкий, Д.В. Кадигроб, М.В. Горт

Россия, Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет)»
ФГАОУ ВО «ЮУрГУ (НИУ)»

Рулевые приводы предназначены для перемещения или поворота органов управления и чаще всего представляют собой достаточно сложные замкнутые автоматические системы, относящиеся к классу силовых следящих приводов.

С увеличением скоростей полета повышаются требования к быстродействию как системы в целом, так и к входящим в неё исполнительным устройствам – рулевым приводам.

Задача курсового проекта заключается в выборе исполнительного двигателя и передаточного отношения редуктора, моделирование в специальном ПО, разработка схемы управления двигателем и циклограмма.

Для моделирования электропривода рулевой машины необходимо выбрать исполнительный двигатель и передаточное отношение редуктора, в соответствии со своими изначальными данными по варианту. Далее происходит расчёт основных параметров, таких как электромагнитный момент двигателя, момент инерции движущихся частей, приведенных к валу двигателя, момент сопротивления, момент двигателя при прямом включении (разгоне), момент сопротивления. Рассчитав основные параметры производится выбор двигателя и рассчитывается максимальное значение скорости, которую двигатель развивает в процессе отработки угла, так же рассчитывается номинальная мощность, момент, напряжение, ток и э.д.с.. Получив все данные производим моделирование и получаем циклограмму (рис.1.), которая удовлетворяет расчётам. Закончив моделирование, производим расчёт и моделирование схемы управления, основываясь на полученном напряжении, к.п.д, мощности и току двигателя.

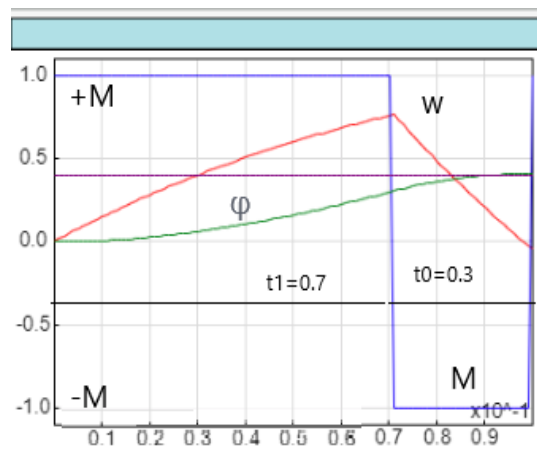


Рис.1. Циклограмма моделирования электропривода расчётных параметров

В проекте было описано техническое устройство, объект в котором используется привод, был оценено влияние электропривода его эксплуатационные, рабочие и периферийные характеристики. Был выбран исполнительный двигатель и передаточное отношение редуктора. Были построены кривые переходных воздействий при различных воздействиях, так же была рассчитана и промоделирована схема управления двигателем, подобраны компоненты под неё и построена циклограмма.

Литература

1. 1. Крымов Б.Г. [и др.] Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами. -М.: Машиностроение. 1987. -284 с
2. 2. Копылов И.П. [и др.] Проектирование электрических машин: учебник для вузов. / И.П. Копылов, Б.К. Клоков, В.П. Морозкин, Б.Ф. Токарев;
3. 3. Вольдек А. И Электрические машины: учебник для студентов высш. техн. учебн. заведений.
4. 4. Драчев Г. И. Теория электропривода: учебное пособие.
5. 5. Вольдек А.И. Электрические машины. Машины переменного тока: Учебник для вузов
6. 6. Усольцев А. А. Электрические машины: Учебное
7. 7. Воронин С.Г. «Электропривод летательных аппаратов»: конспект лекций часть 1.

О некомпактной бифуркации в одной интегрируемой модели вихревой динамики

Г.П. Пальшин

Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

Со времён Гельмгольца [1] хорошо известна модель N точечных вихрей в идеальной жидкости с постоянными интенсивностями Γ_α ($\alpha = 1, \dots, N$). Модель N взаимодействующих магнитных вихрей в ферромагнетиках [2] является более общим случаем, чем гидродинамическая модель: помимо завихренностей Γ_α , здесь присутствуют полярности λ_α , которые принимают значения ± 1 в зависимости от намагниченности, направленной вверх или вниз.

