

**Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
им. Д. Ф. Устинова**

Российская академия ракетных и артиллерийских наук (РАРАН)

**Российская академия естественных наук (РАЕН)
Санкт-Петербургская секция междисциплинарных проблем
науки и образования РАЕН**

**Российская академия космонавтики им. К. Э. Циолковского (РАКЦ)
Санкт-Петербургское отделение РАКЦ**

**Северо-западная межрегиональная общественная организация
Федерации космонавтики России**



ВОСЬМЫЕ УТКИНСКИЕ ЧТЕНИЯ

**Труды Общероссийской научно-технической
конференции**

**Санкт-Петербург, Россия
13 – 14 ноября 2018 года**

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 55

**Санкт-Петербург
2019**

УДК 623.4 : 629.78
В78

В78

Восьмые Уткинские чтения: труды общерос. науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; 2019. – 470 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 55).
ISBN 978-5-907054-67-07

Публикуются статьи и доклады, представленные на общероссийской научно-технической конференции «*Восьмые Уткинские чтения*» в рамках «Недели науки в Военмехе» (12 – 16 ноября 2018 года) и посвященной памяти и развитию творческого наследия выдающихся конструкторов ракетно-космической техники В. Ф. Уткина и А. Ф. Уткина. Материалы сборника охватывают различные вопросы ракетостроения (проектирование, конструирование, технология производства), аэродинамики и динамики полета, информационных технологий, подготовки кадров для аэрокосмической отрасли, истории ракетной техники и космонавтики.

Для инженерных и научных специалистов, работающих в указанных направлениях, а также для студентов старших курсов и аспирантов профильных вузов.

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

УДК 623.4 : 629.78

Редационный совет: д-р техн. наук, проф. *К.М. Иванов* (председатель), д-р техн. наук, проф. *В. А. Бородавкин*, д-р техн. наук, проф. *О. А. Толпегин*, канд. техн. наук, доц. *А. А. Левихин*, канд. техн. наук *С. А. Матвеев*, доц. *М. Н. Охочинский*, д-р экон. наук, проф. *А. Д. Шматко*, канд. техн. наук, доц. *Л. П. Юнаков*, ст. преп. *К. А. Афанасьев*, ст. преп. *С.А. Чириков*

Ответственный редактор серии
«Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ»
М.Н. Охочинский

Все материалы опубликованы в авторской редакции

ISBN 978-5-907054-67-07

© БГТУ «Военмех», 2019
© Авторы, 2019

СОДЕРЖАНИЕ

ВОЕНМЕХ-2018: ВОСЬМЫЕ УТКИНСКИЕ ЧТЕНИЯ	11
С. К. Петров ОРБИТАЛЬНЫЙ КОРАБЛЬ «БУРАН». К 30-ЛЕТИЮ ПЕРВОГО ПОЛЕТА	15
ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУИРОВАНИЕ, СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ И АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛЯХ	21
В. Д. Атамасов, И. И. Дементьев, И. В. Колбасин, А. Ю. Данилюк, А. Н. Устинов БОРТОВАЯ ЯДЕРНАЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА КАК ИСТОЧНИК НАВЕДЕННОЙ РАДИАЦИИ НА СРЕДУ СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	21
Т. А. Башарина, М. Г. Гончаров, В. В. Меньших, А. К. Ильина, М. Ю. Турищев, Д. П. Шматов РАЗРАБОТКА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ РАКЕТ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА	26
А. И. Бенин, А. А. Коссой СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕРМИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ОБЪЕКТОВ ПРИМЕНЕНИЯ ВЫСОКОЭНЕРГОЕМКИХ ХИМИЧЕСКИХ ВЕЩЕСТВ	30
И. Г. Боровиков, Р. М. Вивчарь, А. Н. Дьяков ПОДХОД К ОБЕСПЕЧЕНИЮ ТРЕБУЕМОЙ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОДГОТОВКИ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С УЧЕТОМ НЕОБХОДИМОЙ ИНТЕНСИВНОСТИ ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	35
Н. Ю. Волков, Н. В. Бухарин, Т. В. Куценко ПОДВИЖНЫЙ АГРЕГАТ КОНТРОЛЯ ДОЗИРОВАНИЯ СИСТЕМ ЗАПРАВКИ КОМПОНЕНТАМИ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА (ПАКДСЗ)	39
А. Г. Воробьев, А. А. Ермашкевич ТРЕХКОМПОНЕНТНЫЙ ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ МНОГОРАЗОВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ	41
О. В. Громова, Е. П. Фомин РАСЧЕТ МНОГОШПИЛЕЧНОГО ФЛАНЦЕВОГО СОЕДИНЕНИЯ В ПАКЕТЕ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО АНАЛИЗА «ЗЕНИТ-95»	48
А. И. Голубева ТЕХНОЛОГИЯ ОБОСНОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА ДИСКОВИДНЫХ СВВП (ДЛА)	51
В. Д. Захматов, М. В. Чернышов, А. Н. Ширшов, А. В. Озеров СИСТЕМЫ НЕМЕДЛЕННОГО ТУШЕНИЯ ВОЗГОРАНИЙ И ЛОКАЛИЗАЦИИ ВСПЫШЕК, ВЗРЫВОВ НА ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДАХ АВИАЦИОННЫХ И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ТАКЖЕ СТАРТОВЫХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ПОЛОС	57
И. С. Зорин, Б. А. Зимин, Ю. В. Судьенков О ПРИРОДЕ БЫСТРОПРОТЕКАЮЩИХ ПРОЦЕССОВ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ ВОЛН В СПЛОШНЫХ СРЕДАХ	59
А. В. Кададова СОВРЕМЕННЫЕ ЗВЕЗДНЫЕ ДАТЧИКИ	62
М. С. Калугина, Г. А. Воробьева, З. Н. Расулов, Е. Ю. Ремшев ОЦЕНКА И СНИЖЕНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ТИТАНОВОМ СПЛАВЕ BT23	65

А. В. Кибкало, З. Р. Атауллин, А. А. Гомзин ЯВЛЕНИЕ КАВИТАЦИИ В НАСОСАХ ТОПЛИВОЗАПРАВЩИКОВ И СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ АНТИКАВИТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ ПОВЕРХНОСТЕЙ НАСОСА	70
П. С. Копьев, В. В. Лентовский, Д. Л. Федоров, Д. Д. Белова КОСМОС И СОЛНЕЧНАЯ ЭНЕРГЕТИКА. ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ ЭНЕРГЕСТАНЦИЙ	75
И. О. Котовщиков РАЗРАБОТКА ПРИБОРА НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МЕТАЛЛОКОНСТРУКЦИЙ	79
И. А. Кузьменко, О. Л. Прусова ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ИСПАРЕНИЯ ЖИДКОСТИ ПРИ ТЕРМОВАКУУМНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ	84
А. О. Кузьмин, В. А. Королев, А. М. Потапов, С. М. Стажков УЛУЧШЕНИЕ ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АПГНД ЗА СЧЕТ СНИЖЕНИЯ СИЛ ТРЕНИЯ В ПРИЖИМНОМ УСТРОЙСТВЕ ПОРШНЕВЫХ МЕХАНИЗМОВ	89
А. О. Кузьмин, И. Л. Коробова, А. М. Потапов, С. М. Стажков СЧЕТ СНИЖЕНИЯ ОБЪЕМНЫХ ПОТЕРЬ В ПОРШНЕВОМ МЕХАНИЗМЕ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ	92
А. А. Лебедев, Ю. С. Опара, Ю. И. Матвеев НАПРАВЛЕНИЯ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОМПЛЕКСНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ НА ФЕДЕРАЛЬНЫХ АВТОМОБИЛЬНЫХ ТРАССАХ С ПРИМЕНЕНИЕМ АВИАЦИОННО-СПАСАТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ	94
А. Д. Максимов, Т. А. Чубенко, В. М. Зубанов ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS CFX	96
О. У. Мукарамов, И. Л. Петрова, А. А. Сизова РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА РАСЧЕТА ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОДВОДНЫХ КРЫЛЬЕВ РАКЕТНОГО КАТЕРА	101
К. Э. Мурзина, М. В. Чернышов ПЕРСПЕКТИВНЫЙ РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ КОМБИНИРОВАННОГО ТИПА	110
М. Н. Охочинский, О. В. Арипова ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ НА ОРБИТУ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ	116
Г. В. Павилайнен, Д. В. Лачугин, М. Е. Намазов НЕЛИНЕЙНЫЙ ИЗГИБ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПЛАСТИЧЕСКИ АНИЗОТРОПНЫХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СПЛАВОВ	127
Э. В. Прозорова НЕСИММЕТРИЧНЫЙ ТЕНЗОР НАПРЯЖЕНИЙ ДЛЯ БЕССТРУКТУРНЫХ ЧАСТИЦ В МЕХАНИКЕ СПЛОШНОЙ СРЕДЫ И АЛГОРИТМЫ РАСЧЕТА	130
З. Н. Расулов, Е. Ю. Ремшев, Е. В. Затеруха, В. А. Лобов РАЗРАБОТКА МОДИФИЦИРОВАННОГО ШТАМПОВОЧНОГО ИНСТРУМЕНТА В ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ НИОБИЯ И МОЛИБДЕНА	136
Т. Э. Романченко, Е. П. Фомин УПРУГОПЛАСТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПРИ РАСЧЕТЕ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ ОБОРУДОВАНИЯ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПАКЕТА КЭ-АНАЛИЗА «ЗЕНИТ-95»	142

А. Г. Сенникова ТЕПЛОВОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ПРИ ЗАТЕКАНИИ ГОРЯЧЕГО ВОЗДУХА В СООРУЖЕНИЕ	147
А. В. Сиверин ПОРТАТИВНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА С МЕХАНИЗАЦИЕЙ	151
Н. Р. Туркина, Ф. Ю. Мустафаев РАЗРАБОТКА МОНОБЛОКА ДЛЯ АНАЛИТИЧЕСКИХ ВЕСОВ С МАГНИТОЭЛЕКТРИЧЕСКИМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕМ	157
А. А. Черепня, К. А. Бурковецкий, В. В. Бутко, М. Н. Охочинский МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СОПЛА ПЕРЕМЕННОЙ СТЕПЕНИ РАСШИРЕНИЯ	160
И. В. Шестаков, Н. Р. Сафин, С. В. Брякунов РАЗРАБОТКА ИМИТАЦИОННО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ КРАНО- МАНИПУЛЯТОРНОЙ УСТАНОВКИ	167
АЭРОГИДРОГАЗОДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, ДИНАМИКА ПОЛЕТА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	173
К. А. Бурковецкий, В. В. Бутко, А. С. Прядкин ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НЕСКОЛЬКИХ ИСТОЧНИКОВ ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ В РАБОТЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ	173
К. А. Бурковецкий, В. В. Бутко, А. С. Прядкин РАЗМНОЖЕНИЕ ЛОЖНЫХ ЦЕЛЕЙ В ЗОНЕ ОБЗОРА БОРТОВОГО КООРДИНАТОРА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	175
И. В. Гречушкин, П. Е. Каширин, О. А. Кочетов СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ ОБЪЕКТОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ВЗРЫВА	179
А. Р. Гутнев, М. С. Яковчук ГИДРОДИНАМИКА ПОДВОДНЫХ ОБЪЕКТОВ	182
С. Н. Ельцин, Д. А. Смирнов, М. М. Степанов ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ КИНЕТИЧЕСКОГО ПЕРЕХВАТА	184
Е. В. Обидин, И. А. Одегов ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗОНЫ ДОСТИЖИМОСТИ НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ ДВИЖЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ JL-2 ПРОТИВОРАКЕТОЙ STANDARD 3 – 1В	189
В. Г. Новиков, Ю. Н. Тимошин МЕТОДИКИ УТОЧНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ	194
И. Л. Петрова, А. А. Сизова, О. А. Толпегин ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНО-ИГРОВОЙ ПОДХОД ДЛЯ СИНТЕЗА СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	198
П. В. Чувахов ТЕПЛООБМЕН В ПРИСУТСТВИИ ВИХРЕЙ ГЁРТЛЕРА ПРИ ГИПЕРЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ УГЛА СЖАТИЯ	205
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ	212
О. В. Арипова, Ю. С. Каневская РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ, ПОСТУПАЮЩЕЙ С ДОЗИМЕТРА ДКС-АТ1123	212

Е. С. Бондарев ОСОБЕННОСТИ ОБРАБОТКИ И ХРАНЕНИЯ ПЕРСОНАЛЬНЫХ ДАННЫХ В ЭЛЕКТРОННОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ СРЕДЕ	216
В. В. Деев, И. А. Зафесов МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТУРБО-КОДИРОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕИЗМЕРЕНИЙ	218
С. А. Кабанов, Ф. В. Митин УПРАВЛЕНИЕ СИСТЕМОЙ РАЗВЕРТЫВАНИЯ И НАСТРОЙКИ КРУПНОГАБАРИТНОГО ТРАНСФОРМИРУЕМОГО РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ	222
Ю. В. Каун ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ, СОПРОВОЖДАЮЩИХ РАБОТУ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ	228
С. И. Исляев, С. И. Кайгородова, А. А. Козлов, А. Г. Отцовский ГЕНЕРАТОР СИГНАЛОВ СПЕЦИАЛЬНОЙ ФОРМЫ	233
Е. В. Копкин, Н. А. Попов, И. М. Кобзарев РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ТЕХНИЧЕСКОГО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИСТЕМНО-КОГНИТИВНОГО АНАЛИЗА	237
К. Э. Любушкин, И. Л. Петрова, Д. Д. Сидорович РАЗРАБОТКА ОБЛИКА СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ОБУЧЕНИЯ С ЭЛЕМЕНТАМИ ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА	243
А. С. Муштакова, К. Э. Шноль, Ю. Г. Торгашева, С. Р. Валишина ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ КАК ВАЖНЕЙШАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ПОДГОТОВКИ ПЕРЕВОДЧИКОВ	249
А. В. Орехов ПАРАБОЛИЧЕСКИЙ, ЛОГАРИФМИЧЕСКИЙ И ЭКСПОНЕНЦИАЛЬНЫЙ АППРОКСИМАЦИОННО-ОЦЕНОЧНЫЕ КРИТЕРИИ	252
А. В. Пачин, А. С. Кокарев, С. А. Поляков ЗАДАЧА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАПАСАМИ МОБИЛЬНЫХ УДАЛЕННЫХ ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ ОРГАНИЗАЦИИ	257
Е. С. Потапов, Ю. С. Алексеев ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС (СУПЕРКОМПЬЮТЕР) ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ОТРАСЛЯХ ПРОМЫШЛЕННОСТИ	260
Е. Б. Самойлов, В. В. Ткаченко, Д. В. Попов МЕТОДИКА РАНЖИРОВАНИЯ ТЕЛЕМЕТРИРУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ПО ИХ ИНФОРМАЦИОННОЙ ЦЕННОСТИ	268
В. Г. Стародубцев, Е. А. Мальшева АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЕ ПЯТЕРИЧНЫХ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ ГОРДОНА–МИЛЛСА–ВЕЛЧА ДЛЯ СИСТЕМ ПЕРЕДАЧИ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ	272
В. Г. Стародубцев, Я. В. Осадчая МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫХ ПАР ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ ГОРДОНА–МИЛЛСА–ВЕЛЧА ДЛЯ СИСТЕМ ПЕРЕДАЧИ ДИСКРЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ	276
И. В. Сухановская УПРАВЛЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТЬЮ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РИСКОВ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА ПРИМЕРЕ ОПАСНЫХ ИНЖЕНЕРНЫХ СЕТЕЙ ПРЕДПРИЯТИЯ	281

Н. Р. Туркина, О. И. Шершнева РАЗРАБОТКА ВЕБ-ПРИЛОЖЕНИЯ «СПРАВОЧНИК КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ»	286
М. П. Филяев, А. А. Воробьев АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ ИМИТАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЛОГИСТИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ РАКЕТНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ	290
В. Э. Юденков, Д. В. Балакшина РЕВЕРС-ИНЖИНИРИНГ В РАЗРАБОТКЕ БПЛА	296
ПОДГОТОВКА КАДРОВ ДЛЯ ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ОТРАСЛЕЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ	302
С. Н. Абросимов, А. Г. Буткарев, Д. Е. Тихонов-Бугров СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ И ОСОБЕННОСТИ В ГЕОМЕТРО-ГРАФИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКЕ ТЕХНИЧЕСКИХ СПЕЦИАЛИСТОВ	302
С. Н. Абросимов, Д. Е. Тихонов-Бугров ГЕОМЕТРИЧЕСКАЯ МОДИФИКАЦИЯ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ В РАМКАХ ДИСЦИПЛИНЫ «ОСНОВЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ» ..	307
Л. И. Васильева, Д. Л. Федоров, В. В. Лентовский ВКЛАД КАФЕДРЫ ФИЗИКИ БГТУ В ПОДГОТОВКУ КАДРОВ ДЛЯ ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ОТРАСЛЕЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ	310
С. Р. Валишина, А. С. Муштакова ПЕРЕВОДЧЕСКИЙ КЛУБ КАК ОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДКА	312
Е. К. Градовцева, Е. М. Пантелеева, М. Б. Соловьева, К. Э. Шноль РУССКИЙ ЯЗЫК: ЕГО МЕСТО В ОБУЧЕНИИ ПЕРЕВОДЧИКОВ И ИХ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ	315
С. Н. Ельцин, А. Л. Исаков, А. М. Федоров ПОДГОТОВКА ИНЖЕНЕРНЫХ КАДРОВ НА КАФЕДРЕ «РАКЕТОСТРОЕНИЕ» БГТУ «ВОЕНМЕХ» ИМ. Д. Ф. УСТИНОВА	318
О. Л. Киреев, Д. П. Яушев СТРАТЕГИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ СОЗДАНИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ СРЕДЫ ВУЗА	321
Ю. С. Овчинникова, А. П. Григорьев АДАПТИВНЫЙ КОМПЬЮТЕРНЫЙ КОНТРОЛЬ ЗНАНИЙ ПРИ АТТЕСТАЦИИ ОПЕРАТОРА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОМПЛЕКСА ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИИ ТИПА «ЛАГУНА»	326
А. А. Тарасов, С. А. Кондратьев СТАТИСТИКО-ЭКОНОМЕТРИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ В ПОДГОТОВКЕ ЭКОНОМИСТОВ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ ОПК В ОБРАЗОВАТЕЛЬНОМ ПРОСТРАНСТВЕ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЩЕСТВА	329
А. А. Тарасов, В. Б. Рюгин, А. Х. Аликов, С. А. Кондратьев ОПЫТ РАБОТЫ ПО СИСТЕМЕ НЕПРЕРЫВНОГО ОБРАЗОВАНИЯ ШКОЛА – ВУЗ – ПРЕДПРИЯТИЕ НА СОВРЕМЕННОМ ЭТАПЕ РАЗВИТИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЩЕСТВА В РОССИИ	333
Д. Е. Тихонов-Бугров ПРОБЛЕМЫ ГРАФИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ В РАМКАХ БАКАЛАВРИАТА	341
Д. Е. Тихонов-Бугров, М. В. Ракитская ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ САМОСТОЯТЕЛЬНОЙ РАБОТЫ СТУДЕНТОВ ПРИ ИЗУЧЕНИИ ГРАФИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН	343

А. Д. Шматко, Р. А. Дрозд ВЛИЯНИЕ ПОДГОТОВКИ ВЫСОКОКВАЛИФИЦИРОВАННЫХ КАДРОВ НА РАЗВИТИЕ ЭКОНОМИКИ	347
М. В. Борисенко ИНФОРМАЦИОННО-ЛОГИСТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ФОРМИРОВАНИЯ ПОТОКОВ ПРИ ОСУЩЕСТВЛЕНИИ ЗАКУПОК ДЛЯ ГОСУДАРСТВЕННЫХ И МУНИЦИПАЛЬНЫХ НУЖД СПОСОБОМ ЭЛЕКТРОННОГО АУКЦИОНА	350
А. П. Герман ЛОГИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ ПРИ ОРГАНИЗАЦИИ ЗАКУПОК ДЛЯ ГОСУДАРСТВЕННЫХ (МУНИЦИПАЛЬНЫХ) НУЖД	355
Е. В. Кустова РЕКЛАМНО ВЫСТАВОЧНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ В ПРОДВИЖЕНИИ РОССИЙСКИХ ВОЕННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ	360
М. Б. Бродов ПРОБЛЕМЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ ТРАНСПОРТНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ УСТАНОВЛЕННЫХ ПОСТАНОВЛЕНИЯМИ ПРАВИТЕЛЬСТВА ПП №678, ПП №495 И ПП №969	363
ИСТОРИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	371
С. И. Кудрявцев ТВОРЧЕСКИЙ ВКЛАД КОНСТРУКТОРА АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СИСТЕМ И РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ Е.Г. РУДЯКА В СОЗДАНИЕ БОЕВЫХ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ РАКЕТНЫХ ВОЙСК СТРАТЕГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ ВОЕННО- МОРСКОГО ФЛОТА	371
С. И. Кудрявцев ПУСКОВЫЕ УСТАНОВКИ ЗЕНИТНЫХ РАКЕТНЫХ СИСТЕМ РЯДА С-300П ВОЙСК ПВО	378
В. Н. Куприянов О НАГРАДАХ И РЕГИСТРАЦИИ РЕКОРДОВ, УСТАНОВЛЕННЫХ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА ЮРИЯ ГАГАРИНА	382
Д. А. Пашков ИСТОРИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИКИ В РАКЕТОСТРОЕНИИ	406
Д. Е. Тихонов-Бугров НИКОЛАЙ АЛЕКСЕЕВИЧ РЫНИН КАК ИСТОРИК НАЧЕРТАТЕЛЬНОЙ ГЕОМЕТРИИ	410
Р. А. Уперчук ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА ПЕРВОГО ЧЕЛОВЕКА В КОСМОС	413
МАТЕРИАЛЫ, ПРЕДСТАВЛЕННЫЕ НА СЕКЦИЯХ	419
В. А. Алтунин, К. В. Алтунин, М. Р. Абдуллин, Е. Н. Платонов, М. Л. Яновская НЕКОТОРЫЕ ПУТИ РАЗВИТИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	419
В. А. Алтунин, Н. Б. Давлатов, М. А. Зарипова, Е. Н. Платонов, М. Л. Яновская НЕКОТОРЫЕ ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ УГЛЕВОДОРОДНЫХ И АЗОСОДЕРЖАЩИХ ГОРЮЧИХ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ	424

В. А. Алтунин, К. В. Алтунин, Е. Н. Платонов, М. Л. Яновская РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ БОРЬБЫ С ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИМИ АВТОКОЛЕБАНИЯМИ ДАЛЕНИЯ В ЖРД ОДНО - И МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ	429
А. Г. Черняев ТИПОВЫЕ ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ РЕШЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	436
Т. А. Чубенко, В. М. Зубанов, А. Д. Максимов ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ МОДЕЛИ ГОРЕНИЯ «КИСЛОРОД-КЕРОСИН» ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	442
С. В. Курков, С. К. Савельев, А. С. Курков, Е. П. Фомин, И. Е. Гутовский РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ В ОБЛАСТИ САЕ СИСТЕМ – «ЗЕНИТ-95»	448
А. А. Киршина, А. Ю. Киршин, А. В. Побелянский ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ ПЕЧАТИ НА ПОРИСТОСТЬ ПОВЕРХНОСТИ ОБРАЗЦОВ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ МЕТОДОМ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА	453
А. С. Кохтырев, А. В. Побелянский, Е. И. Соковлов, М. А. Падалка, Г. Н. Кузьмин ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С ЗАМКНУТЫМ КРЫЛОМ	457
В. А. Толстая БУДУЩЕЕ РОССИЙСКОГО КОСМОСА	464
АВТОРЫ СБОРНИКА	469



ВОЕНМЕХ-2018: ВОСЬМЫЕ УТКИНСКИЕ ЧТЕНИЯ



В Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в рамках традиционной «Недели науки в Военмехе» 13 – 14 ноября 2018 года успешно прошли очередные, восьмые по счету, Уткинские чтения, еще раз подтвердившие большой интерес научного сообщества к проблемам ракетостроения и космонавтики.

В этом году Чтения, помимо своей традиционной тематики, были посвящены двум важным датам из истории отечественной ракетно-космической науки и техники. Это – 30-й годовщина со дня запуска советской многоразовой транспортной космической системы «Энергия» – «Буран» и 110-летие со дня рождения пионера космонавтики, создателя отечественных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), академика Валентина Петровича Глушко. Именно эти две темы стали главными на большом пленарном заседании, открывавшем Чтения.

С докладом о первом полете многоразового транспортного космического корабля «Буран» выступил доктор технических наук, профессор Александр Павлович Ковалев, президент Санкт-Петербургского отделения Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского (РАКЦ). Он подробно рассказал об этом действительно выдающемся достижении нашей страны, прокомментировал показанный им документальный фильм «30-летие Бурана» и обозначил основные задачи Российской Федерации в области создания новых космических систем. Обращаясь к присутствовавшим на заседании молодым представителям отрасли, Александр Павлович подчеркнул: «...*главное в жизни, чтоб у вас были последователи.*»

Следующим выступил Сергей Васильевич Владимиров, генеральный директор ЗАО «Арсенал-207», предприятия, которое, входя 30 лет назад в состав ленинградского ПО «Арсенал», разработало рулевые приводы для двигателей ракеты-носителя «Энергия». Докладчик коснулся не только исторических фактов, он рассказал и о сегодняшних работах предприятия, о перспективах создания двигателей для тяжелых ракет-носителей. Доктор технических наук, академик РАКЦ Михаил Иванович Маленков, выступил с докладом «О создании системы

крепления и развертывания бортового манипулятора орбитального корабля «Буран» – он участвовал в этом проекте, реализованном в знаменитом ленинградском ВНИИТрансмаш.



Первое пленарное заседание Восьмых Уткинских чтений. БГТУ «Военмех». 13 ноября 2018 г. Выступают президент Санкт-Петербургского отделения РАКЦ, профессор А. П. Ковалев (слева) и генеральный директор АО «Арсенал-207» С. В. Владимиров

Вице-президент Федерации космонавтики России Олег Петрович Мухин рассказал о своих встречах с академиком В. П. Глушко, в том числе, и в период работы Валентина Петровича над проектом «Энергия» – «Буран». Владислав Мотельевич Борухович, руководитель петербургского Музея космонавтики им. В. П. Глушко, огласил планы музея в следующем году, совместно с Военмехом, провести конференцию, посвященную развитию творческого наследия Генерального конструктора Глушко – Первые Глушковские чтения.

Завершило пленарное заседание большое выступление Артема Алексеевича Левихина, заведующего кафедрой «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» университета. Он подробно рассказал о развитии кафедры с момента ее создания, о новых научных разработках, проведенных в последние годы, о тестовых запусках модернизированного стенда по исследованию характеристик ЖРД. А еще – об аддитивных технологиях, которые все шире входят в производственные процессы создания двигателей, и применению которых в Военмехе, на кафедре двигателей учат студентов.

После пленарного заседания в Галерее выдающихся выпускников Военмеха состоялось торжественное открытие портрета С. В. Владимирова, генерального директора ЗАО «Арсенал-207», выпускника университета 1977 года. Участники церемонии и гости конференции сердечно поздравили Сергея Васильевича; к ним присоединился Константин Михайлович Иванов, ректор БГТУ: *«В любые международные рейтинги всех университетов всегда входят успехи выпускников. Поэтому в рамках этих тенденций мы всегда очень пристально следим за успехами наших выпускников-военмеховцев и стремимся отмечать их заслуги, в том числе – пополняя эту портретную галерею...»*

Выступившие на церемонии открытия портрета заместитель генерального конструктора АО «КБСМ» по науке А. М. Воробьев, заместитель генерального директора «Арсенала-207» В. И. Сапожников отметили значительный вклад С. В. Владимирова в создание ракетно-космической техники.



Церемония открытия портрета С. В. Владимирова, выпускника Военмеха 1977 г.
Выступает заместитель генерального директора «Арсенала-207» В. И. Сапожников

На следующий день конференция работала уже по секциям, на которых было представлено более 100 докладов представителей предприятий отечественной ракетно-космической отрасли и профильных вузов. Тематика докладов оказалась самой широкой – от современных технологий проектирования и производства изделий ракетно-космической техники до баллистики и динамики полета. От информационных и компьютерных технологий до подготовки кадров для аэрокосмической промышленности, от радиотехнических систем космических аппаратов до истории космонавтики и ракетной техники. Материалы большинства докладов приняты к публикации, и в данном сборнике научных трудов Чтений они публикуются, что позволит всем заинтересованным лицам внимательно изучить результаты исследований научных и инженерных работников отечественной аэрокосмической промышленности.

В перерыве между заседаниями секций состоялась церемония открытия еще одного портрета в галерее выпускников Военмеха. Этой чести был удостоен доктор технических наук, профессор Герман Сергеевич Потехин, долгие годы работавший в Военмехе, академик МАНЭБ, крупный отечественный специалист в области разработки жидких ракетных топлив. Все выступавшие – профессор Н. И. Иванов, декан Естественнонаучного факультета С. К. Петров, отец Сергей (Шалберов), С. В. Москвин – отмечали и высокие профессиональные достижения, и личные, человеческие качества недавно ушедшего из жизни Германа Сергеевича, ученого, воспитавшего немало достойных работников ракетно-космической отрасли.

Можно сказать, что Восьмые Уткинские чтения прошли, как всегда, успешно, и это не будет отклонением от истины. Но тут следует обратить внимание и на момент их проведения – только месяц прошел после «штатной нештатной ситуации», когда, с одной стороны, произошла серьезная авария ракеты-носителя «Союз», вызвавшая существенные сдвиги в сроках реализации космической программы. С другой стороны, отлично сработала система аварийного спасения, обеспечившая надежное возвращение космонавтов на Землю. И доклады участников Чтений наглядно показали, что профессионалы космонавтики прекрасно понимают сложившуюся ситуацию и склонны достаточно оптимистично рассматривать перспективы развития отрасли.



Церемония открытия портрета доктора технических наук, профессора Г. С. Потехина, выпускника Военмеха 1955 г. Выступают профессор Н. И. Иванов, заведующий кафедрой «Экология и безопасность жизнедеятельности», и декан естественнонаучного факультета С. К. Петров. 14 ноября 2018 г.

«Неделя науки–2018», в рамках которой проходили Восьмые Уткинские чтения, завершилась торжественным заседанием Ученого совета, посвященным 110-летию Д. Ф. Устинова. Открывая заседание, ректор К. М. Иванов сказал: *«...Оборонно-промышленный комплекс – это сложная система, и Дмитрий Федорович Устинов создавал эту отрасль нашей промышленности и в годы войны, и в послевоенное время. Он заслуженно считается «Военно-промышленным маршалом» – так назывался фильм, ему посвященный, создателем оборонной промышленности. Образованный в 1932-м году, Военмех был нацелен на выпуск конструкторов, технологов, руководителей промышленности. И до сих пор Военмех остается ведущим университетом оборонно-промышленного комплекса страны. Мне очень приятно, что сегодня собрались наши выпускники, руководители предприятий, с кем мы сотрудничаем, приехали наши друзья из других вузов, представители правительства Санкт-Петербурга. Отрадно, что за эти годы мы сохранили теплые отношения с семьей Дмитрия Федоровича Устинова, и сегодня в зале присутствуют два его внука. Я думаю, что это мероприятие будет памятью выдающемуся человеку. За Неделю науки прошло много научно-технических конференций и семинаров. Мы понимаем, что только реальная работа дает стабильное развитие. Я поздравляю всех со 110-летием со дня рождения Дмитрия Федоровича Устинова и желаю успехов и процветания нашему вузу!»*

На заседании были зачитаны правительственные телеграммы от вице-преьера Ю. И. Борисова и председателя комитета Государственной Думы по обороне В. А. Шаманова. В этих посланиях университет поздравили не только с юбилеем выдающегося выпускника, но и с успешным проведением Недели науки, что, наверное, стало достойной оценкой того труда, который Оргкомитет вложил в подготовку и проведение этого важного и уже ставшего привычным мероприятия.

Александр ОРЛОВСКИЙ

ОРБИТАЛЬНЫЙ КОРАБЛЬ «БУРАН». К 30-ЛЕТИЮ ПЕРВОГО ПОЛЕТА

С. К. Петров

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

Начало работ. Работы над многоразовым орбитальным кораблем (ОК) «Буран» были начаты в 1974 году в НПО «Энергия» (г. Королёв Московской области, генеральный конструктор В. П. Глушко). Решение об энергетической и конструктивной развязке ракетной системы выведения и ОК «Буран» позволило проводить независимую отработку носителя и орбитального корабля, упростила организацию работ и обеспечила одновременную с ОК разработку универсальной сверхтяжелой отечественной ракеты-носителя «Энергия».

В сфере деятельности НПО «Энергия» – головного разработчика корабля – было создание комплекса бортовых систем и агрегатов для решения задач космического полета, разработка программы полета и логики работы бортовых систем, окончательная сборка корабля и его испытания, увязка наземных комплексов для подготовки и проведения пуска и организация управления полетом. Создание по техническому заданию НПО «Энергия» несущей конструкции корабля – его планера, разработка всех средств спуска в атмосфере и посадки, в том числе тепловой защиты и бортовых систем, изготовление и сборка планера, создание наземных средств его подготовки и испытаний, а также воздушная транспортировка планера, корабля и ракетных блоков были поручены специально созданному для этих целей НПО «Молния» (генеральный директор и главный конструктор Г. Е. Лозино-Лозинский) и Тушинскому машиностроительному заводу (ТМЗ) МАП (директор С. Г. Арутюнов).

В США к этому времени уже шли беспрецедентные по масштабу работы по созданию системы «Спейс Шаттл» (соединение многоцелевых космических челноков). Основные цели создания корабля «Буран», который создавался в условиях нарастающей гонки вооружений и начавшейся милитаризации космического пространства, определялись тактико-техническими требованиями на его разработку:

- комплексное противодействие мероприятиям противника по расширению использования космического пространства в военных целях;
- решение целевых задач в интересах Министерства обороны, народного хозяйства и науки;
- проведение военно-прикладных исследований и экспериментов в обеспечение создания больших космических систем;
- выведение на орбиты, обслуживание на них и возвращение на Землю космических аппаратов, космонавтов и грузов.

В конце 1976 года был разработан эскизный проект ОК «Буран», а в 1977 году выпущен технический проект, содержащий всю необходимую информацию для разработки рабочей документации. С 1981 года начался этап реального воплощения идей в конкретные изделия (для сравнения, в США в этом году состоялся первый запуск челнока – космического корабля «Колумбия»).

Особое внимание при создании ОК «Буран» уделялось наземной экспериментальной отработке. Предусматривалось создание около 100 экспериментальных установок, 7 комплексных моделирующих стендов, 5 летающих лабораторий и 6 полноразмерных макетов орбитальных кораблей. Для отработки технологии сборки корабля, макетирования его систем и агрегатов, примерки с наземным технологическим оборудованием были созданы два полноразмерных макета корабля ОК-МЛ-1 и ОК-МТ. Работы с изделиями ОК-МЛ-1 и ОК-МТ на

космодроме Байконур обеспечили проведение подготовки к пуску летного корабля без существенных замечаний.

Для горизонтально-летных испытаний был разработан специальный экземпляр орбитального корабля ОК-ГЛИ, который был оснащен штатными бортовыми системами и оборудованием, функционирующим на заключительном участке полета. Для обеспечения взлета корабль ОК-ГЛИ был оснащен четырьмя турбореактивными двигателями.

Основные задачи горизонтально-летных испытаний включали отработку участка посадки в ручном и автоматическом режимах, проверку летно-технических характеристик на дозвуковых режимах полета, проверку устойчивости и управляемости, отработку системы управления при реализации в ней штатных алгоритмов посадки. 10 ноября 1985 года состоялся первый полет корабля ОК-ГЛИ. Всего до апреля 1988 года было проведено 24 полета, из них 17 в режиме автоматического управления до полного останова на взлетно-посадочной полосе. Первым летчиком-испытателем корабля ОК-ГЛИ был И. П. Волк, руководитель группы кандидатов в космонавты, готовившихся по программе «Буран».

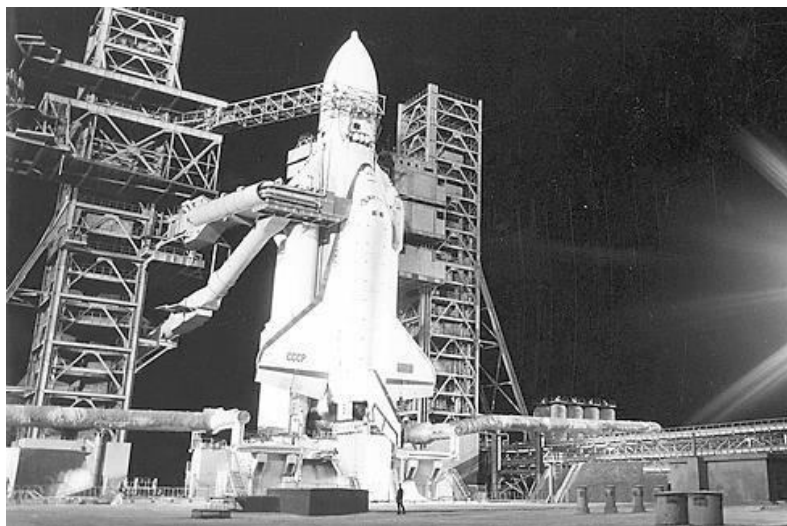


Самая большая по объему и сложности экспериментальная отработка была проведена на комплексном стенде КС-ОК орбитального корабля «Буран». В состав КС-ОК вошли полно-размерный аналог орбитального корабля «Буран», укомплектованный штатными по составу бортовыми системами, и штатный комплект наземного испытательного оборудования. Комплексная экспериментальная отработка на КС-ОК продолжалась в круглосуточном режиме без выходных дней 1600 суток и была завершена лишь тогда, когда ОК «Буран» начали готовить на стартовом комплексе к запуску. Комплексный стенд сыграл исключительную роль в обеспечении безопасности и сокращении сроков наземной предполетной подготовки ОК «Буран», в снижении расходов материальных ресурсов на его создание. В 1983 году в НПО «Энергия» было создано оперативно-техническое руководство проектом «Энергия – Буран», возглавляемое главным конструктором Ю. П. Семеновым.

Планер первого летного ОК «Буран» был доставлен на Байконур в декабре 1985 года. Работы с ракетой-носителем «Энергия» опережали работы по кораблю. С января 1986 года, когда министром О. Д. Баклановым во время посещения космодрома был подписан приказ об ускорении работ по подготовке первого пуска системы «Энергия – Буран», началась круглосуточная напряженная работа без выходных многочисленных специалистов, сосредоточенных на Байконуре, работа практически на грани человеческих возможностей. Ни в отечественной, ни в мировой практике ракетно-космической техники не было аналогов, по сложности рав-

ных кораблю «Буран». Об этом красноречиво говорит следующее: в состав ОК «Буран» входили более 600 установочных единиц бортовой аппаратуры, включающей более 1000 приборов, более 1500 трубопроводов и более 2500 сборок (жгутов) бортовой кабельной сети, имеющей около 15 000 электрических соединителей; система управления ОК «Буран» позволяла реализовать более 6000 команд и 3000 алгоритмов управления бортовыми системами, а также 7000 технологических команд и параметров; при подготовке к первому полету орбитального корабля «Буран» контролировалось более 5000 телеметрических параметров бортовых систем.

Необходимо остановиться особо на объединенной двигательной установке (ОДУ) ОК «Буран». Эта сложнейшая установка, являющаяся «сердцем» космического аппарата (КА), была разработана в НПО «Энергия» коллективом под руководством главного конструктора Б. А. Соколова. ОДУ, работающая на жидком кислороде и синтетическом углеводородном горючем, предназначена для выполнения всех динамических операций ОК «Буран» с момента прекращения работы II ступени РН «Энергия» до совершения спуска в атмосфере. Впервые в мировой практике для двигательной установки КА использовался криогенный окислитель. В состав ОДУ входили 2 двигателя орбитального маневрирования с тягой по 90 кН (до 15 включений за полет), 38 управляющих двигателей с тягой по 4 кН (до 2 000 включений за полет), 8 двигателей точной ориентации с тягой по 200Н (до 5 000 включений), 4 твердотопливных двигателя экстренного отделения с тягой по 28 кН.



Следует отметить, что результаты отработки систем ОК «Буран» порой существенно влияли на процесс подготовки к пуску. Так, при проведении огневых испытаний ОДУ на стенде в г. Приморске Ленинградской области (руководитель В. В. Елфимов) обнаружился дефект в разделительном клапане на входе в блок газификации кислорода. Клапан открывался, но не закрывался при подаче команды. Орбитальный корабль в это время находился на площадке огневых испытаний ОДУ. Дальнейшее проведение работ ставилось под сомнение: запуск корабля с этой неисправностью невозможен, а это означало срыв программы. Пришлось оперативно проводить тщательный анализ всех испытаний ОДУ. Решение было найдено, его реализация означала создание еще одной версии математического обеспечения системы управления ОК и ее стендовой отработки, что было успешно выполнено.

Первый полет. Программа первого полета орбитального корабля многократно и тщательно обсуждалась. Рассматривались два варианта: трехсуточный и двухвитковый полеты. Трехсуточный полет решал больше задач, но при этом существенно увеличивался необходимый объем экспериментальной отработки. При реализации двухвиткового полета можно было

не устанавливать ряд систем, таких как система электропитания на электрохимических генераторах, система открытия створок, радиаторы и ряд других, требующих большой отработки. В то же время двухвитковый полет выполнял основную задачу – отработку участков выведения, спуска в атмосферу и посадки на посадочную полосу.

Среди летчиков-космонавтов сформировалось мнение о том, что «Буран» не сможет надежно выполнить полет в автоматическом варианте, и что первый полет (как и у американского челнока «Спейс Шаттл») должен быть пилотируемым. Над принятием решения работала специальная комиссия, которая согласилась с предложением технического руководства о беспилотном пуске. В результате обсуждения для первого пуска был принят вариант беспилотного двухвиткового полета.

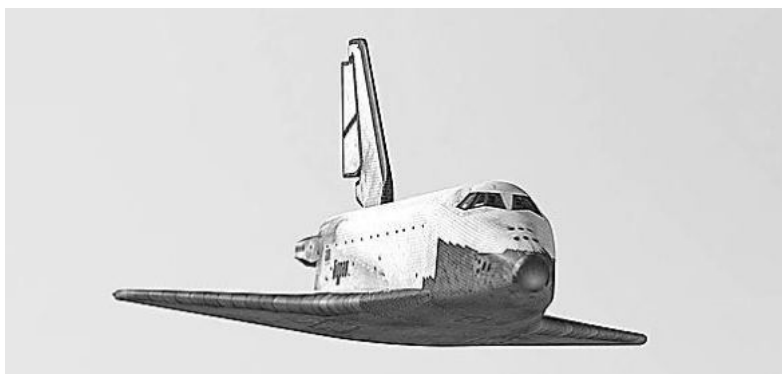


26 октября 1988 года после докладов о готовности орбитального корабля, ракеты-носителя, стартового комплекса, полигонного измерительного комплекса, Центра управления полетом, средств связи и расчетов и о метеорологическом прогнозе на ближайшие дни Государственная комиссия приняла решение о запуске ОК «Буран» 29 октября 1988 года в 6 ч 23 мин московского времени. Подготовка к запуску проходила в штатном режиме, метеословия были благоприятными, скорость ветра не превышала 1 м/с. Все команды по циклограмме предстартовой подготовки исполнялись нормально. Оставалось отвести от ОК «Буран» переходный стыковочный блок, но за 51с до команды «Контакт подъема» в систему управления ОК и автоматизированный испытательный комплекс поступила команда «Аварийное прекращение подготовки РН», по которой системы ОК «Буран» были автоматически приведены в исходное состояние и выключены со снятием бортового питания. Такая нештатная ситуация была предусмотрена, отработана ранее на КС-ОК и проверялась на ОК «Буран» при проведении экспериментального транспортирования на стартовый комплекс.

Государственная комиссия приняла решение отложить старт и слить низкокипящие компоненты топлива из ОК и РН. Анализ показал, что отбой запуска произошел из-за несвоевременного отвода платы системы азимутального наведения РН. После устранения всех замечаний, имевших место при предстартовой подготовке, и докладов о готовности к повторному запуску было принято решение о проведении повторной предстартовой подготовки и запуске 15 ноября 1988 года в 6 часов утра московского времени. Предстартовая подготовка орбитального корабля началась за 11 ч до старта. На этот раз прогноз метеословий был неблагоприятный. Подготовка проходила без замечаний, все системы корабля функционировали исправно. В 1 час ночи была получена телеграмма об ухудшении прогноза метеословий. Уве-

личивалась облачность, шел снег, порывы ветра достигали 20 м/с. Орбитальный корабль рассчитывался на посадку при скорости ветра до 15 м/с. Собралась на экстренное заседание Государственная комиссия. Решение зависело от трех главных конструкторов – Ю. П. Семенова, Г. Е. Лозино-Лозинского и В. Л. Лапыгина. Они, уверенные в возможностях орбитального корабля, приняли решение продолжать подготовку к пуску. Пуск состоялся в 6 ч 00 мин 02 с 15 ноября 1988 года. Все системы в полете работали нормально. Три часа волнений и ожидания, и, наконец, на экранах мониторов появился возвращающийся «Буран». Прделав все предпосадочные маневры, он вышел точно на посадочную полосу, приземлился, пробежал 1620 м и замер посреди посадочной полосы. Боковое отклонение составило всего 3 м, а продольное 10 м при скорости встречного ветра 17 м/с.

Общее время полета составило 206 мин. Корабль был выведен на орбиту с максимальной высотой 263 км и минимальной высотой 251 км.



ОК «Буран» блестяще преодолел все трудности спуска в атмосфере и стоял на полосе, готовый к следующим полетам. Это были счастливые минуты. Завершился труд огромной кооперации разработчиков! Полет продемонстрировал высочайший уровень отечественной космонавтики. Была создана система, не уступающая, а по многим параметрам превосходящая систему «Спейс Шаттл». Впервые в мировой практике была проведена полностью автоматическая посадка космического аппарата такого класса.

Участникам пуска было трудно сдерживать слезы радости по завершении полета: напряженный десятилетний труд увенчался убедительным успехом. Немалым было изумление противников беспилотного первого пуска, до конца не веривших в возможность успешной посадки беспилотного корабля, когда они воочию увидели «ювелирное приземление»! Полет подтвердил правильность проектных и конструктивных решений, а также обоснованность и достаточность разработанной программы наземной и летной отработки.

Одним из реальных достижений создания системы «Энергия – Буран» явилось продвижение переговоров СССР с США по ограничению вооружений, поскольку корабль «Буран» создавался, в том числе и для комплексного противодействия планам использования космического пространства в военных целях. Тот научно-технический потенциал, который был продемонстрирован при первом беспилотном полете, подтвердил наши стратегические возможности и необходимость заключения двустороннего соглашения по ограничению космических вооружений.

По времени завершение полета орбитального корабля «Буран» совпало с выступлением в ООН Президента СССР М. С. Горбачева по вопросам разоружения и позволило ему на равных разговаривать с американской делегацией. Руководством страны была дана высочайшая оценка этой работе. В правительственном поздравлении говорилось, что запуск на околоземную орбиту корабля «Буран» и успешное его возвращение на Землю открывают качественно новый этап в советской программе космических исследований и существенно расширяют

наши возможности в освоении космического пространства. Отныне отечественная космонавтика располагает не только средствами выведения на различные орбиты больших грузов, но и возможностями их возвращения на Землю.



Заключение. Система «Энергия – Буран» опередила время, промышленность оказалась не готовой к ее использованию. Эта уникальная космическая система, как и вся космонавтика, в 90-х годах подверглась необоснованной критике дилетантов от космонавтики. Общий спад и развал промышленности СССР последних лет «перестройки» самым непосредственным образом отразился на этом проекте. Финансирование космических исследований резко сокращалось, с 1991 года система «Энергия – Буран» была переведена из Программы вооружений в Государственную космическую программу решения народно-хозяйственных задач. Дальнейшее сокращение финансирования привело к невозможности проведения работ с орбитальным кораблем «Буран».

В 1992 году Российское космическое агентство приняло решение о прекращении работ по программе «Энергия – Буран» и консервации созданного задела. К этому времени был полностью собран второй экземпляр орбитального корабля, и завершалась сборка третьего корабля с улучшенными техническими характеристиками. Провозглашенная консервация, также не обеспеченная финансированием, стала лишь недолгой отсрочкой гибели великого проекта. Это решение стало трагедией для многочисленных организаций и участников создания многогоразовой транспортной космической системы, посвятивших более десяти лет решению этой грандиозной задачи.¹

Библиографический список

1. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королева. 1946 – 1996 / под ред. Ю. П. Семенова. М.: МЕНОН-СОВПОЛИГРАФ, 1996.
2. Семенов Ю. П., Лозино-Лозинский Г. Е., Лапыгин В. Л., Тимченко В. А. и др. Многогоразовый орбитальный корабль «Буран» / под ред. Ю. П. Семенова. М.: Машиностроение, 1995.

¹ – с небольшими сокращениями статья была опубликована в газете БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова «За инженерные кадры», 2019, №1, с. 4 – 5.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУИРОВАНИЕ, СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ И АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛЯХ

УДК 629.78:621.039

БОРТОВАЯ ЯДЕРНАЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА КАК ИСТОЧНИК НАВЕДЕННОЙ РАДИАЦИИ НА СРЕДУ СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В. Д. Агамасов¹, И. И. Дементьев¹, И. В. Колбасин¹, А. Ю. Данилюк¹, А. Н. Устинов²

¹АО «Конструкторское бюро «Арсенал» им. М.В. Фрунзе»

²ОАО «Машиностроительный завод «Арсенал»

Приведенные в статье характеристики космической плазмы описывают собственную внешнюю атмосферу космического аппарата, зафиксированную в процессе космического эксперимента в условиях искусственного солнечного затмения по программе совместного полета космических кораблей «Аполлон» – «Союз». Обосновано обнаруженное впервые явление переноса радиоактивного излучения Солнца в неосвещенную часть атмосферной среды. Выполнено описание свечения теневой области собственной внешней атмосферы космического аппарата, вызванного переносом радиации по газопылевой плазме, аналогичного явлению наведенной радиации от атомного взрыва.

Выявленный эффект переноса через атмосферу радиации, зафиксированный в космическом пространстве при создании искусственного солнечного затмения, является экспериментальным подтверждением теоретически обоснованного облучения части космического аппарата, находящейся в тени блока радиационной защиты, излучением бортового ядерного реактора, передающимся через собственную атмосферу КА. Исследование наведенной радиации от бортовой ядерной установки в обход защитного блока изучено с помощью структурно-функциональной модели, которая представлена в статье.

Космическое пространство на 95% заполнено плазмой, которая рассматривается как неструктурированная квазинейтральная среда, состоящая из большого числа заряженных частиц с коллективной динамикой [1]. Межзвездное и межпланетное пространства, звезды, атмосферы планет представляют собой газ, который под постоянным влиянием космического ионизирующего излучения находится в плазменном состоянии. Плазма отличается от нейтрального газа присущей ей свойством амбиполярной диффузии. Это свойство характеризуется постоянной электромагнитной связью частиц, обладающих зарядом, вследствие чего при попытке добавления или изъятия частиц облака плазмы обязательно возникнут силы электромагнитного взаимодействия, что, в свою очередь, приведет к изменению параметров движения всего облака плазмы. Так как ни одно из трех агрегатных состояний вещества не имеет подобных свойств, плазму считают четвертой фазой вещества, обладающей новыми свойствами. Для не ионизованного газа характерны тепловые движения нейтральных частиц (атомов, молекул, кластеров, частиц вещества и т.д.), представляющие совокупность прямых отрезков (броуновское движение), а для движения заряженных частиц плазмы присущи законы электромагнитного взаимодействия, в результате чего возникают силы, которые искривляют траектории частиц. Если рассматривать газ и плазму в качестве макросистем, то обнаружим, что при постоянном влиянии на плазменную массу факторов ионизации ее характеристики схожи со свойствами обычного газа. Это обусловлено явлением квазинейтральности плазмы, которое

заключается в стремлении сохранить приблизительное равенство разнополярных зарядов в макроскопических объемах плазменной среды [2].

Отношение ионов к первоначальному числу атомов, которое варьируется в зависимости от факторов, формирующих плазменную среду (ионизация, температура) и скорости ее рекомбинации (воссоединение заряженных частиц в нейтральные атомы) называется степенью ионизации плазмы. Полностью ионизированная плазма, которая состоит только из свободных атомных ядер и электронов, является редко встречающимся явлением, так как в реальных условиях в ней имеется некоторая доля нейтральных частиц.

Температура и степень ионизации плазмы зависят друг от друга. Эта зависимость описывается уравнением Саха, которое показывает, что чем меньше плотность газа, тем при меньших энергетических затратах он подвергается ионизации [3]. Данное свойство является определяющим при образовании плазмы в космическом пространстве. Наличие бесконечно большого количества вещества, распределенного в пространстве с низкой плотностью, и постоянно действующих источников ионизации характеризует среду, в которой происходит эксплуатация космических аппаратов.

На космический аппарат в процессе эксплуатации действуют следующие ионизирующие излучения: галактические и солнечные космические лучи, высокоэнергичные заряженные частицы, из-за чего у поверхности КА формируется окружающее его облако частично ионизированной плазмы, которое получило название – собственная внешняя атмосфера (СВА). Форма и плотность плазменной среды СВА зависят от высоты орбиты и времени функционирования аппарата [4].

Под воздействием внешних сил облако СВА приобретает вытянутую форму в процессе полета КА. Основной внешней силой на низких орбитах является сила аэродинамического сопротивления за счет действия атмосферы Земли, поэтому облако СВА удлиняется в направлении, противоположном вектору скорости КА. При межпланетных полетах и на высотах в десятки тысяч километров основную роль играет сила давления солнечного ветра. Пространственное распределение плотности СВА КА имеет сложный характер и, как правило, определяется геометрией КА, расположением источников утечки жидкостей и газов, характеристиками и расположением материалов на поверхностях конструкций и т.д. Непрерывное поступление массы вещества, образующего забортное облако, обусловлено дегазацией и сублимацией материалов внешней поверхности КА, утечкой атмосферы из внутренних отсеков, утечкой топлива через клапаны сопел двигателей, выбросов веществ из поверхностей элементов конструкции при их бомбардировках метеороидами и в процессах электрических разрядов и т.п. [5].

Потребности современных космических аппаратов в энергии возрастают, что приводит к необходимости использования более мощных источников электрической энергии. Для генерирования достаточного количества электрической энергии, в качестве альтернативы солнечным батареям, используют ядерные энергетические установки (ЯЭУ). Проектируемые ЯЭУ космического базирования будут способны вырабатывать от сотен киловатт до единиц мегаватт электрической энергии. Плотность потока нейтронов и гамма-квантов на поверхностях реакторов оценивается в $(10^{14} - 10^{15})$ нейтр/(см²·с) и $(10^{18} - 10^{19})$ МэВ/(см²·с) соответственно [6]. Прямое радиационное излучение, взаимодействуя с элементами облака атмосферы создает наведенную радиацию, которая распространяется по всему объему СВА и передается на поверхность КА. Собственная внешняя атмосфера окружает КА в течение всего времени летной эксплуатации и может привести к сбоям в работе или ухудшению характеристик бортовой аппаратуры. Актуальность проектных работ по созданию КА с ЯЭУ обусловила необходимость создания теоретических основ для изучения процессов распространения радиационных излучений в плазменной среде забортной внешней атмосферы КА.

При экспериментальном полете «Аполлон» – «Союз» (ЭПАС) в 1975 году был выполнен космический эксперимент «Искусственное солнечное затмение» [7, 8]. Целью данного эксперимента было создание солнечного затмения корпусом космического корабля «Аполлон» с осуществлением фотосъемки внешней короны Солнца и собственной атмосферы космическо-

го корабля «Аполлон» [9]. Такая фотосъемка производилась с борта космического корабля «Союз», находящегося в тени от «Аполлона».