В данной работе мы рассматриваем ограниченную задачу трёх магнитных вихрей, где в системе трёх магнитных вихрей на позициях $r_\alpha = (x_\alpha, y_\alpha)$, $\alpha \in \{0, 1, 2\}$, вихрь с завихренностью Γ_0 закреплён в точке $O(0, 0)$. Уравнения движения в нашей обобщённой модели имеют следующую комплексную форму:

$$i\lambda_\alpha \dot{z}_\alpha = \frac{1}{z_\alpha} + \frac{\Gamma_\beta}{\lambda_\beta} \frac{1}{z_\alpha - z_\beta}, \quad \alpha \neq \beta \in \{0, 1, 2\},$$

где $z_\alpha = x_\alpha + iy_\alpha$ – комплексная координата, определяющая позицию вихря с завихренностью Γ_α . Система может быть записана в гамильтоновой форме:

$$\Gamma_\alpha \dot{x}_\alpha = \frac{\partial H}{\partial y_\alpha}, \quad \Gamma_\alpha \dot{y}_\alpha = -\frac{\partial H}{\partial x_\alpha}, \quad \alpha = 1, 2, \tag{1.1}$$

$$H = \frac{\Gamma_1}{\lambda_1} \ln l_1 + \frac{\Gamma_2}{\lambda_2} \ln l_2 + \frac{\Gamma_1 \Gamma_2}{\lambda_1 \lambda_2} \ln l_{12},$$

где $l_\alpha = |r_\alpha|$ и $l_{\alpha\beta} = |r_\alpha - r_\beta|$. Кроме того, данная система обладает интегралом углового момента завихренности $F = \Gamma_1 l_1^2 + \Gamma_2 l_2^2$, что делает её вполне интегрируемой по Лиувиллю системой с двумя степенями свободы.

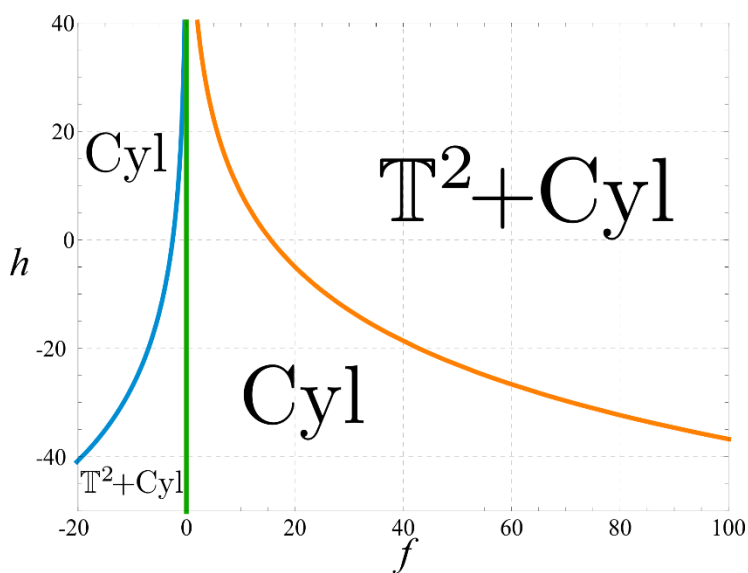


Рис. 4. Бифуркационная диаграмма Σ для случая «вихревой пары»

Основную роль в изучении подобных динамических систем играет бифуркационная диаграмма Σ интегрального отображения $F(z) = (F(z), H(z))$. В ограниченной системе трёх магнитных вихрей в случае «вихревой пары» (встречающейся в гидродинамике [3]), бифуркационная диаграмма содержит некомпактные бифуркации типа $(T^2 + Cyl) \rightarrow Cyl$ (рис. 1). Здесь « T^2 » обозначает наличие двумерного тора Лиувилля, а « Cyl » обозначает двумерный цилиндр.

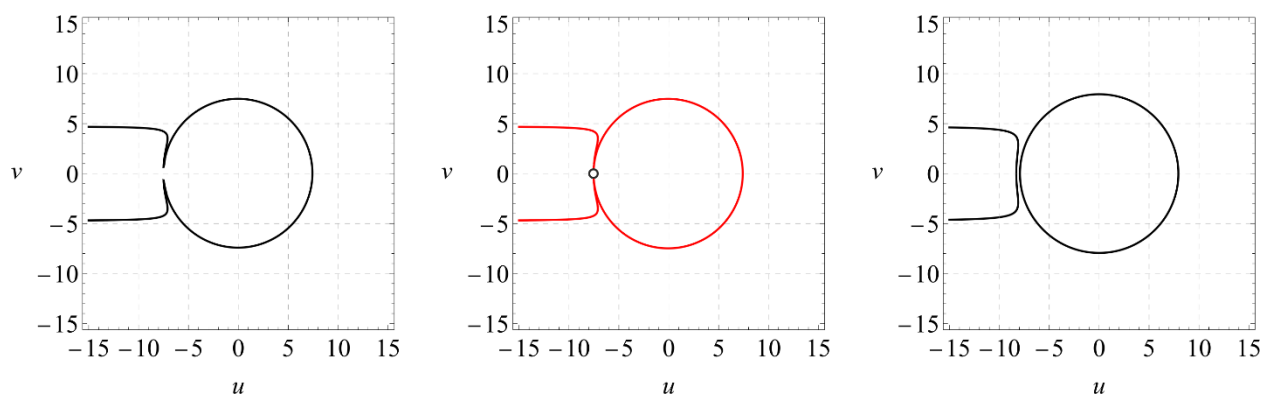


Рис. 5. Линии уровня редуцированного гамильтониана для бифуркации типа $Cyl \rightarrow (Cyl + T^2)$

Для системы (1) была проведена явная редукция к гамильтоновой системе с одной степенью свободы. Рис. 2 демонстрирует типичные линии уровня редуцированного гамильтониана для системы с некомпактными бифуркациями.