Предполагалось, что при солнечном затмении на фотографии космического корабля «Аполлон» его неосвещенная торцевая часть должна была выглядеть в виде темного объекта, фиктивно представленного на рис. 1 кругом черного цвета. В то время как собственная атмосфера, находящаяся под облучением Солнца вне пределов, тени от корпуса «Аполлона», особенно вытянутые до 50 метров струи выхлопных газов двигателей ЖРД, из-за рассеяния на газопылевых частицах среды солнечного света становятся видимыми. Результаты эксперимента показывают, что, несмотря на затенение прямого излучения Солнца, на многочисленных фотоснимках не наблюдается темного изображения корпуса «Аполлона» (см. рис. 2), что говорит о «затекании» солнечной радиации в область тени по среде собственной внешней атмосферы, передаваемой от ее освещенных участков.

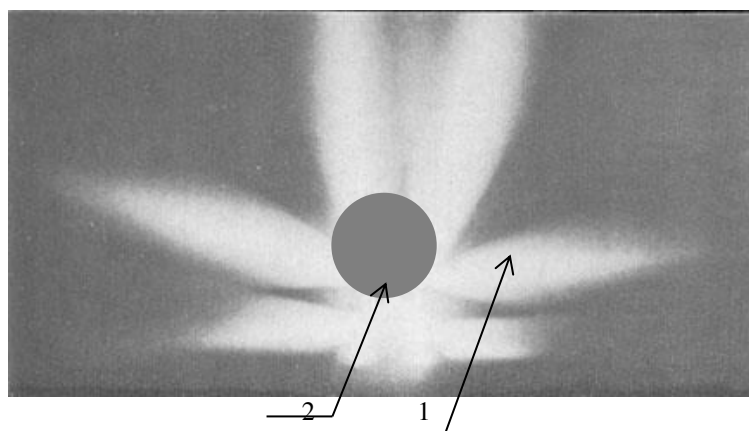


Рис. 1. Фотография собственной внешней атмосферы космического корабля «Аполлон» с работающими двигателями системы ориентации в условиях космического эксперимента по искусственному солнечному затмению: 1 – одна из выхлопных струй, 2 – фиктивное изображение тени от корабля «Аполлон»

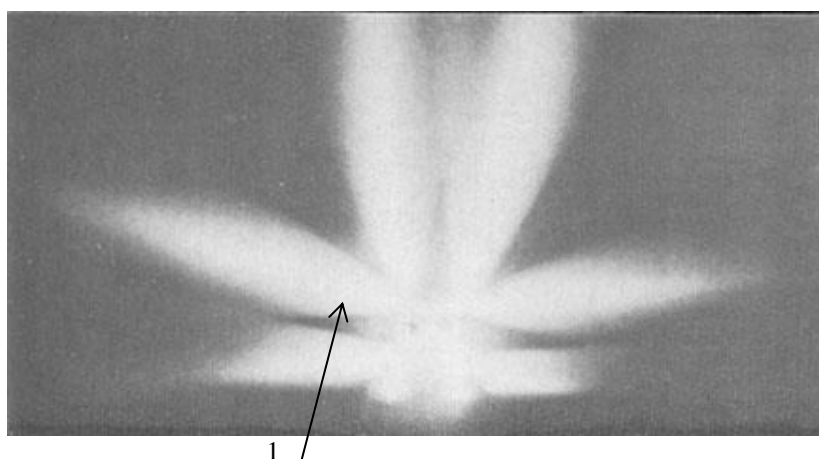


Рис. 2. Фотография собственной внешней атмосферы космического корабля «Аполлон» с работающими двигателями системы ориентации в условиях космического эксперимента по искусственному солнечному затмению: 1 – одна из выхлопных струй

Некоторые фотографии были сделаны после окончания работы двигателей (рис. 3). Благодаря свечению СВА видно, как происходит ее трансформация после окончания рассеяния струй двигателей. Сопоставляя геометрические размеры КА «Аполлон» (Ø4 м) с облаком частиц СВА видно, что атмосфера может достигать десятков и даже сотен метров в диаметре. Как и на предыдущих снимках, несмотря на то, что конструкция космического корабля «Аполлон» закрывает Солнце, его торцевая часть остается засвеченной, что говорит о продолжении формирования наведенной радиации через среду собственной внешней атмосферы.

Приведенные результаты повторного анализа исследований по программе ЭПАС, ранее не были представлены в опубликованных материалах.

Темные участки в пределах изображения атмосферы космического корабля «Аполлон» (рис. 3) по литературным источникам были обусловлены попаданием в его СВА крупной метеороидной частицы, образовавшей треки и отбросившей атмосферное вещество от корпуса «Аполлона».

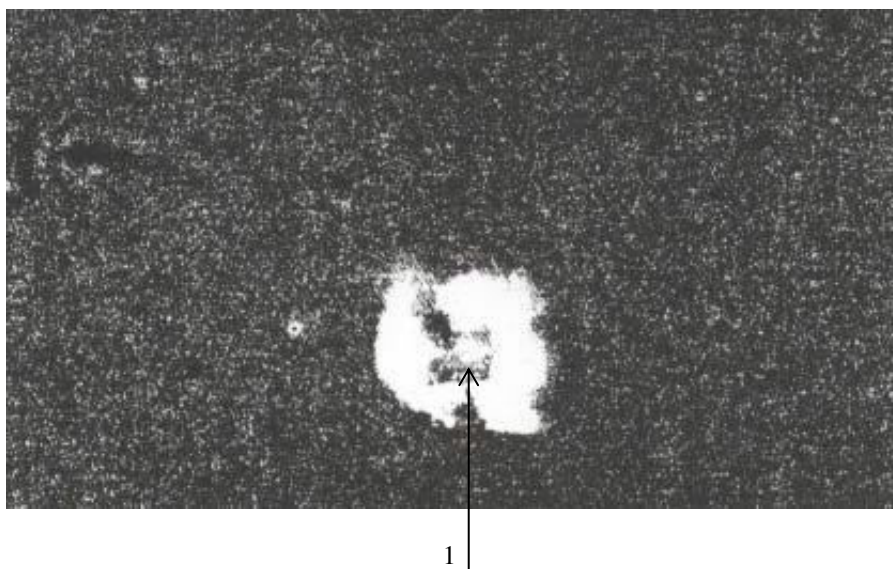


Рис. 3. Фотография собственной внешней атмосферы КА «Аполлон» при выключенных реактивных двигателях системы управления в условиях космического эксперимента по искусственному солнечному затмению: 1 – *торец космического корабля «Аполлон», засвеченный наведенной радиацией СВА*

Анализ результатов экспериментов, которые были зарегистрированы при создании условий искусственного солнечного затмения в совместном полете космических аппаратов «Аполлон» – «Союз», показал наличие наведенной солнечной радиации в виде светимости СВА в области тени «Аполлона». Проведенные исследования доказывают реальность наблюдаемых процессов с явлением наведенной радиации в экспериментах, которые были смоделированы с помощью триплетов сложных технических систем «КА с ЯЭУ + СВА». Указанные исследования выполнены авторами статьи при изучении переноса излучения от бортового ядерного реактора к затененной блоком защиты конструкции КА. Схема структурно-функциональной модели КА с ЯЭУ в условиях воздействий собственной внешней атмосферы представлена на рис. 4.

На схеме представлено изображение космического аппарата, окруженного собственной внешней атмосферой 7. Она включает структурные элементы, аналогичные используемым в космическом эксперименте ЭПАС и функционирующим по одним и тем же физическим законам. Имитатором солнечного лучистого потока является излучение работающего ядерного

реактора, осуществляемого с его поверхности в газопылевую среду собственной атмосферы. Часть космического аппарата, которая чувствительна к излучению, отодвинута от ядерной энергоустановки с помощью системы 3 и защищена блоком теневой радиационной защиты 2, который является аналогом аппарата «Аполлон», создающего тень в космическом эксперименте. Коническая форма радиационной тени на рисунке 4 показана под номером 9. Незатененная часть собственной внешней атмосферы находится под облучением ядерного реактора аналогично выступающей за пределы габаритов космического аппарата «Аполлон» и находящейся под облучением Солнца части СВА и особенно части струй выхлопных газов, истекающих из сопел ЖРД.

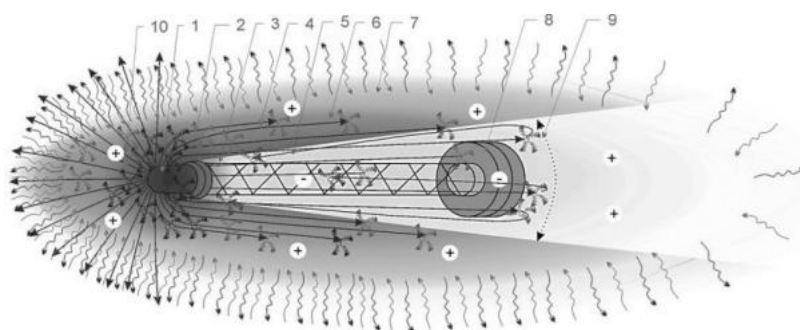


Рис. 4. Схема структурно-функциональной модели сложной технической системы «КА с ЯЭУ + СВА» с активированным ядерным реактором в условиях воздействий собственной внешней газопылевой атмосферы: 1 – ядерный реактор; 2 – блок теневой радиационной защиты; 3 – система отодвижения ядерного реактора; 4 – продольные потоки МДЧ с активированными ядрами веществ; 5 – продольные потоки мелкодисперсных частиц с дезактивированными вследствие произвольных распадов ядрами веществ; 6 – активация ядер вещества СВА; 7 – поверхностный слой собственной внешней атмосферы; 8 – модули специальных и служебных систем; 9 – угол теневой радиационной защиты; 10 – область интенсивной активации ядер веществ атмосферы

Видна аналогия в структурном составе видов излучений, идущих от Солнца и испускаемых ядерным реактором. Это корпускулярные и электромагнитные излучения различных частот. В космическом эксперименте ЭПАС доминировала видимая область спектра, регистрируемая с помощью фотоаппаратуры, выступающая в качестве фактора обнаружения радиации.

Транспортирование солнечной радиации в неосвещенную область собственной атмосферы КА «Аполлон», которое доказано в космическом эксперименте, является экспериментальным обоснованием достоверности, предложенной теории явления облучения космического аппарата с ЯЭУ от собственного ядерного реактора. Указанное облучение осуществляется вследствие явления наведенной радиации, приводящей к энергообмену ядерного реактора через СВА с конструкцией космического аппарата, обходя блок защиты. Данное явление приводит к снижению эффективности функционирования блока радиационной защиты, что требует разработки дополнительных мер радиационной безопасности КА с ЯЭУ.

Заключение. Решение новых задач, выполняемых в космическом пространстве, требует освоения в перспективных средствах космического базирования ядерных энергетических установок, способных достигать мегаваттных уровней мощности при многолетних ресурсах космического функционирования. Известны и изучены процессы формирования собственных внешних атмосфер космических аппаратов, оказывающих негативные воздействия на функционирования бортовых систем, конструкционных материалов и требующих принятия мер по их нейтрализации. Проведенные исследования воздействия СВА на поверхность КА показали негативное влияние на работоспособность упругих элементов конструкции, иллюминаторов, линз телескопов и астронавигационных приборов, а также на функционирование солнечных батарей, терморегулирующих покрытий и т.д.

Сотрудники научной школы АО «КБ «Арсенал» и МЗ «Арсенал» выполнили анализ результатов международного эксперимента по программе совместного полета космических аппаратов «Союз» – «Аполлон» и осуществили их сравнение с теоретическими данными, полученными с помощью структурно-функциональных моделей сложных технических систем – «КА с ЯЭУ + СВА». Космический эксперимент ЭПАС проводился с целью обнаружения светимости излучения солнечной короны и собственной внешней атмосферы КА, невидимых в лучах Солнца. Поставленная цель была достигнута путем создания в космическом пространстве искусственного солнечного затмения. Анализ результатов ЭПАС позволил выявить новый процесс, который не получил описания в публикациях материалов эксперимента – это процесс «затекания» солнечной радиации в затененную, т.е. не облучаемую Солнцем, область забортного пространства КА. Обнаруженный результат эксперимента стал основой при изучении процессов переноса радиации ядерного реактора по плазменной среде СВА на защищенную блоком теневой радиационной защиты конструкцию КА. Описанное явление, аналогичное процессам наведенной радиации, наблюдаемых при атомных взрывах, авариях на атомных электростанциях, требует подробного изучения и разработки дополнительных мер радиационной безопасности КА с ЯЭУ. Исходя из сказанного выше, необходимо уже на начальных этапах работ по проектированию космических аппаратов с ЯЭУ осуществлять конструкционные мероприятия по минимизации действий наведенной радиации на бортовую аппаратуру через среду СВА.

Библиографический список

1. Арцимович Л. А., Сагдеев Р. З. Физика плазмы для физиков. М.: Атомиздат, 1979.
2. Фортков В. Е., Храпак А. Г., Якубов И. Т. Физика неидеальной плазмы. Учебное пособие. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004..
3. Альвен Г., Фельтхаммар К.-Г. Космическая электродинамика. М.: Мир, 1967.
4. Хаффнер Дж. Ядерное излучение в космосе. М.: Атомиздат, 1971.
5. Физика космического пространства. Материалы теоретических и экспериментальных исследований, выполненных в научно-исследовательском институте ядерной физики имени Д. В. Скобельцына.
6. Атамасов В. Д., Бабук В. А., Немыкин С. А., Романов А. В., Соколов Ю. А., Устинов А. Н. Ядерные орбитальные комплексы. СПб: ФГУП «КБ «Арсенал» им. М. В. Фрунзе», 2016.
7. Солнечное затмение по заказу // Техника-молодежи. 1978. №5. С. 21 – 23.
8. Бушуев К. Д.. «Союз» и «Аполлон». М.: 1976.
9. Акишин А. И. Работоспособность космического оборудования при воздействии собственной внешней атмосферы аппарата. Научно-исследовательский институт ядерной физики им. Д. В. Скобельцына.

УДК 621.454.2

РАЗРАБОТКА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ РАКЕТ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА

**Т. А. Башарина, М. Г. Гончаров, В. В. Меньших, А. К. Ильина,
М. Ю. Турищев, Д. П. Шматов**

Воронежский государственный технический университет

Представлен один из возможных вариантов проектируемого ЖРД малой тяги, который впоследствии планируется изготовить с применением селективно-лазерного спекания (SLS-

метод). Огневые испытания будут проводиться в специализированной бронеканере, способной обеспечить испытания устройства и защитить персонал от факторов, возникающих при разрушении испытываемых изделий. Применение ЖРДМТ в качестве маршевых двигательных установок для ракет легкого класса позволяет существенно сократить расходы при их строительстве и запуске по сравнению с традиционным методом изготовления ЖРД, а также уйти от кластерных пусков.

В течение последних лет наблюдается тенденция к переходу от тяжелых спутников массой несколько тонн к аппаратам микро и нано-классов. Современные отечественные средства выведения легкого класса имеют избыточную полезную нагрузку для выведения на орбиту единичных микро и нано-спутников, что приводит к необходимости кластерных пусков. Подобная практика неудобна для заказчиков запусков отдельных аппаратов.

Малые спутники принято классифицировать по массе следующим образом: от 100 до 1000 кг – миниспутники, от 10 до 100 кг – микроспутники, от 1 до 10 кг – наноспутники, от 0,1 до 1 кг – пикоспутники, менее 0,1 кг – фемтоспутники.

Современные наноспутники имеют массу от 1 до 10 кг, а микроспутники от 10 до 100 кг, в связи с чем возникает необходимость создания легкой и сравнительно недорогой ракеты. Для этого требуется ЖРД малой тяги.

Цель научной работы – разработка ЖРД малой тяги, последующее его изготовление с применением селективно-лазерного спекания (SLS-метод), проведение огневых испытаний и создание опытного образца для двухступенчатой ракеты-носителя легкого класса.

В ходе выполнения первого этапа работ был проведен анализ научно-технической литературы, патентный поиск и выбрана наиболее подходящая топливная пара, проведены термодинамический и газодинамический расчет основных параметров двигателя, спрофилированы камера и сопло двигателя (рис.к 1), разработана и спроектирована головка смешения компонентов топлив. Во втором этапе планируются огневые испытания экспериментального образца ЖРДМТ, изготовленного с применением аддитивных технологий.

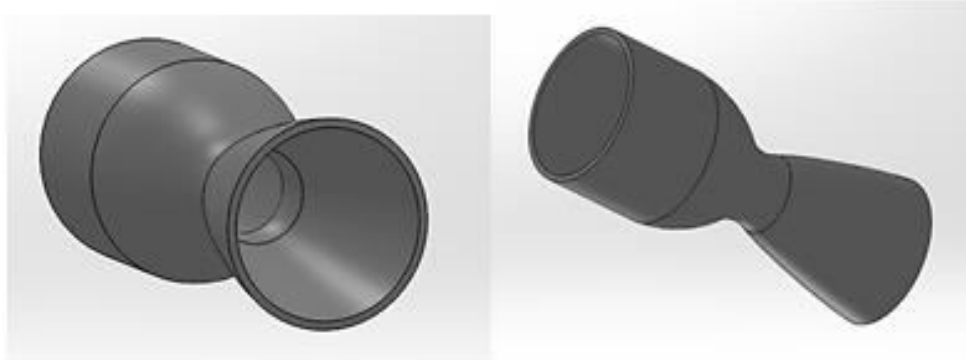


Рис. 1. Камера и сопло двигателя

Для проведения огневых испытаний требуется изготовление специализированного стенда. В качестве среды испытания двигателя используется специализированная бронеканера, способная обеспечить испытания устройства и защитить персонал от факторов, возникающих при разрушении испытываемых изделий.

Бронеканера представляет собой сварную конструкцию, состоящую из стальной трубы внутренним диаметром 300 мм, стенками 12 мм, длиной 2000 мм и приваренных к ней с торцов стальных фланцев. Внешний вид камеры представлен на рис. 2.

С одной стороны, установлена откидная крышка, состоящая из стальной эллиптической заглушки, вваренной в стальной фланец, аналогичный приваренному к основной трубе. Открывание крышки обеспечивается установкой ее на петлях.

Противоположный от крышки торец бронекмеры оставлен открытым и может быть присоединен к вентиляционному каналу для отвода газов. Внутри трубы (со стороны крышки) вварены две направляющие, обеспечивающие установку и снятие двигателя в сборе с узлом тензодатчика, а также фиксацию газогенератора во время работы.



Рис. 2. Внешний вид бронекмеры

Сбор информации, а также контроль состояния стенда осуществляется при помощи набора электроники. Блок-схема электроники представлена на рисунке 3.

Электроника стенда выполняет следующие функции:

- питание датчиков и механизмов стенда;
- управление стендом с дистанционного пульта;
- преобразование сигналов с датчиков в процессе испытаний и запись их на компьютер.

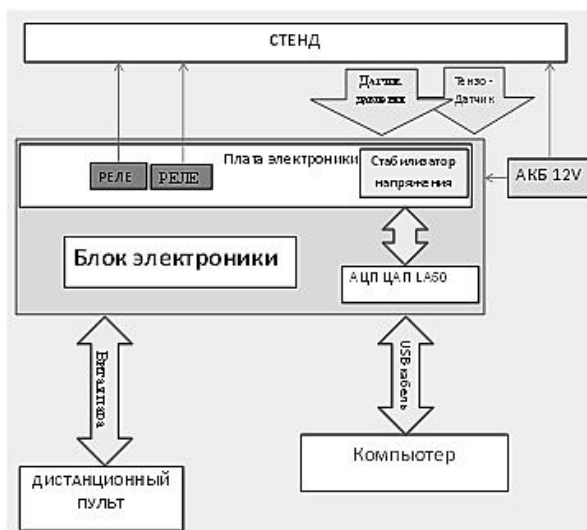


Рис. 3. Блок-схема электроники

Данный блок способен обеспечить обработку результатов испытаний при помощи ПЭВМ и последующее формирование отчетной документации.

При производстве двигателя будут применены аддитивные технологии, а именно печать SLS методом. Планируется изготовление из жаропрочного сплава INCONEL. С целью проверки возможностей технологии был напечатан один из элементов смесительной головки двигателя. После печати деталь была обработана на токарном станке. Результаты обработки представлены на рис. 4.



Рис. 4. Форсунка после обработки

Изготовленная с применением аддитивных технологий форсунка не уступает по своим прочностным и гидравлическим характеристикам своим, выполненным стандартными методами, аналогам. Это подтверждает возможность изготовления всего двигателя при помощи 3D-печати с использованием жаропрочных сплавов.

ЖРД малой тяги обеспечивает существенную экономию при выведении малых спутников на околоземную и геостационарную орбиту. Применение ЖРДМТ в качестве маршевых двигательных установок для ракет легкого класса является выгодной альтернативой многотонным ракетам-носителям и позволяет существенно сократить расходы при их строительстве и запуске за счет малых размеров и простоты метода изготовления (SLS-метод), по сравнению с традиционным методом изготовления ЖРД, а также обеспечить возможность ухода от кластерных пусков.²

Библиографический список

1. *Добровольский М. В.* Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп./ Под ред. Д.А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006.
2. *Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А.* и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 1. Учеб. для авиац. спец. вузов / Под ред. В. М. Кудрявцева. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1993.
3. *Гуртовой А. А., Иванов А. В., Скоморохов Г. И., Шматов Д. П.* Расчет и конструирование агрегатов ЖРД: учебное пособие. [Электронный ресурс]. Электрон. текстовые и граф. данные (1,67 Мб). Воронеж: ФБГОУ ВО «Воронежский государственный технический университет», 2016. 116 с.

² – авторы – лаборанты кафедры «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета Т. А. Башарина, М.Г. Гончаров, В.В. Меньших, А.К. Ильина, М.Ю. Турицев. Руководитель – Д. П. Шматов, к.т.н., доцент кафедры «Ракетные двигатели».

**СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕРМИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ
ОБЪЕКТОВ ПРИМЕНЕНИЯ ВЫСОКОЭНЕРГОЕМКИХ ХИМИЧЕСКИХ
ВЕЩЕСТВ**

А. И. Бенин, А. А. Коссой

ЗАО «Химинформ», Санкт-Петербург

Современная ракетно – космическая и оборонная техника немислимы без использования высокоэнергоемких химических веществ: взрывчатых веществ, ракетных топлив и порохов. Их целевое применение основано на способности к выделению внутренней энергии в реакциях взрывчатого превращения и детонации и в управляемых режимах горения. Однако в некоторых случаях инициирование и развитие этих реакций происходит помимо нашего желания, скорее вопреки ему. Неконтролируемое химическое превращение энергоемких веществ определяет их свойство реакционной опасности - способность энергоемких веществ к нанесению ущерба человеку, объектам техносферы, окружающей природе при потере управления химическим процессом в режиме теплового взрыва.

Опасность энергоемких веществ определяется комбинацией трех факторов: 1) химическими свойствами вещества; 2) параметрами объекта, в котором используется это вещество (массой, геометрией и т.д.) и 3) условиями внешней среды, в которой функционирует объект применения вещества:

опасность = функция (свойства вещества, свойства объекта, свойства окружающей среды)

В зависимости от комбинации этих факторов объект может находиться в опасном и неопасном состоянии. Многофакторность опасности – основная проблема обеспечения безопасности объекта.

Опасное состояние объекта с высокоэнергоемким веществом – это состояние, при котором возможен тепловой взрыв. Тепловой взрыв объекта – это состояние потери управления экзотермической химической реакцией, происходящей в объекте, при котором теплота, выделяемая химической реакцией, превышает возможности ее отвода в окружающую среду или поглощения специальным оборудованием, предназначенным для этой цели. Фундамент теории теплового взрыва создан российскими учеными (Н. Н. Семенов, Д. А. Франк-Каменецкий, А. Г. Мержанов).

Тепловой взрыв – причина многих катастроф и тяжелых аварий в химической промышленности, транспорте опасных грузов, специальной технике. Важность проблемы теплового взрыва хорошо осознана мировым сообществом, активно работающим для ее решения. Проблема теплового взрыва требует обязательного решения во всех случаях, когда мы имеем дело с высокоэнергоемкими химическими веществами и объектами их применения.

Обеспечение термической безопасности объекта – перевод и поддержание целевого объекта в состояние, при котором тепловой взрыв отсутствует или ущерб от его реализации не превышает допустимый.

Существует три подхода к решению вопроса о безопасности состояния объекта с позиции теплового взрыва

1) исследования натурального объекта в реальных условиях его функционирования – такое исследование экономически дорого, а, во многих случаях, вообще невозможно;

2) исследования на физической маломасштабной модели объекта в масштабируемых условиях функционирования по времени и влиянию внешней среды (по отношению к натурным условиям функционирования); подход требует наличия и применения операции масштабного перехода от физической модели и условий эксперимента к натурному объекту и

условиям его функционирования, что весьма затруднительно в условиях сильной нелинейности химического процесса;

3) исследование на математической модели объекта; здесь возможно исследование любых условий функционирования объекта по времени и условиям внешней среды, само исследование не требует существенных затрат при наличии математической модели объекта и соответствующих программных средств.

В настоящее время перспективность использования методологии математического моделирования в проблематике теплового взрыва не вызывает сомнений.

Методология исследований с использованием математического моделирования любого объекта или процесса всегда включает в себя два этапа: 1) построение математической (обычно называемой имитационной) модели объекта и 2) проведение исследований на этой модели.

Системный подход к математическому моделированию объекта, обладающего опасностью теплового взрыва, выделяет в математической модели целевого объекта два компонента: 1) кинетическую модель химической реакции, ответственной за тепловой взрыв и 2) математическую модель объекта (по аналогии с технологическим процессом часто именуемого реактором), в котором протекает химический процесс, вызывающий тепловой взрыв.

Современное состояние теоретической химии не позволяет с достаточно приемлемой для практики точностью и трудозатратами проводить определение кинетической модели химической реакции чисто теоретически. Сегодня определение кинетической модели - это область эксперимента и методологии решения обратных задач химической кинетики.

Для проведения экспериментальных кинетических исследований в настоящее время предлагается широкий ассортимент методов и различных высокоавтоматизированных приборов.

Цель настоящего сообщения – дать краткую информацию об отечественном программно – методическом комплексе TSS – Thermal Safety System, в переводе на русский язык – система термической безопасности. TSS представляет собой систему программной поддержки автоматизированного исследования термической безопасности объектов различного назначения, обладающих термической опасностью.

TSS программно поддерживает автоматизированную технологию исследования, включающую в себя следующие основные этапы:

1) экспериментальные исследования, необходимые для построения кинетической модели химической реакции, создающей опасность теплового взрыва;

2) построение кинетической модели химической реакции – носителя термических опасностей по экспериментальным данным;

3) моделирование функционирования химического реактора и на его основе проведение оценки термической безопасности целевого объекта исследования и выбор оптимальных средств его защиты от опасности теплового взрыва.

TSS структурно представляет собой набор взаимно согласованных компонентов – программ по функциям и форматам данных. Все программы, входящие в TSS, имеют единообразные интерфейсы. TSS не имеет каких-либо управляющих программ, осуществляющих совместное функционирование программ в комплексе. Каждый из компонентов TSS представляет собой полностью самостоятельную программу, функционирование которой не зависит от присутствия или отсутствия других программ.

Сегодня TSS включает в себя 13 компонентов-программ (таблица 1).

Во многих случаях для достижения конечной конкретной цели нет необходимости одновременного наличия и использования их всех. Поэтому в зависимости от поставленных целей может использоваться отдельная программа или из состава программ комплекса могут формироваться комплексы программ меньшего размера, чем комплекс TSS в целом. Примеры готовых функциональных решений можно найти на сайте ЗАО «Химинформ» www.cisp.spb.ru.

TSS реализует проверенные практикой и научно обоснованные модели и современные численные методы в виде программного обеспечения, удобного для пользователя, не требующего программирования и применения каких-либо дополнительных программ.

Таблица 1
Состав программного комплекса TSS

Программа	Основная задача
TFC	Конвертер входных ASCII файлов в формат TSS
TDPro	Первичная обработка данных ДСК, микрокалориметрии, ТГА
ADAexpert	Первичная обработка данных адиабатических приборов
RCPro	Первичная обработка данных реакционной калориметрии
FORK	Кинетический анализ, формальные модели
DESK	Кинетический анализ, дескриптивные модели
ISOKIN	Кинетический анализ, изоконверсионная кинетика
ThermEx	Моделирование теплового взрыва в твердых телах, кондуктивный теплоперенос
ConvEx	Моделирование теплового взрыва в жидкостях, конвективный теплоперенос
ReRank	Расчет показателей реакционной опасности
InSafer	Внутренняя безопасность
BST	Моделирование теплового взрыва в реакторе, оборудованном устройствами сброса давления
VENT	Расчет тракта систем аварийного сброса давления
MIXTURE	Расчет физико-химических свойств реакционных смесей

Функциональная структура TSS представлена на рис. 1.

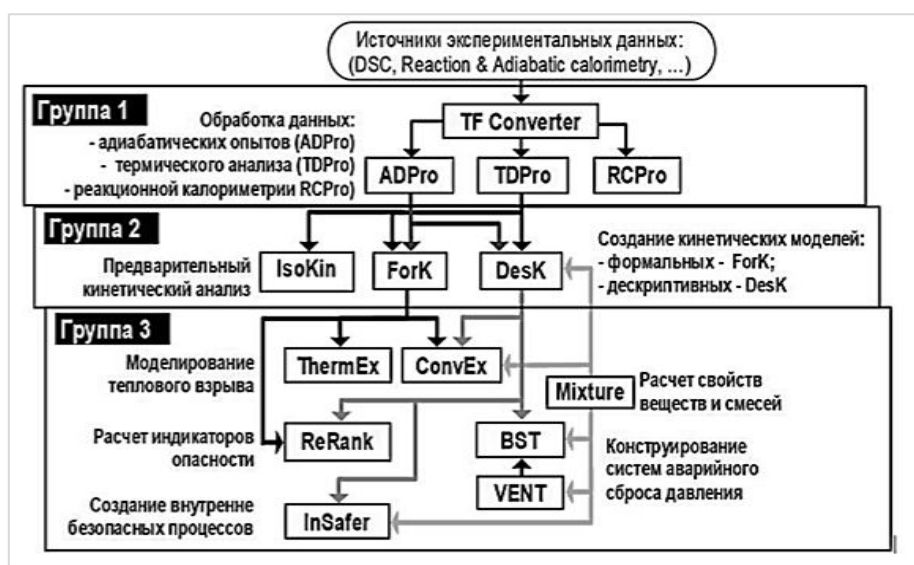


Рис. 1. Функциональная структура комплекса TSS

TSS является программным обеспечением, спроектированным для самостоятельной установки и применения пользователем без дальнейшей существенной поддержки его разработчиком.

TSS – закрытая система, т.е. ни одна из программ комплекса при своем использовании не требует программирования и не может быть модифицирована пользователем с целью ввода

каких-либо новых моделей, отличных от реализованных разработчиком, или адаптации для решения задач, не предусмотренных разработчиком.

TSS допускает работу только со штатной информацией, которая либо является входной для данного компонента, либо появляется в результате работы других компонентов TSS. TSS функционально состоит из трех групп программ (компонентов):

1) группа программ первичной обработки экспериментальных данных, полученных от экспериментальных приборов различного типа (программы ADaExpert, TDPro и RCPro);

2) группа программ построения математических (кинетических) моделей химических реакций по экспериментальным данным (программы IsoKin, ForK и DeskPro);

3) группа программ для моделирования теплового взрыва в различных целевых объектах (пакеты программ ThermEx, ConvEx и BST, программы ReRank и InSafer).

Информационные связи между компонентами комплекса TSS и потоки данных изображены на рис. 2.

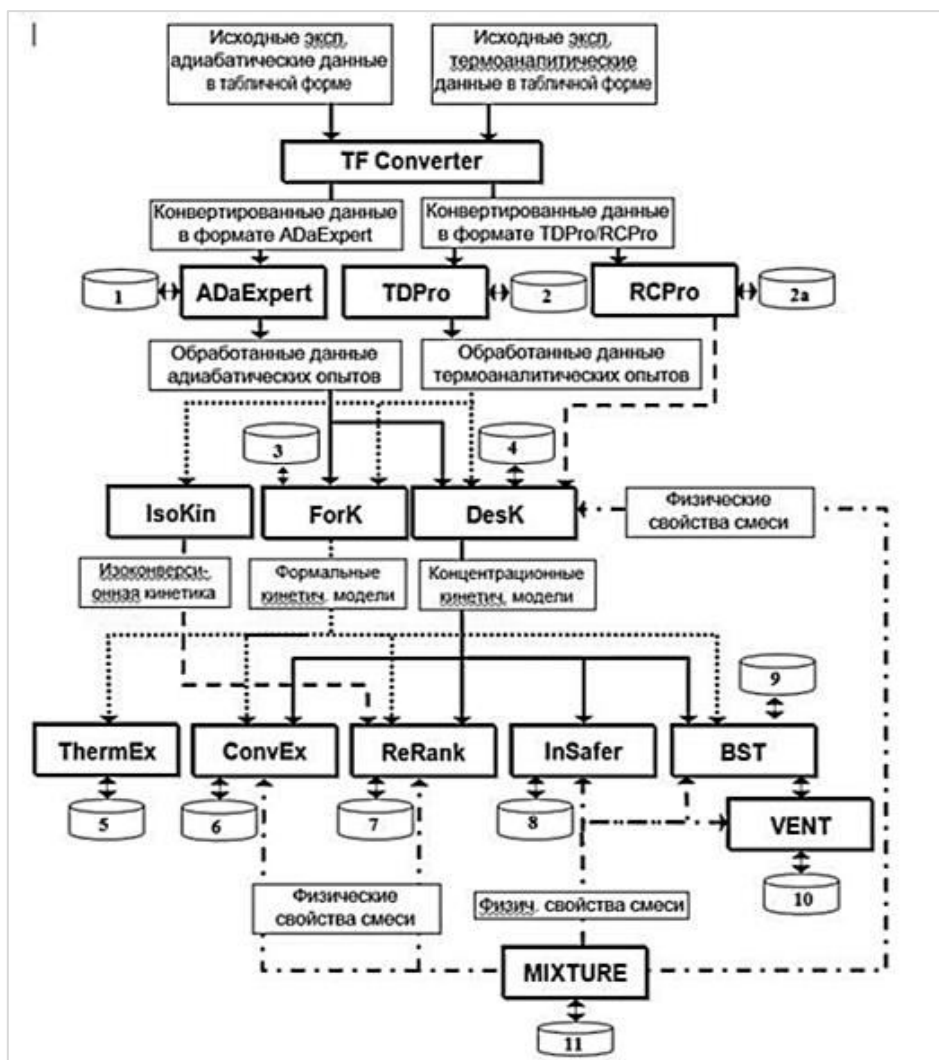


Рис. 2. Структура информационных потоков

Экспериментальные данные, на основе которых проводится построение кинетической модели, формируются в результате кинетического эксперимента, выполняемого в кинетическом приборе. Управление функционированием прибора и сбор экспериментальных данных выполняется измерительно-вычислительной системой реального времени (далее ИВС), входящей в состав каждого экспериментального прибора и включающей специализированное программное обеспечение реального времени (не является компонентом системы TSS).

В целом, организация и проведение исследования – это технология автоматизированной системы научных исследований (АСНИ), системы целевое назначение которой – построение математических моделей и проведение исследований на их основе.

Какие конечные целевые задачи можно решать с использованием комплекса TSS?

1. Прогнозирование теплового взрыва в объектах сложной геометрии при внутреннем кондуктивном теплопереносе (иначе, моделирование теплового взрыва в твердой фазе). Геометрия объектов:

- бесконечный цилиндр, сфера, бесконечная пластина, в том числе, полые объекты и объекты при наличии оболочки и перегородок;
- цилиндр конечной длины, возможно наличие оболочки и коаксиальных перегородок;
- объекты при наличии плоских, сфероидальных, эллипсоидальных и конических крышек;
- прямоугольный ящик;
- штабель из ящиков;
- объекты сложной геометрии, форма которых создается пользователем из элементов;
- бесконечно параллельные тела с различной геометрией сечения; каждое тело может иметь уникальные физические и кинетические свойства;
- осесимметричные тела вращения с возможностью их перекрытия и взаимопроникновения, каждый элемент может иметь уникальные физические и кинетические свойства.

2. Моделирование возникновения и развития теплового взрыва в объектах в условиях кондуктивного внутреннего теплопереноса (естественная конвекция); иначе – моделирование теплового взрыва емкостей с реакционноспособными жидкостями в условиях хранения, транспортировки и эксплуатации

3. Прогнозирование стабильности химических веществ при различных температурно – временных режимах, в том числе, в условиях различных территориальных зон.

Учебно-методическая поддержка системы TSS:

- спецкурс «Исследование реакционных опасностей химических процессов и продуктов для снижения риска возникновения теплового взрыва»;
- комплект методических рекомендаций по проведению эксперимента, созданию кинетических моделей, моделированию теплового взрыва, оценке реакционных опасностей;
- комплект учебных пособий по курсу «Исследование реакционных опасностей химических процессов и продуктов для снижения риска возникновения теплового взрыва»;
- комплект проектов методик и стандартов по определению реакционной опасности химических продуктов;
- монография А. И. Бенина «Программный комплекс «Тепловой взрыв» (2017); сайт монографии: www.tss-book.ru;
- сайт разработчика комплекса TSS ЗАО «Химинформ»: www.cisp.spb.ru.

Комплекс TSS, по оценкам международных экспертов в сфере термической безопасности, не имеет мировых аналогов, что подтверждается его использованием во многих странах: США, Германия, Франция, Испания, Англия, Бельгия, Япония, Китай, Тайвань, Ю. Корея промышленными фирмами, центрами безопасности, университетами.

Использование в России: Федеральный Ядерный Центр ВНИИЭФ (Росатом), Федеральный центр ядерной и радиационной безопасности (Ростехнадзор), СПб Горный университет, СПб Государственный технический университет.

УДК 335.232.6: 629.78

ПОДХОД К ОБЕСПЕЧЕНИЮ ТРЕБУЕМОЙ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОДГОТОВКИ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С УЧЕТОМ НЕОБХОДИМОЙ ИНТЕНСИВНОСТИ ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

И. Г. Боровиков, Р. М. Вивчарь, А. Н. Дьяков

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского

Рассматривается проблема обеспечения требуемой продолжительности подготовки ракеты космического назначения с учетом необходимой интенсивности запуска космических аппаратов. Приведен анализ научно-методического обеспечения проблемной области. Предложен возможный подход обеспечения требуемой продолжительности подготовки ракеты космического назначения.

Опыт участия в ЛВ и ВК последних лет ОГВ наиболее развитых государств: СССР в Афганистане, США в Ираке и Югославии, РФ в Чечне и САР свидетельствуют о том, что максимальная эффективность боевых действий достигается в том случае, когда они обеспечиваются из космоса.

При ведении боевых действий космические аппараты обеспечивают связь, навигацию, предупреждение о ракетном нападении, наблюдение за земной поверхностью и все виды разведки, метеорологическое обеспечение и управление высокоточными боеприпасами, беспилотной техникой.

Одной из задач Вооруженных Сил РФ в период непосредственной угрозы агрессии и в военное время необходимо проведение комплекса мероприятий и действий по наращиванию и восполнению орбитальной группировки космических аппаратов военного назначения в стратегической космической зоне за короткий отрезок времени [4]. Это в свою очередь приводит к резкому увеличению интенсивности запуска КА военного назначения. Показателем, влияющим на оперативность наращивания и восполнения орбитальной группировки КА, является время подготовки РКН к пуску.

Анализ отчетов по пускам ракет-носителей «Союз-2» с Первого Государственного испытательного космодрома Министерства обороны (МО) РФ (рис. 1) показал, что в 75 % случаев реальное время процесса подготовки РКН превышает директивное, что в свою очередь ведет к несоответствию вероятности подготовки и пуска РКН за заданное время требуемым значениям.

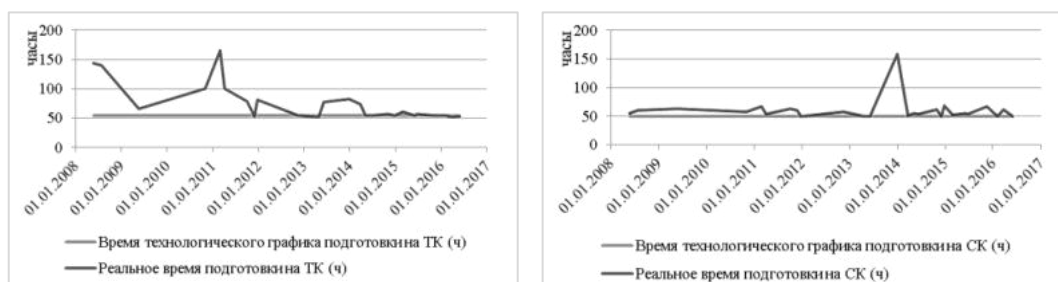


Рис. 1. Изменение реального времени подготовки РН на ТК и СК в процессе функционирования космодрома

Превышение времени подготовки и пуска РКН обусловлено необходимостью поиска и устранения отказов, возникающих при работе как технологического оборудования (ТЛОБ), так и бортовых систем РН и КА.

Сложившаяся практика незначительного количества запусков КА военного назначения (не более 5-6 в год) позволяет начать подготовку ракетно – космического комплекса (РКК) заблаговременно, таким образом предусмотреть резерв времени в технологическом графике (ТГ) на поиск и устранение неисправностей. Но при увеличении интенсивности запуска КА директивное время подготовки РКН к пуску сокращается, перенос времени пуска становится невозможным, и любое промедление способно привести к срыву боевой задачи.

На продолжительность подготовки РКН к пуску влияют различные взаимосвязанные параметры, характеризующие систему эксплуатации (СЭ) технологического оборудования (ТлОб) ракетно-космического комплекса (РКК) [1].

Система эксплуатации ТлОб РКК – это организационно-техническая система, предназначенная для управления эксплуатационными процессами и состоянием ТлОб РКК, а также постоянного совершенствования его характеристик и методов эксплуатации.

В состав системы эксплуатации входят:

- субъект эксплуатации (органы военного управления, эксплуатирующий персонал);
- объект эксплуатации (технологическое оборудование ТК и СК);
- средства эксплуатации (документация по эксплуатации, сооружения, здания, технические устройства, в том числе запасные части, инструменты и принадлежности и эксплуатационные материалы, необходимые для обеспечения эксплуатации).

Особенности ТлОб РКК как сложной организационно-технической системы определяют необходимость наличия в системе эксплуатации управляющей подсистемы. Назначение этой подсистемы – анализ поступающей информации (указания вышестоящих органов военного управления, сведения о состоянии ТлОб, наличии и квалификации персонала, наличии и состоянии ресурсов) и выработка решений, направленных на обеспечение рациональных путей достижения цели эксплуатации РКК).

В состав ТлОб РКК входят технологическое оборудование технического (ТК) и стартового комплексов (СК).

ТлОб ТК включает в себя:

- механо-технологическое оборудование;
- пневмовакuumное оборудование;
- комплект проверочного оборудования;
- системы термостатирования;
- заправочно-нейтрализационные системы.
- системы наземного электроснабжения специальными токами,

ТлОб СК включает в себя:

- пусковое оборудование;
- транспортно-установочное оборудование;
- средства обслуживания;
- заправочное оборудование;
- оборудование систем термостатирования и т.д.

Стоит отметить, что систему эксплуатации ТлОб РКК можно также представить, как совокупность определенных взаимодействующих и взаимозависящих систем, а именно:

- системы обеспечения запасами;
- системы поддержания в готовности к применению по назначению;
- системы формирования и подготовки личного состава боевого расчета;
- системы применения по назначению.

Именно параметры, характеризующие эти подсистемы, как было сказано выше, и оказывают влияние на время подготовки РКН к пуску.

Так применение эффективных стратегий управления техническим состоянием ТлОб позволяет заблаговременно выявлять и устранять скрытые отказы оборудования до его применения при штатной работе с РКН тем самым снижать количество отказов, возникающих в процессе подготовки РКН к пуску [3, 5]. Подбор рациональных параметров системы обеспечения

запасами позволит снизить вероятность отказа комплекта ЗИП ТлОб и тем самым снизить время устранения отказов ТлОб за счет исключения времени ожидания запасной части. Обеспечение требуемого уровня обученности личного состава боевого расчета также позволит уменьшить время поиска и устранения неисправности. Исходя из этого, добиться требуемой продолжительности подготовки РКН к пуску возможно путем качественной оценки влияния на нее параметров, характеризующих СЭ ТлОб и на ее основе выбором рациональных значений этих параметров.

Большой вклад в исследование этой предметной области внесли работы таких ученых, как Л. Т. Баранов, В. Е. Перекислов, И. В. Лысенко, А. Н. Кузнецов. Однако допущения, принятые в этих работах, не позволяют в полной мере отразить реальный процесс подготовки и пуска РКН. В результате этого исследователям удастся выявить влияние только одного конкретного параметра, характеризующего СЭ [2].

Так, работа И. В. Лысенко была направлена на оценку влияния на время подготовки РКН к пуску применения различных стратегий технического обслуживания.

В работе Л. Т. Баранова уделено внимание влиянию состава и численности боевого расчета (БР) на вероятность подготовки и пуска РКН за заданное время и решена задача оперативного управления эксплуатацией космических средств (КСр).

В работе В. Е. Перекисова учтено влияние уровня обученности личного состава боевого расчета на продолжительность подготовки РКН.

Также стоит отметить, что выполнено множество работ посвященных влиянию характеристик системы обеспечения запасами на показатель эффективности процесса подготовки РКН.

Анализ научных работ в предметной области показал, что:

- выполнено множество работ, отражающих влияние отдельных параметров, характеризующих СЭ КСр, на эффективность применения КСр.
- при моделировании процесса подготовки и пуска РКН не учтено взаимное влияние параметров, характеризующих систему эксплуатации друг на друга, и не создано моделей, отражающих комплексное влияние параметров, характеризующих систему эксплуатации на время подготовки РКН к пуску;
- в существующих методиках, позволяющих обосновать набор рациональных значений параметров, характеризующих систему эксплуатации, не учтена возможность изменения интенсивности запуска КА военного назначения.

Принимая во внимание несовершенство научно – методического обеспечения вопроса обеспечения продолжительности подготовки РКН к пуску можно говорить об актуальности исследований в данном направлении.

Также стоит отметить, что требованиями различных руководящих документов определена необходимость снижения эксплуатационных затрат на процесс подготовки и пуска РКН при сохранении требуемых показателей эффективности процесса подготовки.

В связи с вышесказанным предлагается создание научно-методического аппарата, позволяющего при заданных ограничениях на продолжительность подготовки РКН к пуску и необходимой интенсивности запуска КА сформировать комплекс эксплуатационных мероприятий на основе рационального сочетания значений параметров системы эксплуатации ТлОб РКК, который позволит минимизировать эксплуатационные затраты. В основе такого научно-методического аппарата будут лежать:

- модель процесса применения ТлОб РКК, включающая в себя модель поддержания ТлОб РКК в готовности к применению по назначению, модель подготовки личного состава боевого расчета, модель обеспечения запасами. Данная модель позволит оценить влияние управляющих параметров, характеризующих систему эксплуатации (СЭ) как на стадии поддержания ТлОб ракетно-космического комплекса (РКК) в готовности к применению по назначению, так и его совместного использования с РН и КА в процессе подготовки к пуску. Модель также позволит учесть необходимую интенсивность запуска КА военного назначения. Модель предлагается сделать аналитико-имитационной. Выбор именно такого типа модели

обусловлен тем, что в настоящее время при создании моделей сложных технических систем (которой в полной мере является РКК и система его эксплуатации) установление аналитических зависимостей их показателей от характеристик зачастую не представляется возможным, а имитационное моделирование позволяет решить эту задачу. Так имитационное моделирование активно используется для создания моделей функционирования нефтеперерабатывающих заводов, атомных и гидроэлектростанций. Эти промышленные объекты, подобно РКК, являются примерами сложных технических комплексов с длительными сроками эксплуатации, имеющими в своем составе критические элементы, отказ которых может привести к аварии или катастрофе. Кроме того, использование имитационного моделирования позволяет осуществить прогноз и наблюдения за ходом сложного процесса в течение длительного интервала времени. Имитационные модели также применяются при моделировании процесса, где натуральный эксперимент в реальных условиях невозможен. Использование в качестве структурных блоков имитационной модели частных аналитических моделей позволили свести к минимуму недостатки имитационных моделей, одним из которых, например, является сложная верифицируемость результатов моделирования;

- методика формирования комплекса эксплуатационных мероприятий на основе необходимых значений параметров СЭ ТлОб РКК. Данная методика позволит перейти от конкретных значений параметров СЭ ТлОб РКК к комплексу эксплуатационных мероприятий, необходимому для их обеспечения;
- модель ресурсоемкости, позволяющую определить суммарную стоимость проведения эксплуатационных мероприятий;
- методика выбора рациональных значений параметров СЭ ТлОб РКК, которая позволит при требуемых ограничениях на продолжительность подготовки РКН к пуску и необходимую интенсивность запуска КА военного назначения минимизировать эксплуатационные затраты.

Заключение. В настоящее время максимальная эффективность боевых действий достигается тогда, когда они обеспечены из космоса. Показателем, влияющим на оперативность наращивания и восполнения орбитальной группировки КА военного назначения, является продолжительность подготовки РКН к пуску. На нее оказывают влияние различные параметры, характеризующие систему эксплуатации ТлОб РКК, а также интенсивность запуска КА. Исходя из этого, актуальной выглядит задача создания научно-методического аппарата, позволяющего при заданных ограничениях на продолжительность подготовки РКН к пуску и необходимой интенсивности запуска КА подобрать оптимальное сочетание значений параметров системы эксплуатации ТлОб РКК, которое позволит минимизировать эксплуатационные затраты.

Библиографический список

1. Аникейчик Н. Д., Баранов Л. Т., Гранкин Б. К., Козлов В. В. Жизненный цикл и эксплуатационное качество космических средств: учебное пособие: в 2 кн. СПб: Изд-во ВКА им. А. Ф. Можайского, 2005. Кн. 2: Эксплуатационное качество космических средств.
2. Барзилович Е. Ю. Модели технического обслуживания сложных систем. М.: Машиностроение, 1986.
3. Бирюков Г. П., Зброжек Ю. М. Эксплуатация стартовых комплексов по фактическому состоянию. М.: Изд-во МАТИ, 2000.
4. Данелян А. П., Кузьмин В. Н. К вопросу создания системы средств выведения для оперативного наращивания (восполнения) орбитальной группировки космических аппаратов // Сб. трудов ВКА им. А. Ф. Можайского «Оперативное искусство и тактика космических войск ВКС», №2 (651). СПб: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2016. С. 34 – 40.
5. Современные проблемы науки и образования. 2015. №2 (часть 3); [Электронный ресурс]. URL: www.science-education.ru/131-23659 (дата обращения: 14.10.2017).

УДК 623.4

ПОДВИЖНЫЙ АГРЕГАТ КОНТРОЛЯ ДОЗИРОВАНИЯ СИСТЕМ ЗАПРАВКИ КОМПОНЕНТАМИ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА (ПАКДСЗ)

Н. Ю. Волков, Н. В. Бухарин, Т. В. Куценко

*Научно-исследовательский институт (военно-системных исследований МТО ВС РФ)
Военной академии материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулёва*

Рассматриваются вопросы создания подвижного агрегата контроля дозирования систем заправки компонентами ракетного топлива с применением технологии весового дозирования при помощи высокоточного весоизмерительного оборудования.

Заправочные системы (ЗС) должны обеспечивать подачу в бортовой бак (ББ) космического аппарата (КА) строго определенного количества топливного компонента – дозы. Величина дозы определяется полетным заданием КА и дается, обычно, в единицах массы.

Эффективность ЗС, как дозирующего устройства, определяется точностью дозирования, т.е. степенью соответствия количества компонента M_B , находящегося в ББ КА после окончания заправки, величине дозы M_D . В качестве количественной меры точности дозирования используется относительная приведенная погрешность, вычисляемая (в процентах) как

$$\delta = \frac{M_B - M_D}{M_D} * 100. \quad (1)$$

Точность дозирования топливных компонентов влияет на эффективность применения КА, так как при ограниченной грузоподъемности КА повышение точности дозирования позволяет увеличить полезную нагрузку за счет уменьшения гарантийных запасов топлива, а при фиксированной полезной нагрузке – увеличить дальность ее доставки. Кроме того, точность дозирования влияет на точность доставки КА его полезной нагрузки. Так как масса топливных компонентов составляет, в зависимости от типа КА, от 80 до 90% его стартовой массы, то влияние точности дозирования при заправке может явиться определяющим.

В настоящее время от ЗС требуется осуществление дозирования компонента с погрешностью не более $\pm 0,1\%$.

Соответственно, для осуществления процесса дозирования компонентов ракетных топлив (КРТ) и дальнейшую подачу дозированного компонента в ББ КА, а также для тарировки расходомеров стационарных систем заправки КА требуется создание подвижного агрегата, который в свою очередь и будет выполнять данные задачи.

Дозирование представляет собой процесс выделения из имеющегося в наземных емкостях запаса топливного компонента количества, равного дозе. Содержание процесса дозирования подразумевает наличие в составе ЗС устройств, осуществляющих измерение количества компонента, и устройств, осуществляющих ограничение (выделение) требуемого компонента – дозы. Дозирование может предшествовать подаче компонента в ББ, может происходить одновременно с ней или осуществляться после нее. Таким образом, выполнение ЗС функции дозирования существенно расширяет ее состав и влияет на рабочие характеристики.

Способы дозирования топливных компонентов классифицируются по двум признакам:

- 1) По месту формирования дозы компонента различают: внутреннее (в ББ КА) дозирование и внешнее (вне ББ КА) дозирование;
- 2) по тому, как замеряется количество компонента, различают дозирования: массовое, весовое и объемное.

Данная работа связана с созданием конструктивно-компоновочной схемы, технического облика подвижного агрегата, который будет осуществлять внешнее дозирование, измеряя количество компонента весовым устройством (ВУ).