Работа была частично поддержана Российским фондом фундаментальных исследований, грант № 20-01-00399.

Литература

1. *Helmholtz H.* Über Integrale hydrodynamischen Gleichungen welche den Wirbelbewegungen entsprechen // *J. rein. angew. Math.* 1858. V. 55. P. 25–55.
2. *Komineas S., Papanicolaou N.* Gröbli solution for three magnetic vortices // *Journal of Mathematical Physics.* 2010. V. 51. P. 042705-1–18.
3. *Ryzhov E.A., Koshel. K.V.* Dynamics of a vortex pair interacting with a fixed point vortex // *Europhysics Letters.* 2013. V. 102. P. 44004-1–6.

УДК 629.78

Управление движением космического аппарата при сближении с некооперирующим объектом космического мусора для последующего захвата

М. Р. Ахлумади¹, Д. С. Иванов², Козин Ф. А.²

¹Московский физико-технический институт (государственный университет)

²Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН

В работе рассматривается задача управления движением космического аппарата для сближения с некооперирующим объектом космического мусора для последующего захвата. Предполагается, что на борту космического аппарата установлены двигатели для управления движением центра масс, а также маховики для управления угловым движением. Относительное движение некооперирующего объекта космического мусора считается известным, оно может быть определено с помощью лазерного дальномера или с помощью других оптических датчиков [1]. Для обеспечения захвата требуется обеспечить такое относительное положение и относительную ориентацию, чтобы система захвата оказалась в некоторой окрестности относительно заданной точки на поверхности объекта космического мусора. При этом в алгоритме управления принимается во внимание ограничения на максимальную допустимую величину тяги двигателя и на максимальный кинетический и управляющий моменты маховиков. В общем случае объект космического мусора совершает произвольное угловое движение в соответствии с динамическими уравнениями Эйлера. Также предполагается, что захват объекта возможен только в одной точке на его поверхности.

Для решения поставленной задачи были разработаны новые и адаптированы существующие математические модели, описывающие динамику относительного движения космического аппарата относительно некооперирующего объекта на стадии подлета с учётом ограничений малых космических аппаратов по возможностям управления. Предложен алгоритм управления на основе метода SDRE (State Dependent Riccati Equation) для относительного поступательного и углового движения космического аппарата и проведено аналитическое и численное исследование управляемого движения космического аппарата на этапе сближения с некооперирующим объектом космического мусора [2,3]. Также разработан алгоритм управления на основе метода виртуальных потенциалов для обеспечения безопасного сближения с объектом для последующего захвата [4]. Проводится аналитическое и численное исследование

характеристик управляемого движения с использованием этого алгоритма. Численное исследование разработанных алгоритмов проводится с помощью масштабных численных расчетов согласно методу Монте-Карло. Упрощенные варианты алгоритмов верифицируются с использованием лабораторных экспериментов на стенде с аэродинамическим столом [5]. Макет космического аппарата оснащен имитаторами бортовых двигателей и магнитной системой захвата, он способен двигаться практически без трения в плоскости стола относительно макета объекта космического мусора. Алгоритмы реализованы на бортовом компьютере макета космического аппарата. Проводятся лабораторные исследования характеристик управляемого движения с использованием разработанных алгоритмов. Предложенные алгоритмы сравниваются с точки зрения скорости сходимости и затрат характеристической скорости, а также анализируются их особенности при применении к задаче сближения для захвата объекта космического мусора.

Работа основана на материалах подготавливаемой диссертации на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук. Работа поддержана Российским фондом фундаментальных исследований, грант № 20-31-90072.