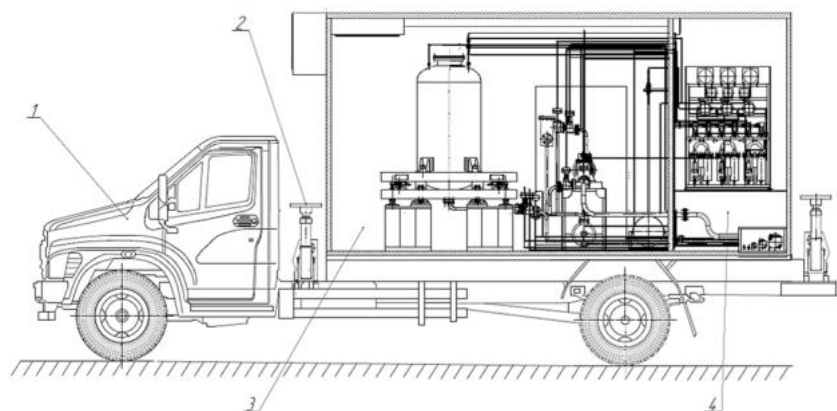


Рис.1. Подвижный агрегат контроля дозирования системы заправки компонентами ракетного топлива:
 1 – шасси, 2 – аутригеры горизонтирования, 3 – отсек гидropневматического оборудования,
 4 – отсек системы управления

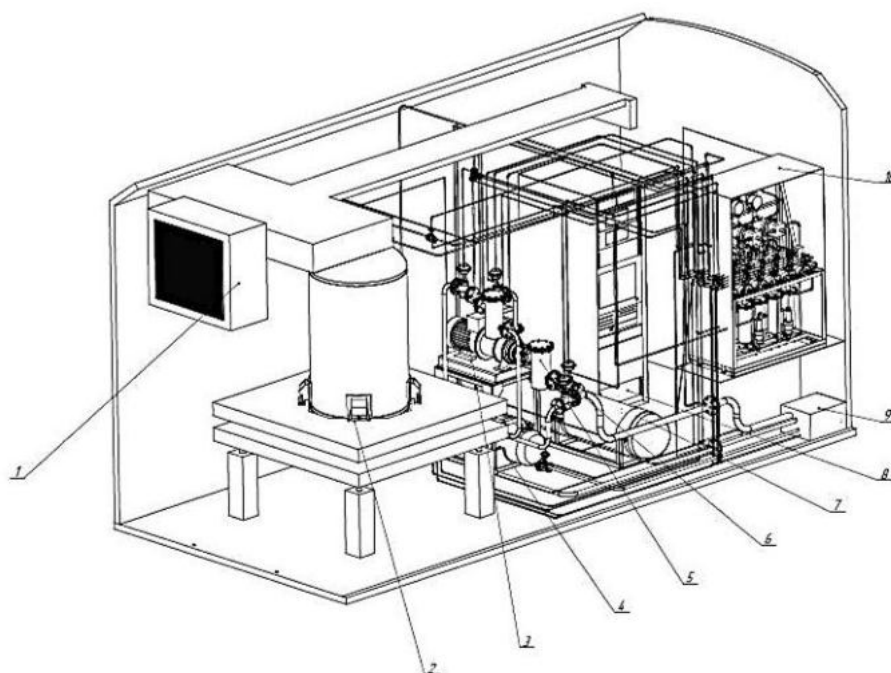


Рис. 2. Оборудование подвижного агрегата контроля дозирования системы заправки компонентами ракетного топлива: 1-кодиционер, 2 – блок весового дозатора, 3 –насосный агрегат, 4 – сливная емкость, 5-фильтр, 6 - пневмоклапан, 7 –баллон с газом, 8 – терминал весовой, 9 –шкаф штуцерный, 10 – щит пневматический

При рассматриваемом способе дозирования формирование дозы полностью или по частям (порциями) производится с помощью ВУ. Компонент сначала подается из емкости-хранилища в весовую емкость, стоящую на платформе ВУ, а из нее выдается в ББ КА. Таким образом, процесс (или один цикл) заправки расчленен на два этапа, первый из которых является подготовительным и связан с наполнением весовой емкости, а второй – основной, при котором доза формируется при выдаче компонента в бак КА. Подобное построение процесса

обеспечивается возможностью непрерывного измерения количества компонента в весовой емкости тензометрическим весоизмерительным устройством - одним из основных элементов оборудования подвижного агрегата ПАКДСЗ, которое преимущественно определяет облик конструкции проектируемого агрегата.

Оборудование создаваемого агрегата расположено на шасси автомобиля ГАЗ-С41R32. На раму автомобиля установлены ауригеры, которые вывешивают и горизонтируют подвижный агрегат дозирования по уровню. Сборка основных элементов агрегата – блока весового дозатора, сливной емкости, центробежного насоса, запорно-перепускной арматуры, баллона со сжатым газом, щита пневматического – осуществляется на несущей раме агрегата, а потом приваривается к надрамнику автомобиля.

На основе принципиальной пневмогидросхемы была разработана компоновка агрегата в среде 3D-моделирования. Результат моделирования представлен на рис. 2. Здесь можно увидеть основные элементы агрегата, расположенные в кунге, такие как: 1) кондиционер для поддержания определенного температурного режима; 2) блок весового дозатора, состоящий из емкости и тензометрического весового устройства, которые являются основными составляющими частями агрегата; 3) насос, обеспечивающий подачу компонента в блок весового дозатора; 4) сливная емкость для приема КРТ, сливаемых из магистралей и оборудования агрегата; 5) фильтры жидкостные для очистки компонента от механических загрязнений; 6) отсечные пневмоклапаны для управления потока компонента; 7) баллон с сжатым газом для обеспечения процессов выдачи компонента из блока весового дозатора, выдавливания из сливной емкости и подачи управляющего давления на пневмоклапаны; 8) терминал весовой для контроля дозирования компонента, вывода соответствующей информации на табло, монитор ПЭВМ, распечатки результатов работы; 9) штуцерный шкаф для подсоединения магистралей агрегата к стационарным системам заправки; 10) щит пневматический для контроля подачи газа на выполнение операций выдачи компонента, выдавливания из сливной емкости, подачи управляющего давления на пневмоклапаны.

Результаты, разработанные в рамках данной работы, позволяют сформировать задел по созданию и эксплуатации подвижного агрегата контроля дозирования систем заправки КРТ.

Библиографический список

1. Катков А. Г. Дозирующие заправочные системы ЛА. М.: Ротапринт МАИ, 1980.
2. Катков А. Г. Заправочные системы ЛА. М.: Ротапринт МАИ, 1982.
3. Описание агрегата ЗАК-52.
4. Бычков А. В., Грачев Г. А. Вопросы моделирования системы материально-технического обеспечения войск (сил) // В сб.: «Научные проблемы материально-технического обеспечения Вооруженных Сил Российской Федерации». СПб: 2017. С. 72 – 77.

УДК 629.7.036.54

ТРЕХКОМПОНЕНТНЫЙ ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ МНОГОРАЗОВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

А. Г. Воробьев, А. А. Ермашкевич

Московский авиационный институт

Введение. В последние годы рынок космических запусков расширяется за счет появления новых игроков – Японии, Китая, Бразилии и множества частных компаний по всему миру,

но высокая стоимость выведения полезной нагрузки все равно сохраняется. Это происходит, в том числе, из-за однократности использования самой дорогой составляющей ракеты-носителя – двигателя, который утрачивается при отбрасывании ступени (кроме возвращаемых ступеней РН компании SpaceX). Один из вариантов снижения стоимости выведения полезной нагрузки – использование одной двигательной установки в процессе работы двух ступеней. Для реализации данной концепции целесообразно применять трехкомпонентные жидкостные ракетные двигатели. На первом участке выведения данные двигатели работают на топливе – кислород + углеводородное горючее, а на последующих участках выведения используют более энергетически эффективную топливную пару – кислород + водород.

К преимуществам трехкомпонентных ЖРД можно отнести: экономию массы ракеты-носителя за счет использования более плотного углеводородного горючего на начальном участке выведения; высокие значения удельного импульса на дальнейших участках выведения вследствие работы на высокоэффективной паре компонентов – кислород + водород; снижение стоимости выведения полезной нагрузки, которое реализуемо благодаря единой двигательной установке для двух ступеней ракеты-носителя. Недостатками данных ДУ являются: отсутствие инфраструктуры для испытаний и эксплуатации ракет-носителей с трехкомпонентными двигателями; усложнение конструкции двигательной установки; относительные потери эффективности из-за необходимости поддержания двух режимов работы двигателя.

Описание реализованных схем трехкомпонентных ЖРД. В мировой практике рассматривалось несколько концепций ЖРД, работающих на двух горючих, применительно к одноступенчатой ракете-носителю.

В [1] представлена ПГС двухрежимного маршевого двигателя тягой 3160 кН (рис. 1).

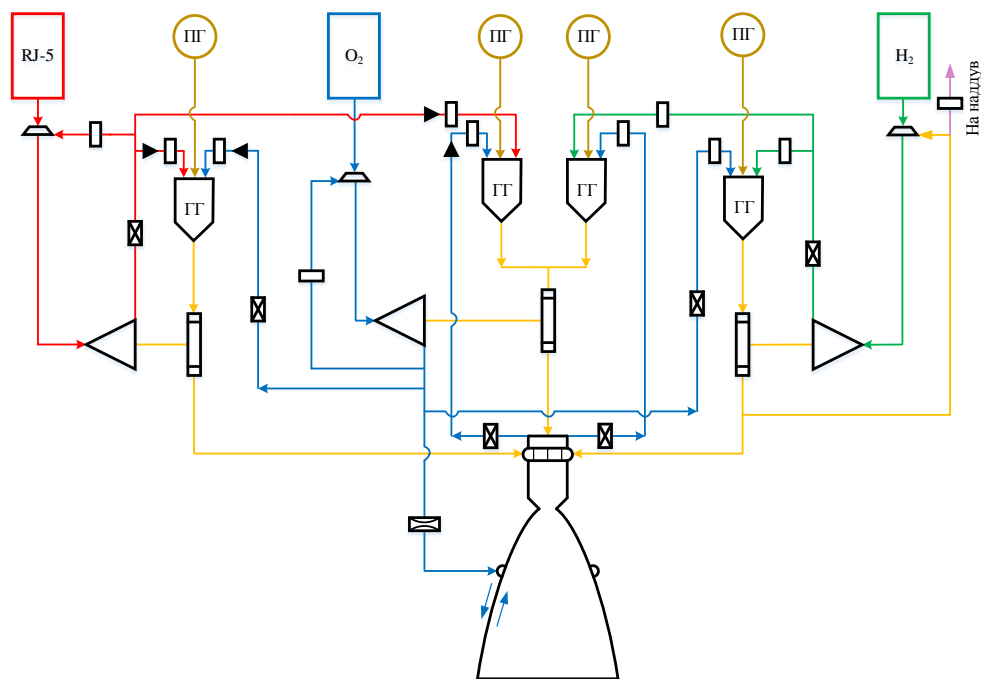


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема ЖРД на кислород-углеводородном топливе с дополнительной водородной подсистемой [1]

В качестве горючих используется жидкий водород и RJ – 5 (синтетическое горючее с плотностью, на 35% выше плотности керосина). Основная особенность этого двигателя –

наличие 4-х газогенераторов, что позволяет упростить регулирование ДУ и разделить полет на два режима: первый режим – работа двигателя на компонентах жидкий кислород + RJ-5, второй режим – работа двигателя на компонентах жидкий кислород + жидкий водород. Еще одной отличительной чертой данного двигателя является охлаждение камеры окислителем – жидким кислородом на всем активном участке полета.

Подача компонентов топлива в камеру сгорания и газогенераторы осуществляется с помощью трех БНА и трех основных ТНА. RJ-5 и водород подаются напрямую в газогенераторы. Окислителем, отбираемым после первой ступени насоса окислителя, охлаждается камера двигателя, после чего он перепускается в окислительные газогенераторы. Окислитель, поступающий во вторую ступень насоса окислителя, подается в восстановительные газогенераторы. Рабочим телом турбины ТНА углеводородного горючего и водорода является восстановительный газогенераторный газ. Турбина ТНА кислорода функционирует на окислительном газогенераторном газе.

Недостатки данной концепции двигательной установки: снижение надежности ЖРД из-за большого количества агрегатов, входящих в состав двигателя; сложности в организации надежного охлаждения камеры окислителем.

В [2] представлена ПГС отечественного двухрежимного трехкомпонентного ЖРД – РД-701, разработанного НПО «Энергомаш» в рамках работ по МАКС. Тяга двигателя на первом режиме – 4000 кН, на втором – 1590 кН (рис. 2). В качестве горючих используется жидкий водород (на всем активном участке полета) и керосин марки РГ-1 (на первом режиме работы двигателя). Основная особенность данного двигателя – наличие двух отдельных ТНА, что позволяет использовать метод автономной отработки и испытаний отдельных элементов.

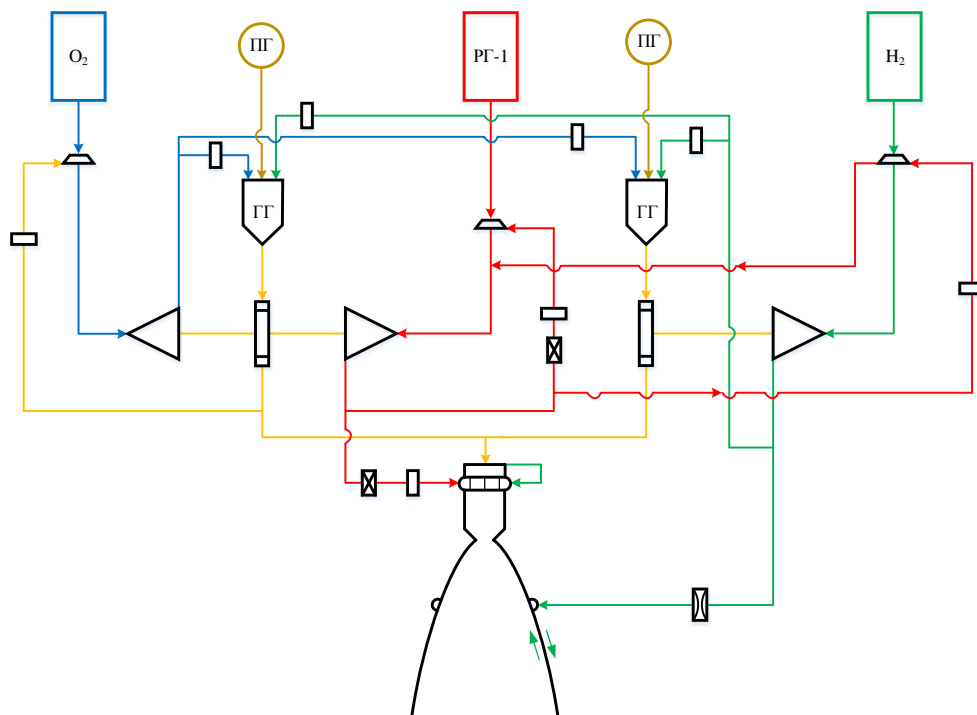


Рис. 2. Пневмогидравлическая схема двухрежимного трехкомпонентного ЖРД – РД-701 [2]

Подача компонентов топлива в камеру и газогенераторы осуществляется с помощью трех БНА и двух основных ТНА. Окислитель подается напрямую в газогенераторы. Керосин пода-

ется непосредственно в смесительную головку. Жидкий водород, отбираемый после первой ступени насоса водорода, охлаждает камеру двигателя и подается в смесительную головку. Оставшийся жидкий водород отбирается после второй ступени насоса водорода и подается в газогенераторы. Турбины двух ТНА работают на окислительном газогенераторном газе.

Недостатки данной концепции двигательной установки: наличие трехкомпонентной форсуночной головки; необходимость функционирования насоса керосина для привода турбины БНА водорода на протяжении всего активного участка полета.

Предлагаемая схема реализации трехкомпонентного ЖРД. На основании анализа существующих схемных решений трехкомпонентных ЖРД, учитывая их преимущества и недостатки, предлагается ПГС для двухрежимного трехкомпонентного ЖРД (рис. 3): на первом режиме двигатель работает на компонентах – жидкий кислород + керосин + жидкий водород (доля водорода в топливной смеси 3% от суммарного массового расхода), на втором режиме двигатель работает на компонентах – жидкий кислород + жидкий водород.

Характерная особенность предлагаемой ПГС – полная газификация компонентов. Данное решение обладает рядом преимуществ, а именно: позволяет получить высокие давления в камере сгорания на двух режимах работы; за счет прохождения большей массы через турбины, снижается тепловая нагрузка на привод ТНА; увеличивается скорость прохождения химических реакций в камере сгорания, что в ряде случаев повышает удельный импульс ЖРД. Также для поддержания постоянного перепада давления на турбине кислород – керосинового ТНА, на втором режиме работы двигателя, производится сброс части газогенераторного газа перед турбиной непосредственно в газодов.

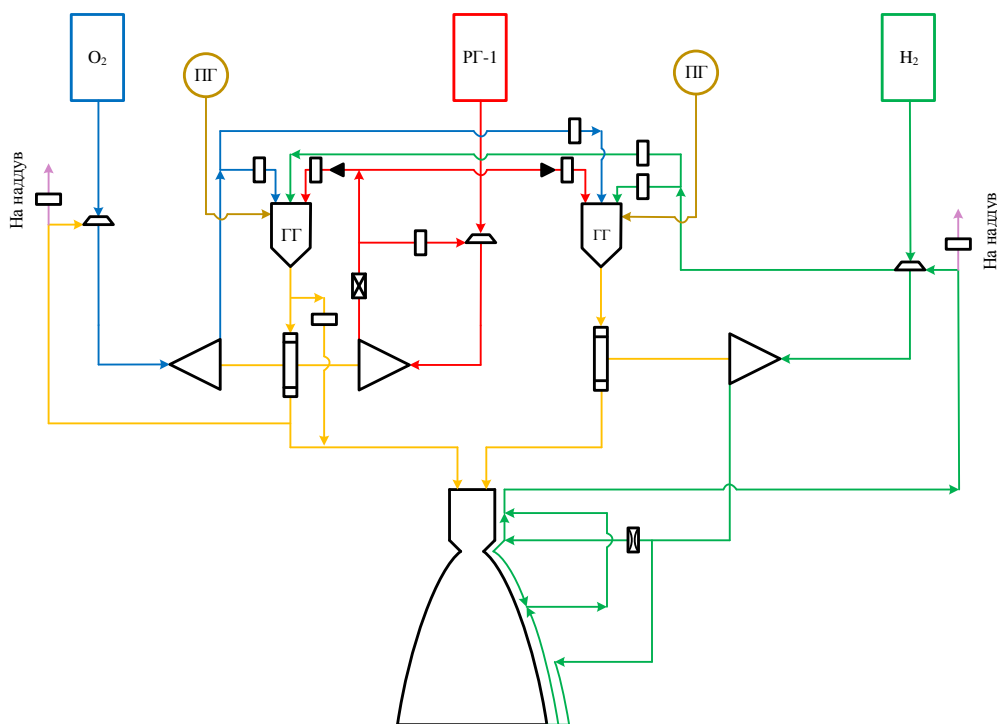


Рис. 3. Предлагаемая ПГС для трехкомпонентного ЖРД

Подача компонентов топлива в камеру сгорания и газогенераторы осуществляется с помощью трех БНА и двух основных ТНА, один из которых обеспечивает подачу жидкого водорода, другой – жидкого кислорода и керосина. Турбина кислород - керосинового ТНА пи-

тается окислительным газогенераторным газом, вырабатываемом в окислительном газогенераторе. Турбина водородного ТНА функционирует на восстановительном газогенераторном газе, получаемым в восстановительном газогенераторе. Полный расход жидкого кислорода и керосина подается непосредственно в газогенераторы. В свою очередь, полный расход жидкого водорода подается в рубашку регенеративного охлаждения двигателя, после чего перепускается на привод турбины БНА водорода, а в дальнейшем – в газогенераторы.

Недостатки предлагаемой схемы трехкомпонентного ЖРД: необходимость разработки трехкомпонентного газогенератора.

Конструктивные особенности трехкомпонентных ЖРД. При проведении термодинамического расчета камеры сгорания и сопла для двух режимов работы двигателя получена существенная разница в газодинамических профилях (рис. 4). Профилирование сопла только по газодинамическому профилю первого режима работы, приводит к значительному увеличению потерь и снижению удельного импульса на втором режиме работы двигателя. В свою очередь профилирование сопла по газодинамическому профилю второго режима работы, ведет к повышению общей массы ДУ.

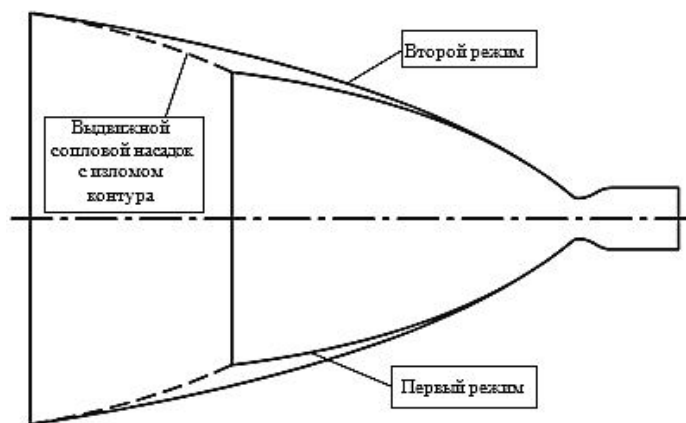


Рис. 4. Сравнение газодинамических профилей

Для минимизации потерь из-за поддержания двух режимов работы ДУ предлагается профилировать сопло по газодинамическому профилю для первого режима работы, а на втором режиме работы использовать неохлаждаемый выдвижной сопловой насадок с изломом контура [3]. Данное решение позволит получить максимальную эффективность стартового режима, высокие значения удельного импульса на высотном режиме работы, а также приведет к уменьшению габаритов изделия и снижению массы ДУ за счет использования углерод-углеродного композиционного выдвижного соплового насадка.

Энергетические характеристики предлагаемой ПГС. В таблице 1 представлены результаты расчетов энергетической увязки параметров предлагаемой ПГС трехкомпонентного двухрежимного ЖРД.

Расчет массовых характеристик трехкомпонентной двигательной установки. Оценка совершенства конструкции ЖРДУ производится путем расчета массовых характеристик, которые широко используются при выборе оптимальных параметров ЛА, двигательных установок и отдельных агрегатов. Чтобы определить массовые характеристики трехкомпонентного двигателя была создана математическая модель, в основе которой лежат зависимости, взятые из работы [4]. Таблица 2 содержит результаты расчетов массовых характеристик трехкомпонентного жидкостного ракетного двигателя.

Таблица 1

Результаты расчетов энергетической увязки параметров трехкомпонентного ЖРД

Параметр		I режим	II режим
Тяга двигателя в пустоте, кН		1060	420
Давление в камере сгорания, МПа		29,4	14,8
Удельный импульс в пустоте, с		386	473
Температура в камере сгорания, К		3858	3617
Соотношение компонентов в камере сгорания		3,45	6,349
Напоры насосов, Дж/кг	РГ-1	67507	–
	H ₂	821659	386400
	O ₂	48411	23850
Степень понижения давления на турбине	ТНА _{РГ-1+O₂}	1,762	1,762
	ТНА _{H₂}	1,31	1,236
Число оборотов ТНА, об/мин	ТНА _{РГ-1+O₂}	35224	35723
	ТНА _{H₂}	150400	71065
Температура газа в газогенераторе, К	ГГ _{окисл}	893	898
	ГГ _{восст}	1100	802
Соотношение компонентов в газогенераторе	ГГ _{окисл}	52	96
	ГГ _{восст}	0,16	0,89

Таблица 2

Результаты расчетов массовых характеристик трехкомпонентного ЖРД

Название агрегата	Масса, кг
Смесительная головка	4
Газовод	26
Камера сгорания и сопло с сопловым насадком и механизмом выдвижения	644
ТНА _{РГ-1+O₂}	252
ТНА _{H₂}	118
БНА _{РГ-1}	11
БНА _{H₂}	14
БНА _{O₂}	27
Остальные агрегаты двигателя (клапаны и агрегаты управления, газогенераторы, трубопроводы, рама, детали общей сборки)	347
Итоговая сухая масса трехкомпонентного двигателя	1443

Для подтверждения эффективности использования трехкомпонентного ЖРД была проведена сравнительная оценка совершенства конструкции трехкомпонентной двигательной установки. Сравнивалась удельная масса двигателя - отношение массы залитого ЖРД к его наибольшей тяге на основном режиме. В сравнительной оценке участвовали жидкостные ракетные двигатели, близкие по тяге к рассматриваемому прототипу трехкомпонентного ЖРД. Результаты представлены на рис. 5.

Как видно из графика – трехкомпонентные ЖРД по своей удельной массе превосходят ЖРД на компонентах кислород – водород, и незначительно уступают некоторым ЖРД на компонентах кислород-керосин.

Заключение. Рассмотрены различные схемы и варианты конструкции трехкомпонентных ЖРД, выявлены их достоинства и недостатки. Предложена ПГС для трехкомпонентного ЖРД с полной газификацией компонентов (схема «газ-газ»). Проведенные расчеты: термогазодинамический расчет камеры сгорания и газогенератора, расчет геометрии сопла с изломом,

проектный расчет наружного проточного охлаждения камеры, расчет энергетической увязки параметров, расчет массовых характеристик трехкомпонентного ЖРД.

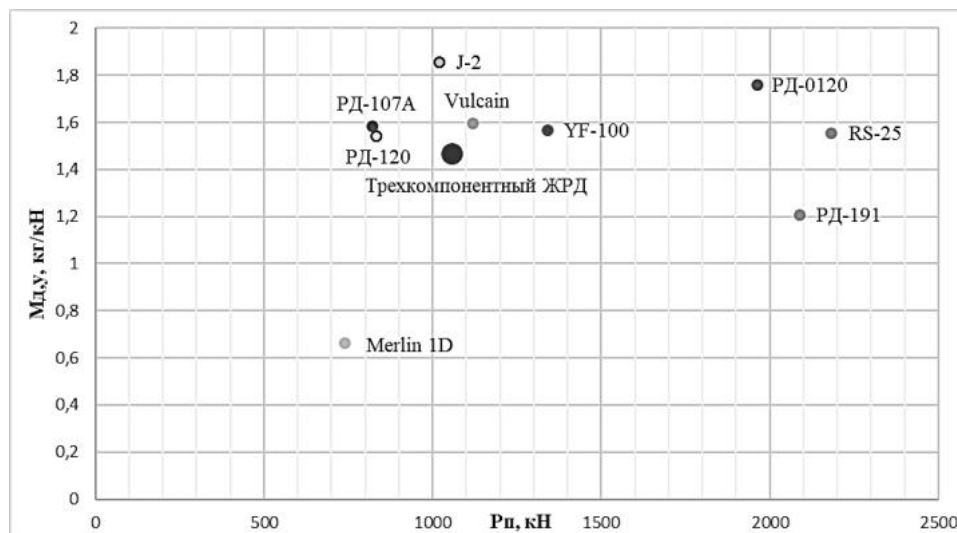


Рис. 5. Сравнительная оценка совершенства конструкции ЖРД

Исходя из результатов расчетов можно сделать вывод, что трехкомпонентные двигательные установки по своей энергетической и массовой эффективности не уступают двухкомпонентным двигательным установкам. С учетом унификации двигателя для первой и второй ступеней РН применение трехкомпонентных ЖРД является экономически более целесообразным. Однако, разработка, испытания трехкомпонентных ЖРД и специализированного РН требуют проведения большого объема работ, для которых необходимы крупные финансовые инвестиции. Тем не менее, исследования в области трехкомпонентных ЖРД и создание РН в будущем могут существенно снизить стоимость выведения полезной нагрузки.

Библиографические ссылки

1. Salked R., Beichel R. Reusable one-stage-to orbit shuttles: bright energy prospects. *Astronaut. Aeronaut.* 11, 1973. P. 6 – 48.
2. Гусев В. Н., Семенов В. И., Стороженко И. Г. Трехкомпонентный двухрежимный маршевый двигатель для аэрокосмических систем и ракет-носителей нового поколения // *International Scientific Journal for Alternative Energy and Ecology* №3, 2008. С. 36 – 41.
3. Семенов В. В., Иванов И. Э., Сорокин В. А., Францкевич В. П., Животов Н. П. Высотное сопло Лавалья: пат. №125262 Рос. Федерация: МПК F02K 1/80; заявитель и патентообладатель ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». №2012141276/06; заявл. 27.09.2012; опубл. 27.02.2013.
4. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М.: Машиностроение, 1988.
5. Беляев Е. Н., Воробьев А. Г. Энергетическая увязка параметров проектируемого жидкостного ракетного двигателя. Методические указания к курсовому и дипломному проектированию по кафедре «Жидкостные ракетные двигатели». М.: МАИ, 2015.
6. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе. М.: МИР, 1990.

УДК 539.4 : 004.4

РАСЧЕТ МНОГОШПИЛЕЧНОГО ФЛАНЦЕВОГО СОЕДИНЕНИЯ В ПАКЕТЕ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО АНАЛИЗА «ЗЕНИТ-95»

О. В. Громова, Е. П. Фомин

АО «Бриг», Санкт-Петербург

При конструировании разъемных соединений сосудов высокого давления необходимо обеспечение герметичности и достаточной механической прочности в рабочих условиях. Расчет в пакете конечно-элементного анализа «Зенит-95» позволяет проверить удовлетворение необходимых условий.

Для расчета в «Зенит-95» построена конечно-элементная модель фланцевого соединения из линейных гексаэдров 3D8. КЭ-модель фланцевого соединения изображена на рис. 1.

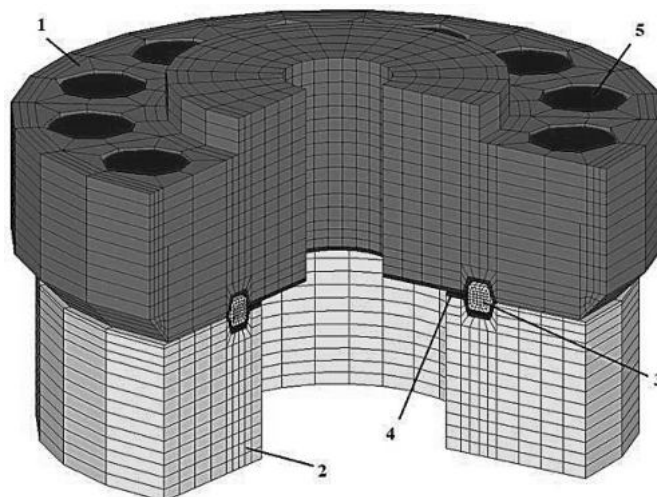


Рис. 1. КЭ-модель фланцевого соединения:
1 – фланец, 2 – корпус, 3 – кольцо уплотнительное, 4 – наплавка, 5 – болты

Уплотнительное кольцо выполнено из сплава Alloy 825, фланец и корпус – из стали 17ГС, наплавка – из сплава Alloy 625. Свойства материалов элементов фланцевого соединения представлены в таблице 1.

Таблица 1
Свойства материалов элементов фланцевого соединения

	17ГС	Alloy 625	Alloy 825
Предел текучести, МПа	340	414-655	324
Предел прочности, МПа	500	827-1034	690
Относительное удлинение, %	23	30-60	45

В программе «Зенит-95» механические свойства материалов элементов фланцевого соединения заданы через зависимость напряжения-деформации, построенную по значениям характерных точек диаграммы растяжения-сжатия каждого материала. Диаграмма растяжения-сжатия приведена на рис. 2 и построена на основании методики, указанной в приложении 3.D стандарта [1].

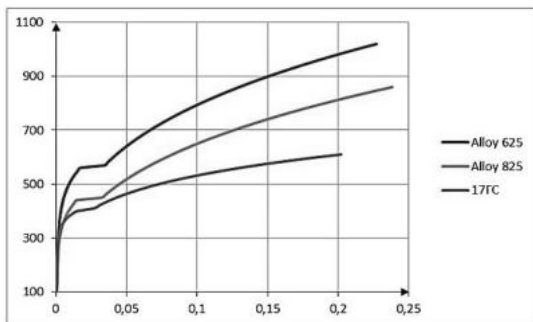


Рис. 2. Диаграмма растяжения-сжатия

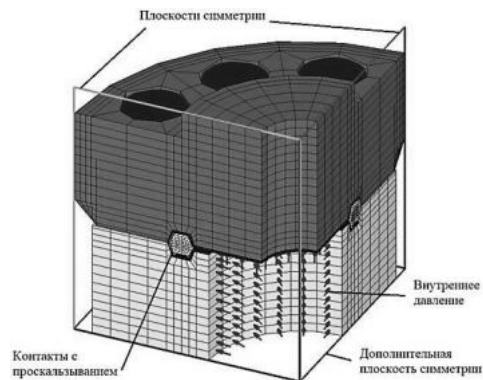


Рис. 3. Граничные условия, нагрузки и контакты

С целью уменьшения общего количества узлов в КЭ-модели фланцевого соединения используется свойство симметрии. Заделка изделия задается путем введения дополнительной плоскости симметрии по условно отсеченной части корпуса. КЭ-модель нагружается внутренним давлением $p = 70$ МПа по внутренней части корпуса и по поверхности наплавки фланца. В местах сопряжения уплотнительного кольца с наплавкой фланца и корпуса заданы контактные поверхности с проскальзыванием (рис. 3).

Предварительный натяг крепежных элементов в «Зенит-95» задается через напряжение начального растяжения. Материал болтов ASTM A320 L7 имеет предел текучести $\sigma_T = 724$ МПа. Напряжение начального растяжения принято как 70% от σ_T материала болтов, т.е. 506,8 МПа.

На рис. 4 показаны эквивалентные напряжения при смятии уплотнительного кольца. Согласно справочнику [2] напряжение смятия $\sigma_{см}$ равно $1,2 \sigma_T$ материала уплотнительного кольца. Для материала Alloy 825 $\sigma_{см} = 388,8$ МПа.

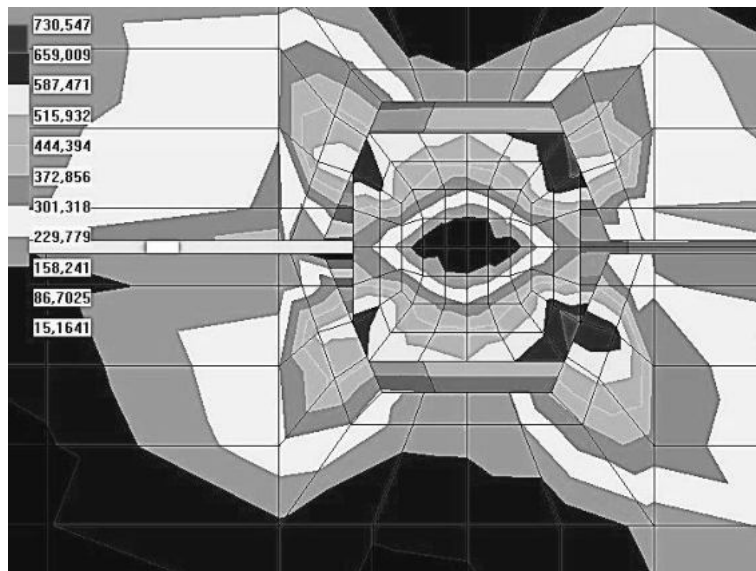


Рис. 4. Эквивалентные напряжения

На рис. 5 показаны перемещения в узлах КЭ-модели.

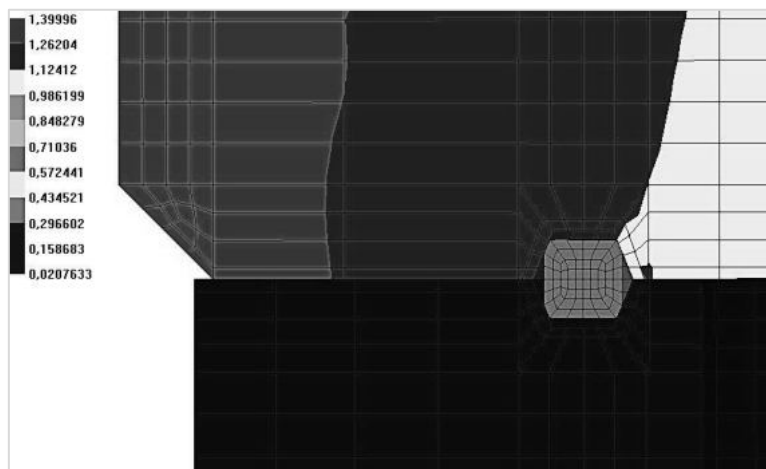


Рис. 5. Перемещения в узлах

На рис. 6 представлены напряжения от растяжения в крепежных элементах.

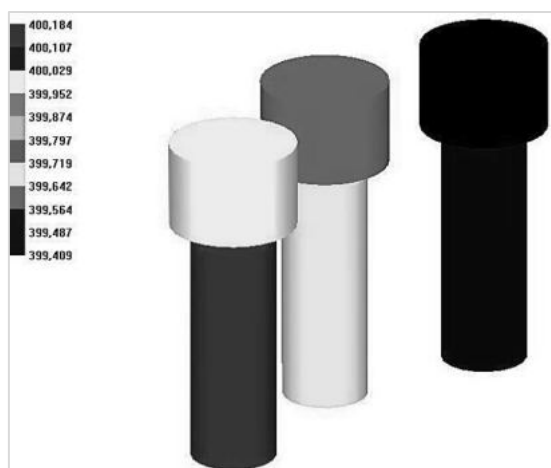


Рис. 6. Напряжения от растяжения в крепежных элементах

Как можно увидеть по рис. 4 рис. 5 и рис. 6, зазор между фланцем и корпусом при обжатии кольца становится нулевым, напряжения в контактах превышают напряжение смятия $\sigma_{см}$, при этом крепежные элементы имеют запас прочности, равный 1,8.

Библиографический список

1. ASME Boiler and pressure vessel code, Section VIII, Division 2 – Rules for construction of pressure vessels (Правила проектирования сосудов под давлением).
2. Сосуды и трубопроводы высоко давления. Справочник. 1 том. 3-е изд., перераб., и доп. / Под ред. А.М. Кузнецова. М.: Машиностроение, 2014.
3. Курков С. В. Метод конечных элементов в задачах динамики механизмов и приводов. СПб: Политехника, 1991.

ТЕХНОЛОГИЯ ОБОСНОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА ДИСКОВИДНЫХ СВВП (ДЛА)

А. И. Голубева

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

Предлагаемая технология включает в себя несколько основных разделов:

- алгоритм формирования технического облика ДЛА различного целевого назначения – на базе расчета проектных параметров;
- метод обоснования требований к алгоритмам управления ДЛА различного целевого назначения;
- алгоритм обоснования требований к двигательной установке ДЛА;
- алгоритм обоснования компоновки и органов управления ДЛА.

Здесь рассматривается только пункт 1.

Тактико-технические требования. Основные проектные параметры

Укажем, что схемы и конструктивные решения зависят от назначения аппарата. Рассматриваем два варианта ДЛА:

I. Предназначенный для перевозки тяжелых грузов в труднодоступные регионы, не имеющие оборудованных аэродромов.

II. Более легкий высокоманевренный аппарат, который может использоваться при аварийно-спасательных работах, пожаротушении, для посадки на движущиеся объекты и др.

Таким образом, работа состоит из двух частей. Данные материалы содержат только первую часть, посвященную грузовому аппарату, а также некоторую информацию о маневренном аппарате.

Представим описание конструктивной схемы грузового варианта ДЛА.

Летательный аппарат в форме горизонтального диска, состоящий из центральной несущей части и установленным вертикально вдоль оси диска турбовентиляторным блоком. Под несущей конструкцией (один из вариантов - над ней) размещены два турбореактивных двигателя.

Тактико-технические требования к заданию на проектирование ДЛА:

- дальность полета – 1400 – 1500 км;
- полезная нагрузка – 50 т (+ за счет изменения запасов топлива);
- рабочая высота – 7 км;
- скорость полета на маршевом участке – 500 км/ч.

На основе ТТТ следует определить:

- аэродинамическую схему;
- потребную маршевую и потребную подъемную тяговооруженности;
- взлетную массу;
- максимальную скорость на рабочей высоте;
- весовой баланс;
- параметры силовой установки;
- нагрузку на несущий винт и на крыло;
- геометрические размеры.

Выбор аэродинамической схемы. Аэродинамические характеристики

Рассматривается грузовой транспортный ДЛА, $V_{\text{марш}} = 500$ км/ч ($M \sim 0,4$). По сути обычный самолет, но с дисковым крылом, которое выполняет одновременно функции крыла и фюзеляжа. Профиль крыла несимметричен относительно хорды, а сам аппарат обладает осевой симметрией. Считаем, что верхнее отверстие зарешечено.

Необходимо определить поляру самолета $C_Y(C_X)$, зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_X(\alpha)$ и аэродинамического качества $K(\alpha)$.

Результаты расчетов зависимостей $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_y(C_x)$ и $K(\alpha)$ представлены на рис. 1 – 4.

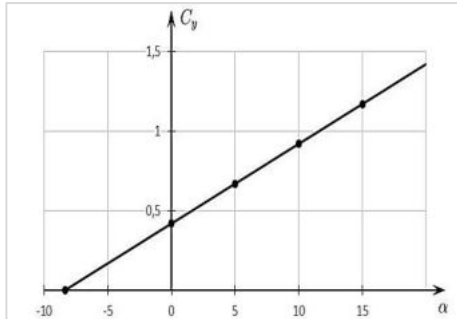


Рис. 1. Зависимость $C_y(\alpha)$

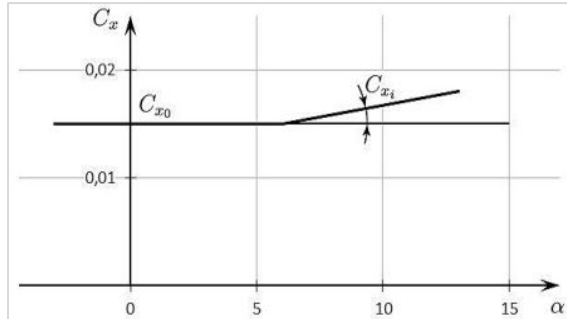


Рис. 2. Зависимость $C_x(\alpha)$

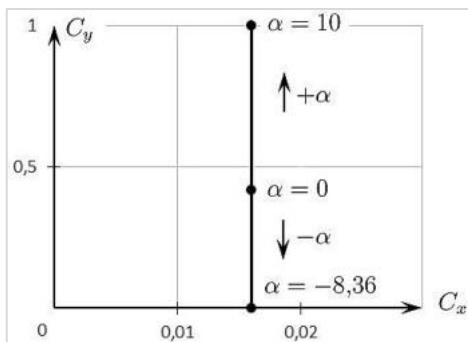


Рис. 3. Поляра ДЛА

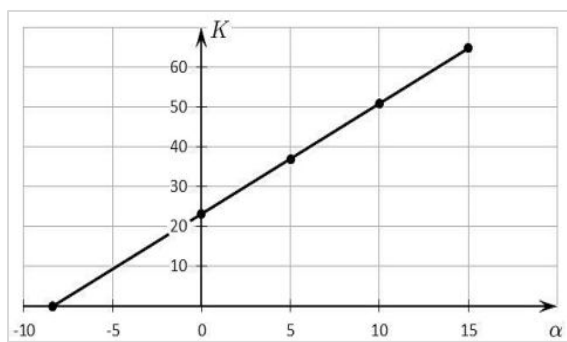


Рис. 4. Зависимость $K(\alpha)$

Известно, что коэффициент лобового сопротивления C_x представляют в виде двух составляющих, одна из которых обусловлена свойствами вязкости и сжимаемости воздуха и соответствует сопротивлению без учета подъемной силы C_{x0} (включая профильное сопротивление и волновое сопротивление), а другая часть обусловлена подъемной силой самолета - коэффициент индуктивного сопротивления. По предварительным оценкам, индуктивное сопротивление для такой формы крыла незначительно, несмотря на малое значение $\lambda = \frac{4}{\pi} = 1,27$. А волновое сопротивление на рабочих скоростях полета ДЛА ($M \leq 0,4$) не проявляется.

Кроме того, было принято во внимание, что у ДЛА отсутствует фюзеляж и вертикальное оперение.

При малых углах атаки можно принять $C_x(\alpha) = C_{x0} = 0,014-0,018$ с учетом осредненного индуктивного сопротивления. На наш взгляд, значение C_{x0} несколько завышено.

Кривая потребных тяг Жуковского. Тяговооруженность

При построении кривой потребных тяг на маршевом участке примем, что полет осуществляется при нормальных атмосферных условиях при $H = 0$. Полетный вес равен взлетному: $G = G_0$.

Для ДЛА минимальной скоростью является $V_{\min} = 0$ - режим висения. Этот режим используется только на взлете. При построении кривой потребных тяг V_{\min} считаем ту скорость, при которой подъемная сила крыла является достаточной для удержания самолета, а подъемный двигатель может быть выключен. На участке марша потребную тягу обеспечивают два маршевых ТРД.

Известно, что потребная тяга в горизонтальном полете: $P_{\text{потребная марш}} = \frac{G}{K}$,

а потребная маршевая тяговооруженность: $T_{\text{Вмарш}} = \frac{l}{K}$.

Используя зависимости $K(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, а также рассчитав $\alpha_{\text{потр}}(V)$, построим кривую $P_{\text{потр}}(V)$.

Аэродинамика данного конкретного аппарата такова, что на маршевой скорости 500 км/ч потребный угол атаки $\alpha_{\text{потр}} \approx 0$, $K = 23,22$. Маршевая тяговооруженность: $T_{\text{Вмарш}} = 0,043$.

Для сравнения на дозвуковой скорости полета потребная минимальная тяговооруженность обычных СВВП составляет 0,08–0,13.

При разгоне с ускорением $\frac{dV}{dt}$ под углом θ к горизонту потребная тяговооруженность:

$$T_{\text{Вмарш}} = \frac{l}{K} + \sin \theta + \frac{1}{y} \frac{dV}{dt}.$$

Как видно по кривой потребных тяг, здесь нет обычных I и II режимов полета.

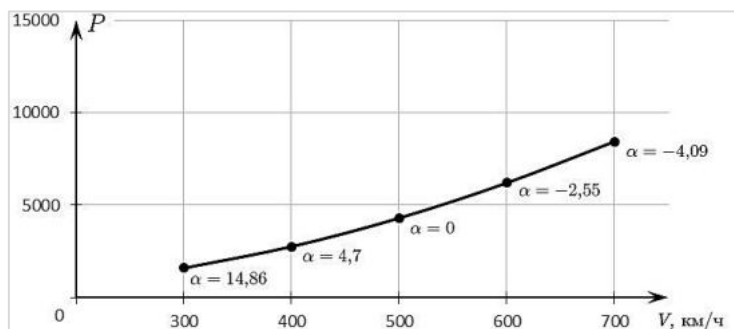


Рис. 5. Кривая потребных тяг

Примем в качестве $V_{\text{кс}} = 500$ км/ч при $\alpha = 0$. При $V > V = 500$ км/ч α принимает отрицательное значение и качество падает, потребная тяга растет; а при $V < 500$ км/ч α растет, качество сильно возрастает, потребная тяга падает. Но использовать эти режимы следует только на взлете или для маневренного варианта ДЛА; при $V = 300$ км/ч, $\alpha_{\text{потр}} \sim 15^\circ$, т.е. это предельное значение α .

Как уже было сказано, СУ ДЛА являются ТРД с подъемным турбовентилятором. Турбовентилятор — агрегат вертикальной тяги, приводимый во вращение энергией отработавших газов ТРД, которые выполняют роль газогенераторов. После турбины ТРД горячий газ по трубопроводам попадает на лопатки турбовентилятора. ТРД (газогенератор) вместе с турбовентиляторным агрегатом по существу представляет собой двухконтурный двигатель с большой степенью двухконтурности. На режимах подъема и висения мощность маршевых ТРД полностью отбирается на турбину вентилятора, при этом тяга вентилятора в 2,5–3 раза превышает тягу газогенератора (ТРД) без увеличения расхода топлива. Можно установить два небольших ТРД, каждый с располагаемой максимальной тягой ~ 17 – 18 т, и они обеспечат тяговооруженность подъемного вентилятора $\sim 1,1$ – $1,2$.

Дальность и продолжительность полета

Известно, что техническая дальность полета $L_{\text{техн}}$ состоит:

$$L_{\text{техн}} = L_{\text{н}} + L_{\text{марш}} + L_{\text{сн}},$$

где $L_{\text{н}}$ — дальность набора с минимальным километровым расходом топлива; $L_{\text{марш}}$ — дальность полета по маршруту; $L_{\text{сн}}$ — дальность снижения, соответствующая минимальному километровому расходу топлива.

Соответственно уравнение расхода топлива m_T имеет вид:

$$m_{\text{техн}} = m_{\text{тн}} + m_{\text{тмарш}} + m_{\text{тсн}}$$

Техническая дальность не реализуется т.к. должен быть предусмотрен АНЗ. Кроме того, всегда остается некоторая невырабатываемая масса топлива $m_{\text{тнев}}$, а также часть топлива расходуется на опробывание двигателей перед взлетом – $m_{\text{тзем}}$. Все сказанное касается только маршевых двигателей. Расход топлива на взлет и посадку для ДЛА следует рассчитывать отдельно, т.к. на этих режимах используется подъемный двигатель.

Чтобы определить дальность и продолжительность полета по маршруту необходимо:

- знать часовой и километровый расходы топлива;
- выделить из общего запаса топлива, имеющегося на борту, часть для выполнения маршевого полета $m_{\text{т марш}}$.

Для самолетов с ТРД часовой расход топлива $c_{\text{ТРД}}$ вычисляется как: $c_{\text{ТРД}} = c_{\text{уд}} \cdot P_{\text{г.п.}}$.

где $c_{\text{уд}}$ – удельный расход топлива. Километровый расход $c_{\text{к}}$ связан с часовым зависимостью $c_{\text{к}} = c_{\text{уд}}/V$, где V – путевая скорость в г. п. при отсутствии ветра. В качестве V в первом приближении примем $V_{\text{марш}} = 500$ км/ч. Если расход топлива в горизонтальном полете не превышает 30 % полетной массы самолета, то для приближенной оценки дальности и продолжительности полета можно использовать соотношения:

$$L_{\text{марш}} = \frac{m_{\text{т марш}}}{m_{\text{т марш}}} c_{\text{к}}^*$$

$$l_{\text{марш}} = \frac{m_{\text{т марш}}}{c_{\text{ч}}^*},$$

где $c_{\text{к}}^*$ и $c_{\text{ч}}^*$ – километровый и часовой расходы, соответствуют среднему значению полетной массы самолета.

Если выделить 4000 кг топлива на г.п. на участке марша и принять $C_{\text{чТР}}=700$ км/ч, то дальность полета $L_{\text{марш}}=1429$ км, продолжительность $t_{\text{марш}}=0,5$ ч.

При этом на участке марша приближенно можно считать, что $G_{\text{полетное}}=G_0$, ввиду малого расхода топлива за полет. На участке марша достаточно 4 т топлива.

Как видно из расчетов, $L_{\text{марш}}$ соответствует дальности по ТТЗ. По нашему подходу, топлива на борту может быть ~ 30 т – на работу подъемного двигателя, на режим висения, на выполнение различных маневров.

Определение полетного веса аппарата и отдельных его частей

На начальном этапе проектирования весовой баланс может быть определен только приближенно. Полетный вес G состоит из веса полной нагрузки $G_{\text{н}}$ и веса пустого аппарата. Вес полной нагрузки $G_{\text{н}}$ состоит из веса топлива $G_{\text{т}}$ со смазочными материалами и веса полезной нагрузки $G_{\text{п.н.}}$. Для грузового ДЛА с максимальным 30 % запасом топлива, который может варьироваться от полета к полету с тем, чтобы увеличить вес перевозимого груза, можно объединить в одну полезную нагрузку и предусмотреть возможность изменения соотношения $G_{\text{п.н.}}$ и $G_{\text{т}}$ конструктивно.

Вес пустого аппарата состоит из:

- веса несущей конструкции;
- веса СУ (двигателя ТРД, турбины турбовентилятора, несущего винта, системы топливоподачи и др.);
- веса оборудования и системы управления.

В первом приближении взлетный вес аппарата можно определить по весу его полетной или полезной нагрузки, задаваясь согласно статистике СВВП коэффициентом весовой отдачи. Коэффициент технической весовой отдачи $K_{\text{т}}$ определяется как:

$$K_{\text{т}} = (G_{\text{п.н.}} + G_{\text{т}}) / G_0 \cdot 100 \%,$$

где G_0 – взлетный вес аппарата.

По данным статистики K_t у фюзеляжных (не ДЛА) СВВП составляет $\sim 28\text{--}38\%$. Так как у ДЛА отсутствуют части аппарата, которые есть у обычных СВВП, поэтому ориентировочно зададимся для ДЛА коэффициентом $K_t = 20\text{--}22\%$.

Ранее было принято $G_0 = 100$ т. Отсюда вес пустого аппарата

$$G_{\text{пустого}} = 20\text{--}22 \text{ т.}$$

По условиям ТТЗ $G_{\text{п.н.}} = 50$ т, тогда вес топлива $28\text{--}30$ т.

Геометрические размеры аппарата

По статистическим данным построенных образцов СВВП для подъемных вентиляторов удельная нагрузка на винт изменяется в пределах $1000\text{--}2500$ кг/м². По тем же данным удельная нагрузка на единицу площади крыла $P_{\text{кр}}$ с двигателями ТРД изменяется в пределах $400\text{--}550$ кг/м². Если принять $P_{\text{кр}} = 500$ кг/м² при взлетном весе $G_0 = 100$ т, то можно вычислить потребную площадь крыла $S_{\text{кр}} = 200$ м², размах крыла (диаметр диска) $l = 16$ м.

Взлет ДЛА. Определение потребной тяговооруженности

Движение ДЛА на взлете зависит от типа СУ. В рассматриваемом случае подъемный вентилятор расположен в центральном канале несущей конструкции, приводится во вращение турбиной, газы для работы которой поступают от маршевых двигателей по трубопроводам. В начале режима подъема мощность маршевых ТРД полностью отбирается на турбину вентилятора, разгон осуществляется за счет горизонтальной составляющей тяги, полученной от обдувки нижних лопаток струей воздуха, отбрасываемой вентилятором. По достижении необходимой скорости полета маршевые двигатели переключают на прямую тягу (т.е. турбовентилятор выключается), и дальнейший полет ДЛА осуществляется как обычный реактивный самолет. Следует заметить, что обдувка крыла винтом вентилятора значительно повышает подъемную силу на взлете.

Возможна другая технология взлета. Подъем с помощью подъемного двигателя до высоты, допустим, 25 м, висение на этой высоте, затем разгон на постоянной высоте с помощью маршевых двигателей при поддержке подъемным вентилятором до того момента, когда крыло будет в состоянии создавать подъемную силу необходимой величины. Затем переход в набор до высоты марша.

Максимальные значения потребной тяговооруженности определяются режимом вертикального подъема и режимом разгона при переходе от вертикального подъема к горизонтальному полету. На режиме вертикального подъема потребуются тяговооруженность в первом приближении

$$ТВ_{\text{подъем}} = 1 + \frac{1}{g} \cdot \frac{dV_y}{dt} + c,$$

где $\frac{dV_y}{dt}$ – величина потребного вертикального ускорения, c – коэффициент, учитывающий потери из-за влияния земли как экрана и потери в воздухозаборниках ($c = \frac{P_{\text{потерь}}}{G_0}$).

На режиме висения у земли $ТВ_{\text{висения}} > 1 + c$, небольшие значения вертикальной скорости V_y при вертикальном наборе высоты позволяют пренебречь сопротивлением воздуха – вертикального потока.

Если взять за основу высоту вертикального взлета 25, то для ее достижения за 7 – 10 с потребная тяговооруженность составит $ТВ_{\text{подъем}} = 1,05\text{--}1,1$ при отсутствии потерь и для стандартных атмосферных условий. Как было показано ранее, именно такая тяговооруженность при $G_{\text{взл}} = 100$ т может быть обеспечена работой на взлетном режиме двух маршевых двигателей с максимальной тягой по 18 т через турбовентилятор.

Сводка технических характеристик грузового транспортного ДЛА

Дальность	~ 1500 км.
Маршевая скорость	~ 500 км/ч.
Высота полета	~ 7 км.

Силовая установка: два маршевых двигателя ТРД с максимальной располагаемой тягой каждый по ~18 т (при $H = 0$) и подъемный турбовентилятор.

Взлетный вес	– 100 т.
Потребная маршевая тяговооруженность	– 0,043.
Потребная подъемная тяговооруженность	~1,1–1,2.
Полная нагрузка	– 75–80 т.
полезная нагрузка	– 50 т;
вес топлива	– 25–30 т.
Потребная масса топлива на участке марша	~ 4 т.
Нагрузка на крыло	– 500 кг/м ² .
Размах крыла (диаметр диска)	– 16 м.
Площадь крыла	– 200 м ² .

О маневренном ДЛА

Рассматривался маневренный ДЛА с двумя поворотными маршевыми ТРД и подъемным турбовентилятором.

Поворот вектора тяги маршевых двигателей осуществляется в плоскости крыла с помощью специального устройства, что и обеспечивает высокую маневренность в горизонтальной плоскости.

Назначение такого ДЛА – аварийно-спасательные работы, пожаротушение, дозаправка транспортных самолетов в воздухе и другие ситуации, где требуется большая грузоподъемность и высокая маневренность.