Литература

1. *Ivanov D., Ovchinnikov M., Sakovich M.* Relative pose and inertia determination of unknown satellite using monocular vision // *Int. J. Aerosp. Eng.* 2018. Vol. 2018.
2. *Akhloumadi M., Ivanov D.* Influence of Satellite Motion Control System Parameters on Performance of Space Debris Capturing // *Aerosp.* 2020, Vol. 7, Page 160. Multidisciplinary Digital Publishing Institute, 2020. Vol. 7, № 11. P. 160.
3. *Akhloumadi M., Ivanov D.* Satellite relative motion SDRE-based control for capturing a noncooperative tumbling object // *Proceedings of 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST 2019.* Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. P. 253–260.
4. *Akhloumadi M., Kozin F., Ivanov D.* Laboratory Study of the Active Debris Removal Algorithms on Air-Bearing Test Bed // *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.* IOP Publishing, 2020. Vol. 984, № 1. P. 012026.
5. *Akhloumadi M., Kozin F., Ivanov D.* Laboratory study of control algorithms for debris removal using cubesat // *Adv. Astronaut. Sci.* 2020. Vol. 173. P. 101–117.

УДК 62.119

Исследование возможности конструирования и применения механической системы "Колесницы, указывающей на юг"

Е.Д. Кузьменко, Ичэн Лян

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Научно-исследовательская работа направлена на структуризацию информации о данном устройстве, разбор реальности его применения и оценки значимости вклада данного устройства в развитие механики. В ходе исследовательской работы были выполнены следующие задачи: 1) Были найдены возможные пути увеличения точности показания колесницы, указывающей на юг; 2) Была установлена последовательность действий при применении исследуемого транспортного средства; 3) Была произведена оценка назначения колесницы, указывающей на юг; 4) Был произведен анализ важности данного изобретения для дальнейшего развития и применения дифференциальной передачи.

Колесница, указывающая на юг, является механической системой, применяемой в Древнем Китае. В данной системе установлен механический привод, с помощью которого колесница определяет исходно заданное направление при любом движении колесницы. Исторически разработка данного механизма, принадлежит императору Хуан Ди. Во время правления династии Ся, около двух с половиной тысяч лет до нашей эры, император развивал первое китайское государство. На данном этапе велось освоение западной территории современного Китая и восточной части современного Таджикистана, при этом на государство совершались частые набеги со стороны кочевников с северо-западной части современного Китая. В одном из сражений с кочевниками императорские войска попали в дымовую завесу противника. Этот случай побудил Хуан Ди заняться разработкой механизма, определяющего заданное направление. Набеги кочевников осуществлялись с севера, поэтому императорским войскам требовалась возможность определения южного направления, ведущего к территории своего государства, при любых внешних условиях. Считается, что император решил проверить работоспособность своего изобретения, отправив четырех послов с колесни-

цами в разных направлениях сторон света в неизученные части Китая: бассейн реки Янцзы, пустыня Такла-Макан, Синцзян-Уйгурский район, бассейн реки Хуанхе. После нескольких месяцев все послы вернулись, используя в качестве ориентира фигуру мудреца, установленную на колеснице и указывающую направление на родину. Официально сохранившийся документ описывает первое применение механизма во втором веке до нашей эры.

Исследователи выделяют наиболее вероятные размеры колесницы: длина около трёх метров, ширина два с половиной метра и высота, с учётом установленной нефритовой фигурой, более трёх метров. Отличительная особенность нефритовой фигуры – это вытянутая рука, указывающая направление. Нефритовый мудрец показывал всегда в установленном направлении, независимо от того как двигалась колесница [1].

При повороте колесного транспортного средства колеса с обеих сторон вращаются с разной скоростью. Это связано с тем, что путь проходимый колесами разный. Для того чтобы колеса колесницы вращались с разными скоростями в механизм была введена дифференциальная передача. Следует отметить, что ключевая особенность данной механической системы заключается в применении зубчатого механизма. В ряде случаев считается, что это первое практическое применение дифференциальной передачи. Зубчатый механизм был размещен в корпусе, при движении колес система шестерней задавала вращение нефритовой фигуре, подсоединенной к механизму. Фигура поворачивалась в противоположном направлении от поворота колесницы [2].

Колесница, указывающая на юг, была важным атрибутом церемоний династии Ся, наравне с другими выдающимися изобретениями. Рассмотрим вариант применения колесницы только в церемониальных целях. Одним из ключевых факторов, влияющих на рассмотрении данной версии, является высокий уровень точности, требуемый при постройке всей механической системы. Установлено что при различии в размере колес более чем на один сантиметр, при диаметре колеса один метр, точность показания упадет более чем на восемьдесят процентов. Это означает, что при перемещении колесницы на полтора километра фигура мудреца развернется вокруг своей оси и будет показывать в противоположную сторону [3].