Составлена система уравнений движения ДЛА и программа в среде «Mathcad».

Ставилась задача исследовать особенности стандартных установившихся и переходных режимов полета ДЛА, а также некоторые специальные маневры.

Рассматриваемый ДЛА имеет широкие возможности использования различных технологий полета и средств управления для обеспечения одних и тех же траекторий и решения одинаковых задач. Эти технологии различаются потребными энергозатратами и другими характеристиками, например, сложностью пилотирования.

В горизонтальной плоскости были промоделированы развороты на 90° , 180° , виражи, спирали на постоянной высоте и с изменением скорости и высоты с использованием различных средств: крена, поворотов тяги ТРД, тяги подъемного двигателя и их комбинаций. Показано, что ДЛА имеет возможность резкого ухода вбок с траектории полета и быстрого изменения высоты. Ввиду высокого качества аппарата, которое объясняется отсутствием фюзеляжа, вертикального оперения и еще одной существенной составляющей аэродинамического сопротивления, большая часть маневров выполнялась с малым углом атаки.

Безфюзеляжный самолет вертикального взлета–посадки

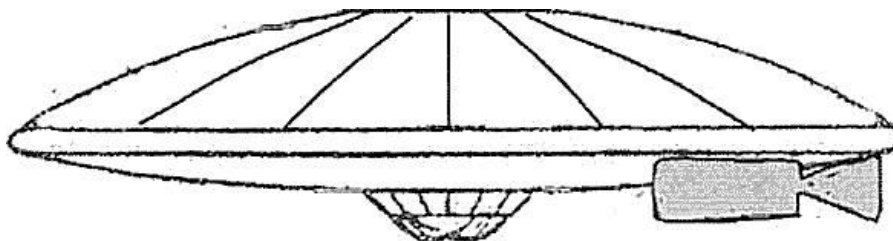


Рис. 1. Вид сбоку



Рис. 2. Вид сверху

Для грузового варианта ДЛА поворотное кольцо с кабиной не используется, т. е. кабина относительно крыла не разворачивается.

Библиографический список

1. Голубева А. И. Исследование динамики и управления маневром разворота в горизонтальной плоскости дискообразного летательного аппарата // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2014. №8(8). С. 49 – 52.

2. Голубева А. И. Исследование установившихся и переходных режимов полета маневренного безфюзеляжного самолета с изменяемым вектором тяги // В сб.: IX ОНПК «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». Т.1. СПб: БГТУ «Военмех», 2017. С. 239 – 242.

УДК 81.92.17

СИСТЕМЫ НЕМЕДЛЕННОГО ТУШЕНИЯ ВОЗГОРАНИЙ И ЛОКАЛИЗАЦИИ ВСПЫШЕК, ВЗРЫВОВ НА ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДАХ АВИАЦИОННЫХ И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ТАКЖЕ СТАРТОВЫХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ПОЛОС

В. Д. Захматов¹, М. В. Чернышов², А. Н. Ширшов³, А. В. Озеров⁴

¹Санкт-Петербургский университет государственной противопожарной службы МЧС России

²Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

³ООО «НПО «Краснознаменец», Санкт-Петербург;

⁴ООО «Зола», Санкт-Петербург.

До настоящего времени несмотря на большие затраты нет систем пожаротушения и локализации взрыва работающих эффективно на испытательных стендах авиационных и ракетных двигателях, а также на стартовых ракетных комплексах. Основной причиной является техническая и моральная устарелость традиционных гидравлических и пневматических систем пожаротушения. Дальнейшие из модернизации включая пневмоимпульсные системы, разработки Германии, IFEX-3000, США, TSIS; Россия – Игла, ГИРС и гидравлические системы высокого давления фирмы Интервент, Швеция.

Предлагается импульсная исполнительная подсистема автоматизированной Системы пожарозащиты стартового оборудования на стартовых площадках космических кораблей, а также быстродействующие системы пожаровзрывоподавления испытательных стендов с ракетными двигателями. Имеется опыт защиты испытательных стендов с реактивными и турбореактивными двигателями на Куйбышевском моторном заводе Николая Дмитриевича Кузнецова. В конце 1980-х гг. и начале 1990-х гг. были хорошо отработаны режимы тушения возгораний и взрывов, возникающих в нештатных режимах работы двигателей. Возгорания подавлялись до их перехода во взрыв, взрывы подавлялись в начальных стадиях. Это позволяло максимально достоверно установить причины аварий и сократить период проведения программы испытаний новых двигателей. Обосновывается целесообразность дополнительного оснащения существующих систем пожарозащиты (АСП) на испытательных стендах и стартовых комплексах – различной величины и мощности многоствольными модулями (ММ) залпового распыления.

Предлагается создать (параллельную) подсистему из нескольких ММ, расставленных в испытательном стенде или вокруг стартовой площадки на расстояниях от 50 до 200 м, исходя из соображений не нарушать работу стартового оборудования, не загромождать подъездных путей, обеспечить эффективную, наиболее быструю теплозащиту стартовых конструкций от мощных струй пламени стартовых ракетных двигателей.

Каждый залп создает газопорошковый вихрь дистанционно и масштабно сбивает пламя или газовойдыной шквал интенсивно охлаждающий объем пространства вокруг стартовых конструкций и их сложную поверхность. Серия последовательных залпов создает наиболее эффективное комбинированное тушение и светотеплозащиту. Это позволит обеспечить эффективную светотеплозащиту и продлить срок работы дорогих стартовых конструкций и оборудования и, как следствия: сократить период и стоимость предстартовой подготовки, увеличить количество стартов, снизить количество регулярно заменяемого оборудования и конструкций. Алгоритмы программ для порядка срабатывания линий и групп ММ составляются при изучении закономерностей горения на защищаемых объектах, динамики возможных вариантов развития пожара в зависимости от ряда факторов – технологических режимов; вариантов отключения магистральных сырьевых и энергетических линий, отдельных аппаратов, вентиляции и пр. Изучение путей возникновения и развития пожаров дифференцировано по различным защищаемым участкам позволит определить оптимальную тактику тушения – порядок срабатывания групп и отдельных ММ. Эффективность исполнительной подсистемы ММ определяется легкостью перенастройки алгоритма пожаротушения и корректировки управляющих программ в зависимости от изменения текущих параметров защищаемых объектов. Это особенно актуально при тушении поджогов, затрагивающих основные, технологические линии, изменения в режимах работы которых, связанные с пожаром и тушением необходимо быстро увязывать с состоянием объекта в целом.

Применение ММ впервые в практике работы автоматических систем тушения дает возможность получить соответствие временных масштабов совокупности процессов: развития поджога, обработки информации, принятия решений и эффективного их исполнения. Это означает возможность своевременного тушения при различных поджогах. Соответствие времен принятия решений, их выполнения, контроля и корректировки следующих воздействий – главное условие эффективного применения АСП. ММ стоят на одном качественном уровне с датчиками, аналоговыми и командными блоками современных АСП и поэтому впервые могут тушить поджоги и быстроразвивающиеся пожары. Универсальность АСП обеспечивается за счет различной компоновки ММ и типовых электронных блоков, взаимодействующих по единой функциональной схеме.

Надежность, быстродействие системы и уменьшение вероятности ложного срабатывания можно достигнуть в тоже время следующими путями: повышением устойчивости датчиков к помехам за счет структуры сети датчиков, их дублирования или введения подсистемы различающей помехи от возгораний; применения датчиков, работающих по логическим схемам, подтверждающим достоверность возникновения пожара; использования централизованного сбора

информации об изменении параметров состояния объекта и окружающей его среды. Быстродействие ММ компенсирует потери времени на анализ достоверности показаний сети датчиков.

Экономичность модернизации АСП достигается дешевизной ММ и их включением в уже существующую на объекте АСП или систему управления объектом, использованием стандартных узлов и устройств, простым обслуживанием, осуществлением пробных пусков без обработки защищаемого объекта ОА; обеспечением безопасной эвакуации персонала объекта из аварийных помещений и сохранностью материалов, оборудования при минимально необходимом вихревом тушении. Предлагаемая модернизация АСП по качеству превосходит другие возможные варианты, поэтому именно ММ перспективны для быстрого, усиления защиты особо важных объектов атомных электростанций, химических, нефтегазовых, военных предприятий и объектов.

Научная корректность и готовность к практическому внедрению предлагаемого проекта подтверждается результатами последних успешных, показательных испытаний системы ММ, расставленных полу кругом вокруг цели и сосредоточивших свои залпы по локальному, мощному пожару. Описано более убедительное испытание, корректно имитирующие вспышку при утечке ракетного топлива на стартовой позиции, или вспышку горящих активных химически материалов с последующим взрывом в порту г. Тяньцзин, Китай и ТНТ экв 500г. Имитирована аварийная вспышка путем объемной дефлаграции жидкого горючего с образованием вспышки со «временем жизни» 3сек и успешным ее тушением во втором эксперименте на 2-ой секунде существования огненного шара. впервые показана реальная возможность предотвращения катастрофической ситуации на различных стадиях ее развития – возникновение возгораний, быстроразвивающийся пожар, дефлаграционная вспышка – разрушительный взрыв в начальной стадии.

УДК 536.46: 539.3: 454.3

О ПРИРОДЕ БЫСТРОПРОТЕКАЮЩИХ ПРОЦЕССОВ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ ВОЛН В СПЛОШНЫХ СРЕДАХ

И. С. Зорин¹, Б. А. Зимин², Ю. В. Судьенков¹

¹*Санкт-Петербургский государственный университет,*

²*Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*

Представлены результаты исследования нестационарных процессов в задачах обобщенной термомеханики сплошных сред. Основные из них заключаются в обосновании стадийности процесса передачи и распространения тепловой энергии в сплошных средах, характеризующихся связностью упругих и термических свойств. Такие материалы находят широкое применение в аэро-, гидро-, термомеханике и современной технике и технологиях.

Введение. Исследования в областях изучения процессов формирования температуры, распространения тепловых потоков и передачи тепловой энергии в сплошных средах начались еще с трудов Ньютона, Эйнштейна, Фурье, Стокса, Рэлея и других [1, 2] ученых, и имеют продолжение в современной науке и технике.

Существует достаточно много актуальных моделей [3 – 5] процессов передачи тепла, которые обобщают формулы Фурье и устраняют противоречия классической теплопроводности и термоупругости сплошных сред. Однако быстропротекающие процессы исследованы недостаточно полно. Развитие современной техники, лазерных технологий дают новый экспериментальный материал о быстрых переходных процессах в сплошных средах.

Основным методом исследования служит асимптотический подход [6, 7] к моделированию быстропротекающих процессов в термоупругой сплошной среде. Актуальность такого метода определяется тем фактом, что численные методы и методы интегральных преобразований, даже при современном уровне вычислительной техники, не дают представления об особенностях стадий развития быстрых процессов, их качественного анализа.

Вывод и обоснование уравнений движения. Классический закон Фурье [1] распространения тепла описывается дифференциальным уравнением параболического типа:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \chi \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (1)$$

Здесь $\chi = \lambda / \rho c_v$, ρ – плотность материала среды, c_v – удельная теплоемкость при постоянном объеме, λ – коэффициент теплопроводности.

Уравнение (1) не учитывает динамику переноса тепла для быстропротекающих процессов, например, при аэродинамическом отрыве [8].

В этой связи вводится в рассмотрение обобщение [5] закона Фурье, содержащее время релаксации теплового потока:

$$\tau \frac{\partial q}{\partial t} + q = \lambda \nabla T \quad (2)$$

Здесь q – тепловой поток, τ – время релаксации теплового потока.

Совместное рассмотрение (2) и уравнения сохранения энергии

$$\rho c_v \frac{\partial T}{\partial t} + \text{div} q = 0 \quad (3)$$

приводит к гиперболическому уравнению распространения тепла:

$$\chi \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \tau \frac{\partial^2 T}{\partial t^2} + \frac{\partial T}{\partial t} \quad (4)$$

Приведем, в качестве обоснования, другой вывод уравнения (4). Именно, применим принцип Гамильтона-Остроградского [3]. Тогда

$$\delta \iint \mathcal{L}(T, t, \frac{\partial T}{\partial t}, \frac{\partial T}{\partial x}) dx dt = 0 \quad (5)$$

Лагранжиан (5) выбирается в форме:

$$\mathcal{L}(T, t, \frac{\partial T}{\partial t}, \frac{\partial T}{\partial x}) = \left[\frac{\rho c_v \tau}{2} \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right)^2 - \frac{\lambda}{2} \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)^2 \right] \exp(t/\tau) \quad (6)$$

Уравнение Эйлера-Лагранжа для (6) можно представить в виде:

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial T} - \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \frac{\partial T}{\partial t}} \right) - \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \frac{\partial T}{\partial x}} \right) = 0 \quad (7)$$

Уравнение (7), очевидно, приводит к полученному выше уравнению (4).

Многомасштабные автомодельные решения. Асимптотические представления.

1) Малые времена.

Рассматриваются частные решения уравнения (4), описывающие процессы возникновения и затухания тепловых волн в сплошной среде. Заменой координат

$$t' = \frac{t}{\tau}, \quad x' = \frac{x}{\sqrt{\chi \tau}} \quad (8)$$

уравнение (4) преобразуется к виду:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x'^2} = \frac{\partial^2 T}{\partial t'^2} + \frac{\partial T}{\partial t'} \quad (9)$$

Для построения автомодельных решений уравнения (9) проводится замена [9]

$$t = \tau, \quad \xi = \frac{x^n}{\tau}, \quad T = \tau^m f(\xi, \tau) \quad (10)$$

Тогда уравнение (9) принимает вид:

$$\left[\xi^2 - n^2 (\tau \xi)^{\frac{2n-2}{n}} \right] \frac{\partial^2 f}{\partial \xi^2} + \left[2(1-m) - \tau - (n-1)(n\tau)^{\frac{2n-2}{n}} \xi^{-\frac{2}{n}} \right] \xi \frac{\partial f}{\partial \xi} + [m(m-1) + m\tau] f - \tau \left[2\xi \frac{\partial^2 f}{\partial \tau \partial \xi} - (2m + \tau) \frac{\partial f}{\partial \tau} \right] + \tau^2 \frac{\partial^2 f}{\partial \xi^2} = 0 \quad (11)$$

Для исследования волнового процесса в (11) следует положить $n = 1, m = -1$, в результате

$$[\xi^2 - 1] \frac{\partial^2 f}{\partial \xi^2} + [4 - \tau] \xi \frac{\partial f}{\partial \xi} + [2 - \tau] f - \tau \left[2\xi \frac{\partial^2 f}{\partial \tau \partial \xi} + (2m + \tau) \frac{\partial f}{\partial \tau} \right] + \tau^2 \frac{\partial^2 f}{\partial \xi^2} \quad (12)$$

Представление решений такого уравнения отыскиваются в виде асимптотического ряда

$$f(\xi, \tau) \sim f_0(\xi) + \tau f_1(\xi) + \tau^2 f_2(\xi) + \dots \quad (13)$$

Сохраняя в (13) первые два слагаемых, приходим к рекуррентной системе уравнений

$$\begin{aligned} (\xi^2 - 1)f_0'' + 4\xi f_0' + 2f_0 &= 0 \\ (\xi^2 - 1)f_1'' + 2\xi f_1' - f_0 - 2\xi f_0' &= 0 \end{aligned} \quad (14)$$

Решение этой системы представляется в виде:

$$f_0 = \frac{2}{\xi^2 - 1}, \quad f_1 = -\frac{1}{\xi^2 - 1} \quad (15)$$

Значит, решение уравнения (9) принимает вид

$$T_0 = \frac{f_0}{\tau} = \frac{2t}{x^2 - t^2} \quad (16)$$

и является решением волнового уравнения

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{\partial^2 T}{\partial t^2} \quad (17)$$

Последнее описывает начальный процесс распространения тепловой волны, его решение в следующем приближении имеет вид:

$$T_1 = \frac{(f_0 + \tau f_1)}{\tau} = \frac{2t - t^2}{x^2 - t^2} \quad (18)$$

Тем самым, из условия $\frac{\partial T}{\partial t} = 0$ вытекает равенство $x_{max} = t / \sqrt{t - 1}$, которое показывает, что линия максимальной температуры возникает при $t > \tau$, то есть времен, превышающих время релаксации теплового потока.

2) Большие времена.

При больших временах ($t \gg \tau$) представления пункта 1 перестают быть справедливыми, поскольку равномерного асимптотического разложения не существует. Поэтому примем в (10)

$$m = -\frac{1}{2}, \quad n = 2$$

Тогда формула (9) примет вид:

$$\left[\xi^2 \frac{1}{\tau} - 4\xi \right] \frac{\partial^2 f}{\partial \xi^2} + \left[3 \frac{1}{\tau} - 1 \right] \xi \frac{\partial f}{\partial \xi} + \left[\frac{3}{4\tau} - \frac{1}{2} \right] f - 2\xi \frac{\partial^2 f}{\partial \tau \partial \xi} + (\tau - 1) \frac{\partial f}{\partial \tau} + \tau \frac{\partial^2 f}{\partial \xi^2} = 0 \quad (19)$$

Представляем решение в виде асимптотического ряда по обратным степеням τ .

Для f_0 и f_1 находим:

$$f_0 = \exp\left(-\frac{\xi}{4}\right), \quad f_1 = \left(\frac{3}{8} - \frac{1}{16} \xi^2\right) \exp\left(-\frac{\xi}{4}\right) \quad (20)$$

Для нулевого приближения получаем

$$T_0 = \frac{\exp\left(-\frac{x^2}{4t}\right)}{\sqrt{t}} \quad (21)$$

А это – решение параболического уравнения (1). Линия максимальной температуры определяется из (16) и выражается формулой $x = \sqrt{2t}$.

Для следующего приближения имеем:

$$T_1 = \frac{1}{\sqrt{t}} \left(1 + \frac{3}{8} t^{-2} x^2 - \frac{1}{16} x^4 t^{-3} \right) \exp\left(-\frac{x^2}{4t}\right) \quad (22)$$

Линия для определения линии максимальной температуры выражается теперь формулой:

$$x \cong \frac{t\sqrt{8}}{\sqrt{4t-15}} \quad (23)$$

Заключение. В работе показано, что применение вариационного принципа Гамильтона-Остроградского позволяет вывести дифференциальное уравнение гиперболического типа в задаче о распространении тепла в сплошных средах. Асимптотический анализ этого уравнения показывает, что последнее описывает тепловую волну, которая возникает и распространяется для времен, меньших времени релаксации теплового потока τ .

При этом амплитуда волны возрастает от начала процесса, достигает максимума, а затем убывает, формируя при $t \rightarrow \infty$ температуру в сплошной среде и начальное условие для температурной задачи. Затухающая акустическая ветвь согласуется со спектром классической задачи температуропроводности.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФ № 15-19-00-182.

Библиографический список

1. Maxwell J. C. On the dynamical theory of gases.// Philos. Trans. R.Soc. London. 157. 49 (1867).
2. Стрелт Дж. В. Теория звука. Т.1. М. ГИТТЛ, 1955.
3. Cattaneo C. Sur une forme de l'equation de la chaleur eliminant le paradoxe d'une propagation instantanee // Comptes Rendus Acad. Sci. Paris. 1958. Vol. 247. P. 431 – 433.
4. Vernotte P. Les paradoxes de la theorie continue de l'equation de la chaleur // Comptes Rendus Acad. Sci. Paris. 1958. Vol. 246. P. 3154 – 3155.
5. Лыков А. В. Теория теплопроводности. М. Высшая школа, 1967.
6. Ильин А. М. Согласование асимптотических разложений решений краевых задач. М.: Наука, 1989.
7. Nayfeh A., Nemat-Nasser S. Thermoelastic waves in solids with thermal relaxation.//Acta Mechanica 12, 1971, p. 53 – 69.
8. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Гидродинамика. М.: Физматлит. 2015.
9. Бубнов В. Л. О тепловых волнах // ТВТ. 1987. т. 20. № 5. С. 912 – 915.

УДК 520.6

СОВРЕМЕННЫЕ ЗВЕЗДНЫЕ ДАТЧИКИ

А. В. Кададова

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

Раннее поколение звездных датчиков (ЗД), работало только по нескольким ярким звездам с уже известным положениями. Подобные датчики, имели систему наведения на яркий объект и систему удержания направления на захваченный объект. Раннее поколение звездных датчиков (ЗД), работало только по нескольким ярким звездам с уже известным положениями. Подобные датчики, имели систему наведения на яркий объект и систему удержания направления на захваченный объект.

Позже ЗД появились на борту космических аппаратов (КА). Например, применялись на корабле «Восток» для выравнивания КА вдоль орбиты. Информация, поступающая от большинства ЗД этого поколения, обрабатывалась не на борту КА, а передавалась на землю вместе с общей телеметрией. Расчет ориентации осуществлялся на земле и позже сообщался на КА.

Современные ЗД, определяющие местонахождение КА сравнивая фото наблюдаемого участка звездного неба с хранящимся в памяти бортового компьютера звездным каталогом, начали применяться в конце 1980-х гг. Этот этап наступил с появлением матричных приемников излучения: ПЗС (*сокр.* от «прибор с зарядовой связью») и КМОП (*сокр.* от «комплементарные металл-оксидные полупроводники») матриц. Основное отличие современных ЗД в том, что они не нуждаются в предварительном построении ориентации другими приборами и способны определить положение аппарата вне зависимости от участка неба, в которое их направят.

Современный ЗД работает следующим образом: оптическая система при помощи объектива ЗД создает фото участка звездного неба на ПЗС-приемнике, расположенном в фокальной плоскости. В течение некоторого времени приемник накапливает получаемое излучение, а

после передает изображение для анализа затем бортовая система управления КА должна следующий алгоритм:

- 1) проанализировать фото: найти звезды на полученном изображении;
- 2) провести оценку координат центров и блеск найденных звезд на ПЗС-матрице;
- 3) соотнести найденные звезды из поля зрения ЗД со звездами из бортового каталога с учетом помех;
- 4) определить углы ориентации ЗД и оценить их погрешности;
- 5) спрогнозировать вход и выход звезд из поля зрения ЗД.

После выполнения данного алгоритма вычисляется ориентация ЗД по трем осям, в итоге получается определенная относительная инерциальная система координат, связанная со звездами. Количество нужных вычислений зависит от предварительной информации об ориентации ЗД. Наибольшие вычисления требуются вначале работы или при потере ориентации. Если ориентация ЗД в пространстве приблизительно известна из предыдущих измерений, то чем точнее эта информация, тем быстрее определяется новая ориентация ЗД, такая процедура называется «уточнение ориентации».

Поиск звезд и отождествление их с базой данных каталога является самой сложной частью алгоритма, так как в каталог не включаются двойные и переменные звезды, помимо этого в поле зрения ЗД должно попадать достаточное количество звезд соответствующих звездам из каталога; увеличение объема бортового каталога не приведет к увеличению точности и замедлит процесс обработки данных, потребует больших ресурсов, из-за того, что в поле зрения могут присутствовать разного рода помехи: изображения звезд, не входящих в каталог, любой комический мусор вблизи объектива, например, пылинки, искусственные спутники Земли, а также вспыхивающие звезды, гамма-всплески или космические лучи, попадающие на матрицу фотоприемника, поэтому ЗД должен уметь учитывать наличие возможных подобных неполадок.

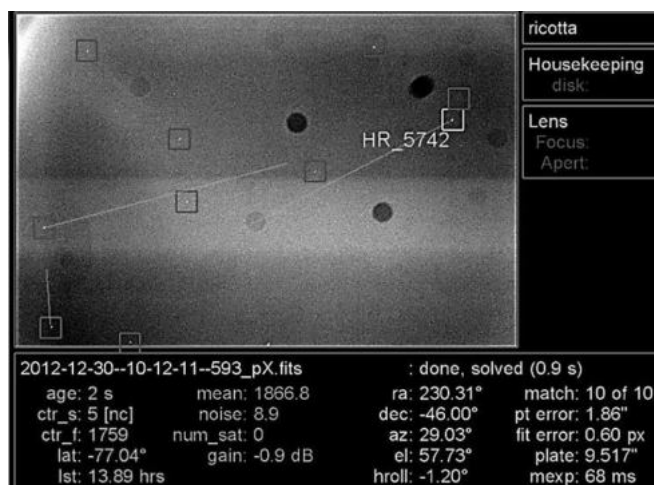


Рис.1 Пример работы датчика

Другая проблема это «смаз» изображения, ситуация, возникающая при больших угловых скоростях. «Смаз» сильно затрудняет поиск звезд, но бороться с ним можно, увеличив время накопления излучения на фотоприемной матрице. Однако увеличение времени ведет за собой уменьшение чувствительности ЗД и снижает вероятности распознавания достаточного количества звезд для определения положения.

На рис. 1 можно увидеть пример работы датчика: по определению взаимного положению звезд исходя из данных каталога и расчет направление взгляда, конструкция ЗД приведена на рис. 2 и рис. 3, фото современных ЗД – на рис. 4.

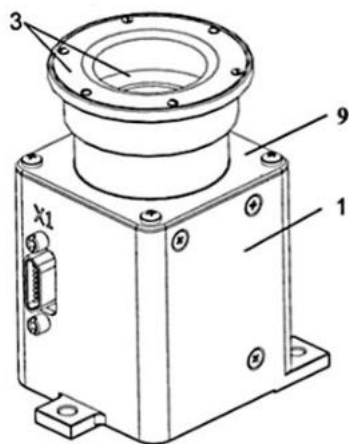


Рис. 2. Общий вид звездного датчика

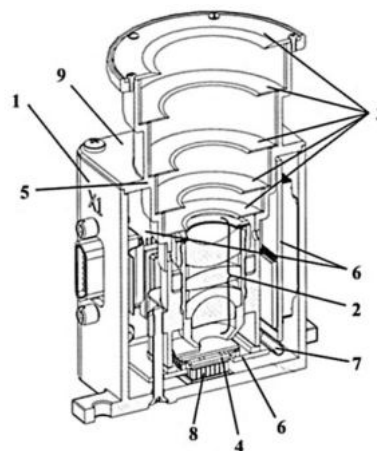


Рис. 3. Разрез звездного датчика

1 – корпус; 2 – оптическая система (объектив); 3 – бленда; 4 – матричный приемник излучения; 5 – центральный модуль; 6 – электронная единая плата; 7 – гибкие участки электронной единой платы; 8 – термоэлектрический охладитель Пельтье; 9 – пластина, выполняющая функцию крышки корпуса



Рис. 4. Фотографии современных ЗД

В наше время в мире существует более десяти производителей ЗД, выпускающих свыше 30 различных приборов, среди которых можно отметить:

- ИКИ РАН (Россия);
- ОАО «НПП» Геофизика-Космос» (Россия);
- МОКБ «Марс» (Россия);
- SODERN (Франция);
- Jena-Optronik (Германия);
- Galileo Avionica (Италия);
- Ball Aerospace (США);
- Goodrich (США);
- Terma (Дания, Германия, США, Сингапур, Нидерланды).

Основные требования, которые предъявляются к современным ЗД:

- 1) Высокая точность определения положения от 0.1 до 0.01";
- 2) Высокоскоростной анализ данных от 10 до 100 мс;

3) Определение координат при скоростях вращения от 15 до 30°/с

Итог: на данный момент мы имеем высокоточные ЗД, не нуждающиеся в других датчиках ориентирования, способные работать на любых орбитах, но имеющие высокую цену, большую чувствительность к помехам и зависимость от скорости вращения КА.

Библиографический список

1. Терехов Филипп. Как не заблудиться в космосе. 2015. [Электронный ресурс]. URL: <https://habr.com/post/365759/> (дата обращения 29.10.2018)

2. Дятлов С. А., Бессонов Р. В. Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов // В сб. трудов ВНТК «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса: ИКИ РАН, 2008. С. 11 – 32.

3. Абубекеров М. К., Прохоров М. Е., Захаров А. И., Стекольников О. Ю. Патент РФ №2577558, 2016.

4. Прохоров М. Е. Современные датчики звездной ориентации. Е.: Изд-во Уральского университета, 2009.