Учитывая технические возможности производства колесницы и соблюдении высокого уровня точности, рассмотрим способ, позволяющий колеснице выполнять свое прикладное назначение. При разработке колесницы в применяемой дифференциальной передаче должны были рассмотреть способ отсоединения и подсоединения дифференциальной передачи от колес колесницы или от фигуры нефритового мудреца при сохранении целостности конструкции. В рамках исследования построена гипотеза, что дифференциал подключался только при поворотах колесницы, и соответственно при передвижении по прямой был отключен. Соблюдение ровности поверхности в таком случае требуется только при повороте, которое может быть обеспечено на месте с помощью искусственного настила, ограниченного размера, размещаемого под колесами при повороте. Таким образом, подтверждается возможность применения колесницы не только в условиях равнинной части Китая, но и при передвижении по пустыни Гоби и Такла-Макан, вдоль бассейнов рек. То есть, при данном применении зависимость от почв и типов поверхностей минимальна.

Само устройство дифференциала в колеснице схоже с дифференциальной передачей в автомобиле. Дифференциал – это совокупность шестерен, которые имеют три вала, связывающие их с внешним миром. Обозначим валы как А, В и С. Шестерни приводят к тому, что скорость вращения вала А эквивалентна сумме скоростей вращения остальных валов. В автомобиле вал А присоединен к двигателю, а валы В и С соединены с двумя колесами. Когда автомобиль поворачивается, внешнее колесо, должно катиться дальше и вращаться быстрее, чем внутреннее колесо. Дифференциальная передача решает данный вопрос. В колеснице, указывающей на юг, вал В соединялся с дорожным колесом, а вал С был соединен через механизм реверса направления с другим колесом. Таким образом, вал А вращался со скоростью, пропорциональной разнице скорости вращения колес. Фигура мудреца соединена с валом А. При передвижении по прямолинейной траектории колеса вращались с одинаковой скоростью, а фигура не двигалась. На повороте, колеса вращались с разной скоростью, поэтому дифференциальная передача заставляла фигуру мудреца поворачиваться, компенсируя поворот колесницы [4].

Литература

1. Temple, R., Needham J. The Genius of China: 3,000 Years of Science, Discovery, and Invention. London: Publisher Prion, 1998. 260 p.
2. *The Chinese South-Pointing Chariot [Электронный ресурс]*. URL: <https://www.lockhaven.edu/~dsimanek/make-chinese/southpointingcarriage.htm>. (8.03.2021).
3. *Remarkable South-Pointing Chariot – Ancient Cybernetic Machine Invented 1,700 Years Ago Is An Engineering Masterpiece [Электронный ресурс]*. URL: <https://www.ancientpages.com/2014/07/17/remarkable-south-pointing-chariot-ancient-cybernetic-machine-invented-1700-years-ago-is-an-engineering-masterpiece/>. (8.03.2021).
4. *South-Pointing Chariot [Электронный ресурс]*. URL: <https://alchetron.com/South-pointing-chariot>. (8.03.2021).

Моделирование движения электродинамической космической тросовой системы на круговой орбите

А.А. Белов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева
(национальный исследовательский университет)

Электродинамические тросовые системы позволяют осуществлять различные орбитальные маневры без затрат реактивного топлива [1, 2]. В работе исследуется движение космической тросовой системы, состоящей из массивной космической станции, движущейся по круговой орбите, и прикрепленного на тросе субспутника (рис. 1). Станция и субспутник оснащены устройствами, обеспечивающими контакт с ионосферой, и позволяющими пускать по одножильному тросу ток [3]. При пропускании тока по тросу, со стороны магнитного поля Земли на трос будет действовать распределенная сила Лоренца, которую можно использовать для управления движением системы.

Целью работы является разработка многоточечной математической модели движения электродинамической космической тросовой системы на круговой орбите и исследование с ее помощью возможности перевода тросовой системы из устойчивого радиального положения в режим вращения.

Рассматривается движение космической тросовой системы в плоскости магнитного экватора. Считается, что спутник и субспутник являются материальными точками, а трос заменяется совокупностью $N-2$ точечных масс, соединенных невесомыми упругими стержнями. Для построения уравнений движения используется второй закон Ньютона для каждой точки троса:

$$m_i \frac{d^2 \mathbf{r}_i}{dt^2} = -m_i \frac{\mu}{r_i^2} \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|} - \mathbf{T}_{i-1} + \mathbf{T}_i + \mathbf{F}_{A_i}, i = 2..N, \quad (1)$$

где m_i - масса i -ой точки, r_i - радиус-вектор i -ой точки, \mathbf{T}_i - сила натяжения, действующая на i -ую точку на участке $P_i P_{i+1}$.

Для спутника А, движущегося по круговой орбите радиуса r_1 :

$$\mathbf{r}_1 = \{r_1 \cos \nu, r_1 \sin \nu\} \quad (2)$$

где ν - угол истинной аномалии.

В качестве закона растяжения принята следующая зависимость:

$$\mathbf{T}_i = \begin{cases} c(|\mathbf{r}_{i+1} - \mathbf{r}_i| - L_0), & |\mathbf{r}_{i+1} - \mathbf{r}_i| - L_0 > 0. \\ 0, & |\mathbf{r}_{i+1} - \mathbf{r}_i| - L_0 \leq 0, \end{cases} \quad (3)$$

где c - коэффициент упругости, L_0 - длина недеформированного троса для участка $P_i P_{i+1}$.

С помощью уравнений движения (1), (2) была исследована возможность перевода космической тросовой системы из радиального положения в режим вращения. Рассмотрена тросовая система, имеющая параметры: $r_1 = 6721$ км, $l = 50$ км, $m_1 = 6000$ кг, $m_i = \frac{m_T}{N-2}$, $m_T = 10$ кг, $m_N = 100$ кг. Был получен график зависимости максимального угла отклонения от местной вертикали от силы тока (рис. 2). Видно, что при силе тока $I = 11$ А система переходит во вращение.

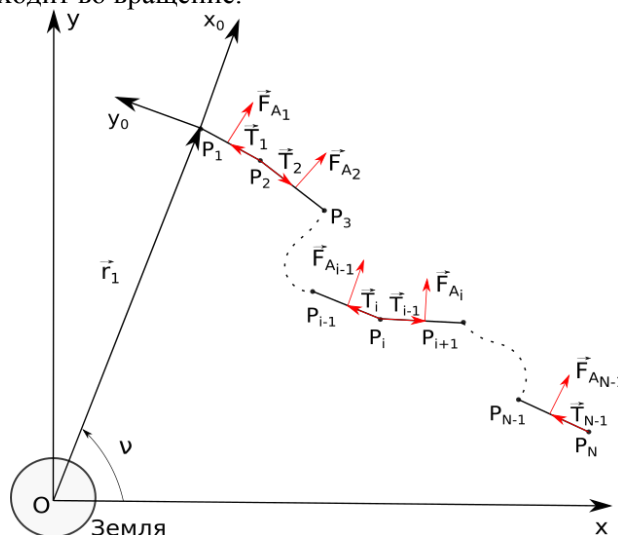


Рис. 1. Механическая система

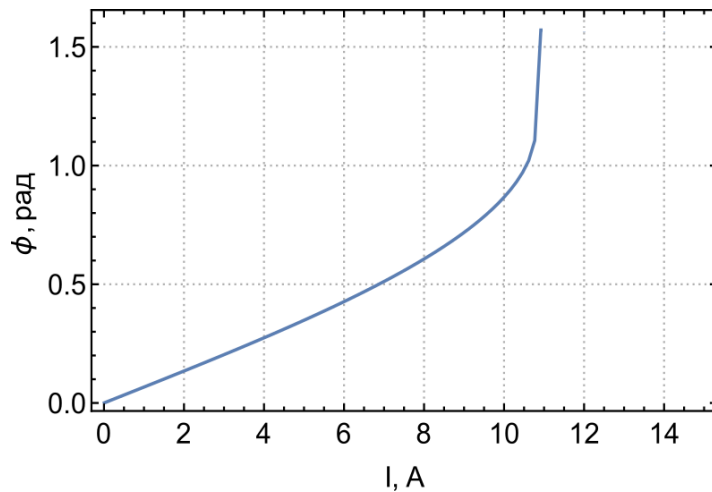


Рис. 2. Зависимость максимального угла отклонения троса от силы тока

Литература

1. Воеводин П.С., Заболотнов Ю.М. К задаче о стабилизации низкоорбитальной электродинамической тросовой системы // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2019, № 2, с. 117-132.
2. Ледков А.С., Соболев Р.Г. Стабилизация электродинамической тросовой системы на круговой орбите // Труды МАИ. 2019, №107, с. 1-20.
3. Шевченко М.В., Хитько А.В., Пискунов А.Ф. Проблемные вопросы создания контакторов для электродинамических тросовых систем // Авиационно-космическая техника и технология. 2007, №10, с. 134-136.

УДК 531.395

Метод быстро осциллирующих переменных в задаче релаксации композитной системы

Д.Г. Геворгян¹, А.А. Матевосян², Г.А. Халафян³

¹Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

²Кембриджский университет

³Физико-математическая специальная школа имени А. Шагиняна
(Ереванский Государственный университет)

Вопрос о долгосрочном хранении энергии в белковых молекулах является одним из важных вопросов молекулярной биологии. Следовательно, важно изучить физический механизм, который там работает [1-4]. Такой механизм моделируется как высоковозбужденная композиционная система при частичном контакте с термостатом [5].

Система состоит из двух связанных элементов: первый элемент находится в прямом контакте с термостатом, а второй взаимодействует только с первым элементом через периодический потенциал:

$$H = \frac{p_1^2}{2} + \frac{p_2^2}{2} + U(\theta_1 - \theta_2) \quad (1)$$

где $U(\theta)$ является периодической функцией периода 2π . Однако, чтобы описанная выше система стала полноценной, к уравнению первого элемента добавляются два члена, которые описывают контакт с термостатом:

$$\begin{cases} \frac{dp_1}{dt} = -\frac{\partial U}{\partial \theta_1} - \gamma p_1 + \xi(t) \\ \frac{dp_2}{dt} = -\frac{\partial U}{\partial \theta_2} \end{cases} \quad (2)$$

где случайная сила $\xi(t)$ состоит из Гауссовского белого шума и удовлетворяет:

$$\langle \xi(t) \rangle = 0 \quad \text{и} \quad \langle \xi(t_1) \cdot \xi(t_2) \rangle = 2\gamma T \delta(t_1 - t_2) \quad (3)$$

где $\langle \bullet \rangle$ означает временное среднее. Эта система изучена в [5], основной результат которого состоит в том, что в различных граничных случаях квадрат энергии системы линейно убывает.

В данной работе исследуется описанная выше система в общем случае. Оказывается, что в общем виде задачу можно решить методом разделения переменных на быстро осциллирующие и медленно осциллирующие части. Для проверки решения проводилось ряд численных экспериментов. Выяснилось, что построенная теория полностью согласуется с экспериментом и с результатами [5].

Литература

1. Boltzmann L. On Certain Questions of the Theory of Gases // Nature 51, 413–415 (1895)
2. Jeans J.H. XI. On the partition of energy between matter and Æther // The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science, 10:55, 91-98, DOI (1905)
3. Benettin G., Galgani L., Giorgilli A. Realization of holonomic constraints and freezing of high frequency degrees of freedom in the light of classical perturbation theory. Part II // Commun.Math. Phys. 121, 557–601 (1989)
4. Baldan O., Benettin G. Classical “freezing” of fast rotations. A numerical test of the Boltzmann-Jeans conjecture // J Stat Phys 62, 201–219 (1991)
5. Nakagawa N., Kaneko K., Komatsu T.S. Long-Term Relaxation of a Composite System in Partial Contact with a Heat Bath // Journal of the Physical Society of Japan, 69, 3214-3222 (2000)

УДК 531.3, 514.8

Различные динамические режимы качения волчка Чаплыгина без верчения

Неуймин Л.Г.

Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)

В настоящей работе исследуются движения динамически несимметричного неуравновешенного шара (волчка Чаплыгина) под действием силы тяжести по плоскости в предположении отсутствия проскальзывания и верчения в точке контакта.

Впервые исследование задачи качения динамически несимметричного уравновешенного шара по плоскости было предпринято в известной работе С. А. Чаплыгина [1].

Так как эта система обладает достаточным количеством инвариантов и, как следствие, является интегрируемой, характер ее эволюции оказывается регулярным, что позволяет применять развитые методы качественного и топологического анализа ее динамики.

В классической задаче рассматривается качение в отсутствие проскальзывания. Для упрощения анализа качения в различных постановках, в частности, в робототехнике, используется модель, которая называется «резиновой» (rubber rolling) и которая предполагает кроме отсутствия проскальзывания наложение условия отсутствия верчения, то есть проекция угловой скорости на нормаль к поверхности равняется нулю. Как классическая, так и «резиновая» модели качения предполагают наличие неинтегрируемых связей и могут быть рассмотрены с помощью современных методов неголономной механики.

Здесь рассматривается подробный вывод уравнений движения. Далее планируется численное исследование полученной динамической системы, так как предварительный анализ позволяет предполагать наличие у данной системы богатой динамики, в том числе наличия странных аттракторов.

Литература

1. Чаплыгин С.А. О катании шара по горизонтальной плоскости // Матем. сб., 1903, т. 24, с. 139–168. polarization of particles moving in a homogeneous electromagnetic field // Phys. Rev. L. 1959. V. 2. P. 435.

Целенаправленная механика одноклеточных организмов. Основные цели, графы, информационные потоки*С. Армишев*

Лос Гатос, Калифорния, США

Настоящий доклад является развитием и детализацией общей задачи сформулированной на предыдущей конференции МФТИ [1], где была предложена концепция использования теории Целенаправленной Механики (ЦМ) проф. Г.В.Коренева изложенная подробно автором в монографиях [2],[3],[4],[5]. ЦМ для задач исследования динамики движений одноклеточных организмов сформулирована впервые. Настоящий доклад выделяет основные цели и классифицирует и детализирует целевые функции движений одноклеточных организмов, а также сенсорные системы и информационные потоки связанные с реализацией такого управления. Приводится ряд конкретных примеров на основе опубликованных экспериментальных данных. Ставятся задачи по проведению новых экспериментов с целью уточнения логики работы графа целей и связанных с ними информационных потоков и измерительных и вычислительных систем одноклеточных организмов. На сегодняшний день в биологии такие постановки задач начались и следует ожидать получения новых знаний о принципах и параметрах механики и управления таких живых систем которые были основоположниками всей жизни на земле и прошли эволюционный путь порядка 4 миллиардов лет. Это старейшие на нашей планете системы управления заложившие основы для следующих поколений живых организмов включая человека. На сегодняшний день биологи подтвердили результаты более чем 100 летней давности[6], указывающие на способности одноклеточных микробов совершенно разумно реагировать на состояние внешней среды переключая программы своего движения [7]. В [7] такие программы и их переключения обозначаются термином "behavior sequences". Биологические эксперименты подтверждают наличие адаптивного управления и для этого используются термин "Complex Decision-Making" [7]. Была также подтверждена способность одноклеточных микробов обучаться и изменять параметры своих программ движения и их переключений под конкретную обстановку [8] после периода обучения. Все полученные экспериментальные данные и дают основания рассматривать одноклеточные организмы как объекты целенаправленной механики. Целью таких исследований ставится как решение фундаментальных проблем познания строения систем управления движением одноклеточных организмов так и прикладных задач в русле синтетической биологии и построения систем управления с заданными свойствами необходимыми в решении задач здравоохранения.

Есть ряд больших отличий одноклеточных от объектов рассмотренных Г.В.Кореневым. В работах [2],[3],[4] тела могли быть аппроксимированы системой твердых тел со связями и для теоретических исследований использовался аппарат классической механики твердого тела в тензорном изложении [5]. Для одноклеточных микробов и их исполнительных механизмов такая модель возможно будет не совсем верной. Вторая особенность модели одноклеточных заключается в типе, количестве и расположении органов управления движением[9]. Данные органы обладают гибкостью, их количество варьируется от единиц до тысяч также как и места их крепления к оболочке тела. Для теории управления такие объекты являются абсолютно новыми и скорее всего потребуются создание нового математического аппарата для адекватного описания и исследования систем управления подобных систем. И самое интересное это способность микробов адаптировать конструкцию и характеристики своих управляющих органов к обстановке и тем самым минимизировать расходы энергии для достижения своих целей. Однако при всех указанных различиях в строении тел общая теория ЦМ остается верной. Нам требуется найти и зарегистрировать цели движения и кинематику движения, распознать информационные потоки и управляющие воздействия, обеспечивающие такое движение к цели. Это позволит определить алгоритмы и параметры работы управляющего комплекса и продвинутся в нашем понимании об устройстве работы таких организмов. И через понимание перейти к задачам синтетической биологии путем перепрограммирования целей и перестройки исполнительных органов используя методы синтетической биологии.

Литература

1. *Армишев С.* Целенаправленная механика одноклеточных организмов. // Сборник тезисов докладов. Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ. -М. - Долгопрудный - Жуковский: МФТИ, 2020. С. 265-266

2. *Корнев Г.В.* Очерки механики целенаправленного движения. М.:Наука,1980
3. *Корнев Г.В.* Введение в механику человека.М.:Наука, 1977
4. *Корнев Г.В.* Целенаправленная механика управляемых манипуляторов.М.:Наука, 1979
5. Корнев Г.В. Классическая механика в тензорном изложении. Учебное пособие.М.-Долгопрудный: МФТИ, 2020
6. Jennings H.S. The Behaviour of the Lower Organisms.-N.Y.:The Columbia University Press,1906, 256 pp
7. Dexter J.P., Prabakaran S., Gunawardena J. A Complex Hierarchy of Avoidance Behaviours in a Single-Cell Eukaryote. //Current Biology, December 5, 2019, pp.4323-4329
8. Tang S.K.Y, Marshall W.F. Cell learning.//Current Biology, Volume 28, Issue 20,2018, pp.R1180-R1184
9. *Berg H.* E.coli in motion, Biological and medical physics// Biomedical Engineering, Springer:2004, P. 134

Научное издание

ТРУДЫ 64-й ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНОЙ КОНФЕРЕНЦИИ МФТИ

29 ноября – 03 декабря 2021 года

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ

Составители:

К. С. Слободчук, Ю. А. Борисов

Редактор *В.А. Дружинина*

Корректор *О.П. Котова*

Верстка: *В.А. Дружинина, Н.Е. Кобзева*

Подписано в печать 26.12.2021. Формат 60 × 84 ¹/₈. Усл. печ. л. 44.5.

Тираж 30 экз. Заказ № 81.

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования «Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)»

141700, Московская обл., г. Долгопрудный, Институтский пер., 9

E-mail: rio@mipt.ru

Отпечатано ООО "ЮМС Групп", г. Москва, ул. Фридриха Энгельса, д. 75 стр. 21