УДК 620.1.08

ОЦЕНКА И СНИЖЕНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ТИТАНОВОМ СПЛАВЕ VT23

М. С. Калугина, Г. А. Воробьева, З. Н. Расулов, Е. Ю. Ремшев

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

Известно, что холоднотянутая проволока, листовой прокат поступает к производителям пружин в крайне напряженном состоянии. Установлено, что абсолютные значения остаточных напряжений первого рода могут быть соизмеримы с величинами пределов текучести. К такому же выводу можно прийти и на основании фактов возникновения значительных остаточных деформаций или осадок пружин при относительно малых расчетных напряжениях. Несмотря на неоспоримую связь служебных показателей изделий из проволоки с их исходными напряженными состояниями, последнее, тем не менее, не только не регламентируются, но и не контролируются ни на одном из этапов производства. Одному из источников возникновения остаточных напряжений, а именно операции заневоливания пружин, было уделено не малое внимание. Названному же условию удовлетворяют только пружины из закаливаемых марок сталей, у которых, благодаря нагреву при высоких температурах после операции волочения и навивки, остаточные напряжения от предшествующих операций устраняются. Что же касается пружин из нагартованной проволоки, то на них нельзя распространять теории заневоливания без учета напряжений от операций предшествующей обработки [1 – 3].

На основании ряда соображений в принципе можно было предлагать, что угловые искажения в расположениях витков при операциях нагрева связаны с фазовыми или диффузионными процессами, сопровождающимися неравными изменениями объемов в разных сечениях витка. Так, например, если бы существовало какое-либо внутреннее превращение, при котором увеличение объема в растянутых волокнах витка совершалось в большей степени, чем в сжатых, то было бы вполне возможным объяснить дополнительный изгиб витков за счет указанных различий. Однако, подобные процессы маловероятны, учитывая, во-первых, что закручивание в заметной степени протекает при низкой температуре (150 °С) и, во-вторых, как показали предварительные опыты автора [1], закручивание совершается за очень короткий промежуток времени. Полученные результаты косвенно указывали на связь закручивания с остаточными

напряжениями от навивки и, следовательно, дальнейшая задача сводилась к экспериментальному изучению специфики распределения остаточных напряжений первого рода. Различие пределов текучести при растяжении, сжатии лежит в основе, как необычного распределения остаточных напряжений, так и в основе необычных изменений форм изделий из нагартованной проволоки в процессе нагрева. Следует обратить внимание на ряд обстоятельств, имеющих, по-видимому, прямое отношение к проблеме прочности. В данном случае речь идет о том, что при расчетах на прочность и в том числе при расчетах на повышения несущей способности пружин методом заневоливания [1 – 3], напряженность оценивается по состоянию в поверхностных слоях. При этом считается, что поскольку прилагаемые упругие напряжения от нагрузки в процессе работы распределяются по линейному закону и они максимальны на поверхности, то ответственными за устойчивость являются наружные слои металла.

Одной из важнейших задач исследования прочностных свойств металлов и сплавов является измерение распределения механических (в том числе технологических остаточных) напряжений σ по толщине h поверхностного слоя изделия. Классическим методом изучения эпюр σ (h) признан разрушающий метод на образцах, вырезаемых из исследуемого изделия, подвергнутого различным физико-механическим воздействиям, а по измеренной деформации образцов при удалении напряженных слоев судят о механических напряжениях в них. Одним из неразрушающих способов определения механических напряжений в изделиях из металлов и сплавов является электромагнитный контактный способ, основанный на использовании фундаментальной связи между электрическими и механическими свойствами металлических проводников и явления скин-эффекта в них. Известна связь величины удельной электрической проводимости с величиной механических напряжений, которым он (металл) подвергался. В электронной теории металлов [4] показано, что удельная электрическая проводимость γ определяется формулой:

$$\gamma = \frac{e^2 E n_0}{m k T V_T N_0 \pi} \cdot d, \quad (1)$$

где e – заряд электрона, m – масса покоя электрона, n_0 – число электронов проводимости в единице объема, E – модуль упругости, k (в данном выражении) – постоянная Больцмана, T – абсолютная температура, V_T – скорость теплового движения электронов, N_0 – число атомов в единице объема, d – период кристаллической решетки. Известна связь удельной электрической проводимости γ с удельным электрическим сопротивлением $\rho = 1/\gamma$.

При отсутствии механических напряжений металл имеет номинальное значение периода решетки d_0 и соответствующее номинальное значение удельной электрической проводимости γ_0 . Под действием механических напряжений $\Delta\sigma$ имеет место изменение периода решетки металла Δd . В зоне упругих деформаций это изменение можно считать пропорциональным механическому напряжению и, в соответствии с (1), изменения электропроводности $\Delta\gamma$ также пропорциональны механическим напряжениям $\Delta\sigma$:

$$\Delta\gamma = P_\sigma \cdot \Delta\sigma, \quad (2)$$

где P_σ – экспериментально определяемый коэффициент, характеризующий свойства материала.

Таким образом, измеряя электрические свойства проводящих изделий, можно определять механические напряжения в них. При этом необходимо измерять распределение электрических параметров и механических напряжений по глубине изделий.

Для измерения распределения удельного сопротивления по глубине используем известное явление скин-эффекта [5], при котором высокочастотные токи сосредотачиваются у той поверхности проводника, которая является ближайшей к источникам поля, вызывающим появление токов. На основании известного (там же) решения системы уравнений Максвелла для проводящего полупространства плотность тока i в таком проводнике определяется выражениями

$$i/i_0 = e^{-(1+j)\frac{x}{h}}, \quad (3)$$

$$h = \frac{1}{\sqrt{\pi f \mu \gamma}}, \quad (4)$$

где i_0 – плотность тока на поверхности полупространства (при $x = 0$), f – частота тока, μ – магнитная проницаемость материала, γ – удельная электропроводность материала.

В соответствии с выражением (3) величина плотности тока экспоненциально уменьшается с увеличением глубины x , а h / формула (4) / представляет значение глубины, на которой плотность тока падает в «е» раз по сравнению со значением i_0 на поверхности. По определению h – глубина проникновения поля (тока) в проводник, т.е. толщина поверхностного слоя, в котором распространяется основная часть поля (тока).

Использование явления скин-эффекта позволяет послойно исследовать проводящее изделие путем подачи в него электромагнитного поля различной частоты и измерения сигнала-отклика, параметры которого связаны с изменением напряженного состояния изделия. В соответствии с выражением (4) уменьшение частоты посылаемого в изделие переменного тока позволяет увеличивать толщину исследуемого слоя. Выбором полосы рабочих частот можно обеспечить требуемый диапазон исследования по глубине изделия.

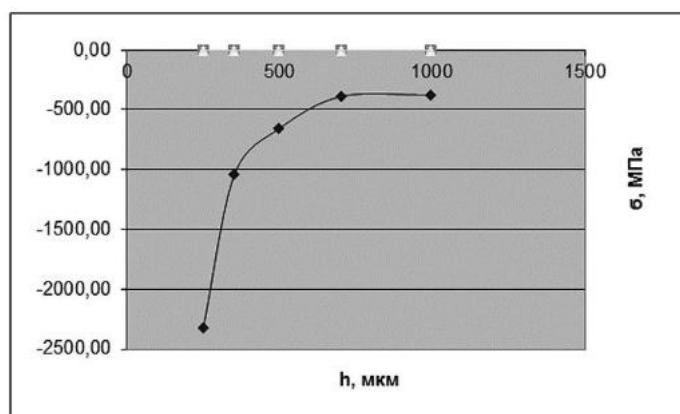
Исследовали образцы из сплава ВТ23 устройством, в основу которого положен принцип скин-эффекта (Резикон). Образцы титанового сплава, используемого в пружинном производстве подвергали обработке: азотермоакустической и фторорганической наноконпазией [6 – 8]. После чего производили измерения на приборе «Резикон» (ЦКП «Центр исследования материалов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова).

Таблица 1
Результаты измерения остаточных напряжений на приборе «Резикон»

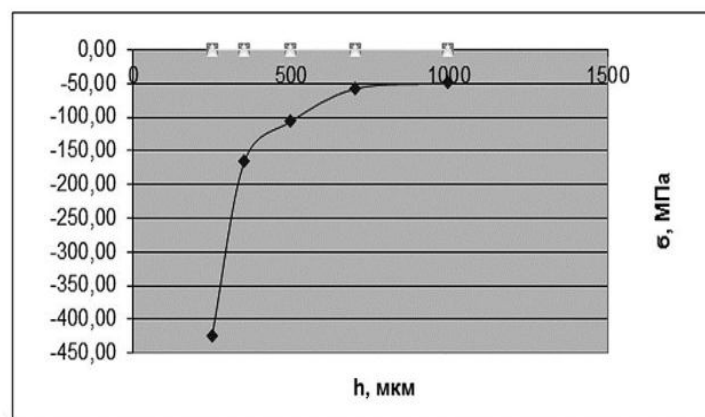
Тип образца	Глубина измерения остаточных напряжений, мкм	Величина остаточных напряжений, МПа
ВТ23 исходное состояние №1	249	-2328
	352	-1040
	497	-657
	703	-386
	994	-376
ВТ23 закалка	249	-1977
	352	-951
	497	-584
	703	-346
	994	-345
ВТ23 комбинированная обработка АТАО образец №1	249	-424
	352	-164
	497	-106
	703	-57
	994	-49
ВТ23 комбинированная обработка АТАО №2	249	-228,71
	352	-80,00
	497	-51,75
	703	-25,62
	994	-16,66

Таблица 1 (окончание)

ВТ23 покрытие ФТОР-ПАВ образец №2	249	-2005,36
	352	-944,85
	497	-608,54
	703	-358,23
	994	-348,19
ВТ23 покрытие ФТОР-ПАВ образец №3	249	-1728,10
	352	-830,19
	497	-515,50
	703	-304,94
	994	-297,74



а)



б)

Рис. 1. Результаты измерения остаточных напряжений на приборе «Резикон»: а) ВТ23 в исходном состоянии; б) ВТ23 после аэротермоакустической обработки

Результаты механических испытаний образцов из сплава ВТ23 и измерения остаточных напряжений после обработок по указанным в таблице режимам приведены в таблице 2.

Таблица 2

Результаты механических испытаний образцов из сплава ВТ23 измерения остаточных напряжений после обработок по указанным в таблице режимам

Вид обработки сплава	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_B , МПа	δ , %	$\sigma_{ост}$. МПа на расстоянии от поверхности	
				~200мкм	~1000мкм
1. Исходный	572	957	10,3	-2400	-300
2-1 ФТОР-ПАВ . Покрытие	756	929	10,44		
2-2 ФТОР-ПАВ Покрытие	707	906	11,04		
	731	917	10,7	-1700(-2005)	-300(-358)
3-1 АТАО	743	978	10,6		
3-2 АТАО	717	985	13,1		
	730	982	11,9	-425(-230)	-50(-18)

Выводы

1. Нанесение ФТОР-ПАВ покрытия и применение АТАО уменьшает величину остаточных напряжений в поверхностном слое сплава ВТ23. При этом наиболее значительный результат достигается при применении АТАО.

2. Применение ФТОР-ПАВ и АТАО технологий наряду с уменьшением остаточных напряжений позволяет увеличить как прочность, так и пластичность сплава ВТ23.

Библиографический список

1. Шалин В. Н. Остаточные напряжения в изделиях из нагартованных материалов. 1963..
2. *Buhler H., Altmeyer G. Draht*, № 3, 1959.
3. *Понамарев С. Д., Бидерман В. Л., Лихарев К. К., Макушин В. М., Малинин Н. Н., Феодосьев В. И.* Расчеты на прочность в машиностроении. I, II часть. М.: Машгиз, 1959.
4. *Берестецкий В. Б., Лившиц Е. М., Пятаевский Л. П.* Квантовая электродинамика // Теоретическая физика, в 10 томах, т. 4. М.: Наука. 1989.
5. *Тамм И. Е.* Основы теории электричества. М.: 1976. С. 408 – 415.
6. *Данилин Г. А., Титов А. В., Ремиев Е. Ю.* Исследование возможностей применения метода акустической эмиссии для контроля качества нагруженных деталей, изготовленных методами штамповки // Труды II ОМНТК «Молодежь. Техника. Космос», СПб: БГТУ «Военмех», 2010. С. 163 – 167.
7. *Данилин Г. А., Титов А. В., Ремиев Е. Ю.* Методика прогнозирования релаксационной стойкости тарельчатых пружин на основе излучения сигналов акустической эмиссии // Металлообработка. 2011. № 2. С. 17 – 21.
8. *Калугина М. С., Ремиев Е. Ю., Данилин Г. А. и др.* Комбинированный термоакустический способ модификации структуры титанового сплава // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 185 – 196.

УДК 623.1/7

ЯВЛЕНИЕ КАВИТАЦИИ В НАСОСАХ ТОПЛИВОЗАПРАВЩИКОВ И СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ АНТИКАВИТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ ПОВЕРХНОСТЕЙ НАСОСА

А. В. Кибкало, З. Р. Атауллин, А. А. Гомзин

*Научно-исследовательский институт (военно-системных исследований МТО ВС РФ)
Военной академии материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулёва*

Рассматривается актуальная проблема антикавитационной стойкости поверхности узлов центробежных насосов топливозаправщиков. В статье рассмотрены факторы кавитационной эрозии и способы борьбы с ней. Предложен способ снижения динамической нагрузки на поверхность рабочего колеса и корпуса насоса.

Основой для подготовки настоящей статьи является изучение функционирования различных машин и механизмов, а также причины изменения их характеристик под воздействием вредных факторов, таких как коррозия, вибрация, гидроабразивный износ, кавитация и др.

Изучение процессов, протекающих при работе двигателей внутреннего сгорания, гидронасосов, гребных винтов судов и других узлов позволило установить некоторые причины износа и разрушений втулок валов, блоков двигателей внутреннего сгорания, рабочих колес насосов и других деталей. Так установлено, что одной из характеристик, дающей представление о свойствах материала, является сопротивление разрушению, которое, в свою очередь, определяется соответствующим комплексом физико-механических, электрохимических свойств их поверхностей – рабочих зон.

Более детально в статье рассматривается явление кавитации в центробежных насосах технических средств службы горючего, а именно топливозаправщиков, находящихся на оснащении подразделений материально-технического обеспечения, и взгляды на снижение воздействия вредных факторов указанного явления.

Считается, что пионерами в борьбе с кавитационной эрозией являются судостроители, обнаружившие на сверхскоростных турболайнерах необычно сильное разрушение гребных винтов за короткий срок эксплуатации [1]. С тех пор исследователи кавитационной эрозии в течение длительного периода пытаются установить отдельные свойства или группы свойств материалов, объективно отражающих их склонность к сопротивлению кавитационной эрозии.

В настоящее время в Вооруженных Силах Российской Федерации на снабжении находится довольно большой ряд топливозаправщиков, которые предназначены для заправки различного вооружения, военной и специальной техники, в том числе летательных аппаратов различного функционального назначения (бомбардировочная, истребительная, военно-транспортная и т.д.) отфильтрованным авиационным топливом как в чистом виде, так и в смеси с противоводокристаллизационными жидкостями. Функционирование топливозаправщиков обеспечивается, в том числе, и работой топливных насосов различного конструктивного исполнения (например, лопастные). Среди лопастных выделяются центробежные насосы, которые имеют простую конструкцию и, благодаря этому, нашли самое широкое распространение не только в Вооруженных Силах, но и в экономическом комплексе страны. Наиболее распространенными являются насосы марок СВН и СЦЛ с различной производительностью. Принципиальная схема насоса представляет собой стальную или чугунную чашу, внутри которой помещается рабочее колесо, работоспособность которого отвечает за общий КПД насоса.

Конструктивная схема центробежного насоса приведена на рис. 1 [2].

Центробежные насосы относятся к гидравлическим машинам, предназначенным для перемещения жидкостей. В таких насосах механическая энергия приводного двигателя преобра-

зуется в потенциальную, кинетическую и тепловую энергию проходящего через них потока жидкости.

Наряду с широким спектром достоинств таких насосов они обладают и слабыми сторонами к которым, в частности, относится подверженность этих машин кавитации из-за чего возможна их поломка, влекущая за собой снижение коэффициента технической готовности воинского подразделения.

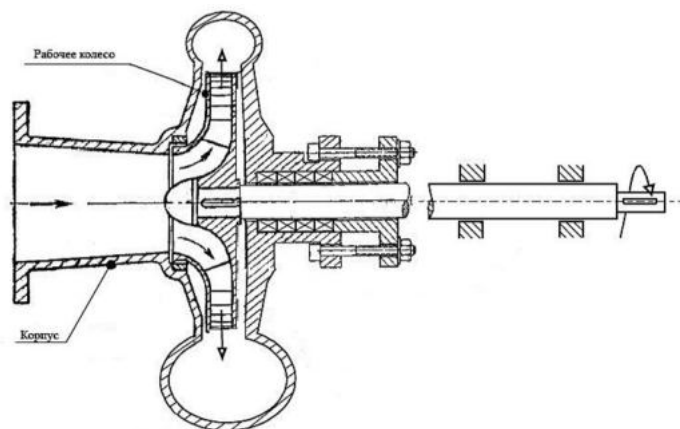


Рис. 1. Конструктивная схема центробежного насоса (осевой разрез)

В настоящее время явление кавитации достаточно изучено и под ним понимается физический процесс образования пузырьков пара в объеме жидкости с последующим разрывом пузырьков. В местах разрыва пузырьков происходят повышение температуры и точечные гидроудары, способствующие скачкам давления (иногда до 100 атмосфер), вследствие которых внутренние поверхности насоса подвержены воздействию сил с большими значениями.

С технической точки зрения температурными скачками в корпусе насоса можно пренебречь, что недопустимо в отношении изменения давления, так как именно перепады давления на входе насосов способствуют появлению кавитации. Главным фактором вредного воздействия кавитации на период эксплуатации насосов является старение материалов, вследствие чего, при очередном кавитационном режиме, может произойти локальное разрушение поверхностей тех элементов проточных частей машин, в которых локализируются зоны кавитации. Известно, что чугун, из которого изготовлен корпус насоса, особенно сильно подвержен кавитационному разрушению, а наиболее устойчивы в этом отношении насосы из нержавеющей стали и бронзы, однако из таких материалов корпуса насосов топливозаправщиков не изготавливаются.

Так как полное избавление от явлений кавитации не представляется возможным, то ее параметры закладываются в характеристики всасывающей способности насосов. Таким параметрам относятся кавитационный запас, критический кавитационный запас, допустимый кавитационный запас, допустимая высота всасывания. Графическая зависимость указанных выше параметров приведена на рис. 2, где η – общий КПД насоса, N – мощность насоса, n – частота оборотов ротора насоса, Q – производительность или подача насоса, $\Delta h_{\text{доп}}$ – допустимый кавитационный запас [2].

В машиностроительной отрасли последствия кавитации являются технической проблемой, требующей соответствующих технологических решений, способствующих увеличению срока службы машин и их узлов. В этих целях технологи и конструкторы широко используют различные приемы решения, однако нет единого научно-обоснованного подхода ее реализации [3 – 5].

На наш взгляд, в основу предложений, направленных на повышение прочности, надежности поверхностей насосов, подверженных воздействию вредных факторов кавитации может

закладываться применение специальных покрытий. Это подтверждается опытом судостроительных предприятий, которые для повышения ресурса своей продукции не тратят средства на создание дорогой объемной композиции с требуемыми свойствами, а лишь закладывают их в ограниченном объеме в рабочих поверхностных зонах. Такой подход экономически и технологически является целесообразным и при производстве перекачивающих насосов, устанавливаемых на технических средствах службы горючего, как дающий заметную экономию за счет сокращения времени вынужденного простоя технических средств из-за ремонта машин и механизмов по причине замены преждевременно изношенных деталей.

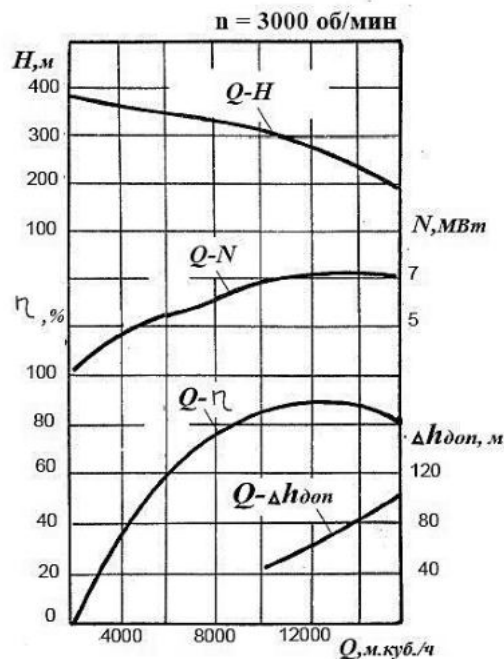


Рис. 2. Общий вид комплексной характеристики центробежных насосов

Известны и другие решения. Например, в нефтедобывающих компаниях проводят работы по восстановительному ремонту рабочих колес нефтедобывающих насосов, используемых на морских платформах. Работа заключается в восстановлении кавитационного повреждения, а также в нанесении по технологии лазерной наплавки функционального слоя для предотвращения кавитации. В качестве технологии создания функционального кавитационностойкого покрытия выбрано высокоскоростное напыление карбида вольфрама.

То есть технологи и конструкторы широко используют различные приемы решения этих проблем, а одним из первых попытку связать кавитационную стойкость материалов с их твердостью предпринял Г. Шредер, который считал, что между этими параметрами существует обратно пропорциональная связь.

Виды покрытий, влияющие на кавитационную стойкость поверхностей, приведены в таблице 1.

Основываясь на взглядах Г. Шредера [6] и с учетом анализа содержания таблицы 1 мы приходим к выводу, что для придания кавитационной стойкости поверхности рабочих колес и корпусов насосов топливозаправщиков технология гуммирования по своим характеристикам является наиболее приемлемой, так как обладает целым рядом достоинств, имеющих существенное значение для рассматриваемых в статье технических средств службы горючего.

Таблица 1
Виды и характеристики защитных покрытий

№	Технология нанесения защитных покрытий	Описание / этапы	Толщина покрытий	Характеристики/ достоинства	Недостатки
1	2	3	4	5	6
1	Геотермическое напыление	Наносятся металлы и металлокерамические материалы. 1. Расплавление наплавляемого материала. 2. Ускорение и напыление. 3. Полет напыляемых частиц в направлении к поверхности (подложки) 4. Бомбардировка поверхности и взаимодействие с поверхностью.	10-100 мкм	Высокая плотность и адгезия покрытий к поверхности, простота технологических операций напыления, относительно небольшая трудоемкость, высокая производительность нанесения покрытия.	Небольшая деформация изделий под влиянием напыления, образование микропор на поверхностях покрытия.
2	Лазерная наплавка	Напыление карбида вольфрама (оплавлением порошков в виде паст)	До 0,3 мм	Контролируемое малое проплавление; высокопрочное сцепление с основой; возможность работы с труднодоступными поверхностями и локальной обработки; быстрый нагрев и охлаждение наплавляемого материала; возможность обработки изделий с большими габаритами; минимальное смешивание наплавляемого и основного материала.	Высокая трудоемкость, низкий КПД, дорогостоящее оборудование и стоимость.

Таблица 1 (продолжение)

1	2	3	4	5	6
3	Нанесение керамического покрытия	<p>Применение очищающего раствора, керамической шпаклевки.</p> <p>Производится обработка голубой керамикой толщиной в 30 мм около 4 часов.</p> <p>1. Пескоструйная обработка.</p> <p>2. Обработка специальным очищающим раствором.</p> <p>3. Нанесение керамической шпаклевки.</p>	<p>I слой - 1.7 мм.</p> <p>II слой - 1.65 мм.</p>	Хорошая адгезия покрытия, защита от кавитационного износа, абразивного износа, химической атаки, термостойкость	Высокая стойкость, небольшой срок службы. Изменение размеров детали по всей площади. Опасность разрушения при динамическом воздействии.
4	Диффузионное хромирование	<p>Насыщение поверхностных слоев изделия хромом при высоких температурах в порошковых смесях, в газовой атмосфере, в расплавах, в парах хрома.</p>	0.1-0.3 мм	Повышение работоспособности рабочего колеса	Высокие коррозионные свойства поверхности проявляются только при высоком качестве покрытия. У хромированных сталей снижается пластичность при испытаниях при высоких температурах.
5	Гуммирование	<p>Резиновое и эбонитовое покрытие.</p> <p>1. Проводят работы по закруглению всех острых кромок на деталях оборудования на которые будет наноситься резиновая футеровка.</p> <p>2. Дробеструйная обработка металлической поверхности до степени Sa 2,5 или 3.</p>	До 5 мм	Хорошая адгезия покрытия, защита от кавитационного износа, абразивного износа, химической атаки, термостойкость, простая технология.	Стойкость одного и того же гуммировочного материала различна в зависимости от способа вулканизации.

Таблица 1 (окончание)

1	2	3	4	5	6
		<p>3. Металлическая поверхность обрабатывается специальным праймером и выдерживается определенное время перед нанесением резиновой футеровки.</p> <p>4. Резиновая смесь затвердевает при температуре от +15°С в течении 7-10 дней.</p>			

Прежде всего, важным достоинством является способствование снижению динамической нагрузки на узлы насосов, что может быть решением проблемы износа узлов насосов и, как следствие, продление срока их службы.

Библиографический список

1. *Зиганченко П. П., Козоненко Б. П., Тарасов И. К.* Суда на подводных крыльях. Л: Судостроение, 1981.
2. *Первоицков С. И.* Конструкция центробежных насосов (общие сведения): учебное пособие. Тюмень: ТюмГНГУ, 2013.
3. *Георгиевская Е. П.* Кавитационная эрозия гребных винтов и методы борьбы с ней. Л: Судостроение, 1970.
4. *Воскресенский И. Н.* Коррозия и эрозия гребных винтов. Л: Судпромгиз, 1955.
5. *Мидзутаний, Имгура И., Накидзама К.* Поверхностные нарушения, обусловленные кавитационной эрозией в металлах // Нихонкинд-зокуТакканси. 1971. 35. №4. С. 319 – 323.
6. *Богачев И. Н.* Кавитационное разрушение и кавитационностойкие сплавы. М.: Металлургия, 1972.

УДК 621.375.8(075.8)

КОСМОС И СОЛНЕЧНАЯ ЭНЕРГЕТИКА. ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ ЭНЕРГОСТАНЦИЙ

П. С. Копьев, В. В. Лентовский, Д. Л. Федоров, Д. Д. Белова

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

Последние годы ознаменовались тем, что более активно разрабатываются и внедряются в повседневную жизнь альтернативные источники энергии (имеется ввиду отличные от традиционных тепловых атомных и других, используемых уже десятилетия, источников энергии).

Одним из самых активно развивающихся направлений считается солнечная энергетика. Дело в том, что при разработке солнечных электростанций используются, в прямом смысле слова, космические технологии. Первые автономные солнечные электростанции были разработаны для космических аппаратов.

Для обеспечения энергией космических станций, предназначенных для долговременной работы на орбите, преимущество во всем мире отдается солнечным электростанциям (СЭС), а именно станциям, основным на прямом преобразовании солнечной энергии в электрическую.

В связи с тем, что надежность, долговечность, низкие габариты и вес аппаратуры, устанавливаемой на искусственных спутниках Земли (ИСЗ), имеют ключевое значение, разработка высокоэффективных и надежных СЭС является одной из важнейших задач в космонавтике.

Прямое преобразование солнечной энергии в электрическую основано на внутреннем фотоэффекте и имеет свою историю, начинающуюся примерно со 2-ой половины 60-х годов прошлого века, когда были построены первые фотоэлементы на кристаллическом кремнии. Причем первое практическое использование электростанции, оснащенные такими элементами, получили не на Земле, а в космосе (на космических станциях СССР «Спутник 3» и США «Авангард 1», 1958 г.)

Наряду с чистыми полупроводниками (германием и кремнием) с 50-х годов начинается исследование искусственных материалов типа АЗВ5, на основе которых тоже создаются фотопреобразователи со свойствами, отличающимися от традиционных. Так, в 60-х годах были созданы первые фотоэлементы на основе арсенида галлия. Новые элементы, хотя и уступали по эффективности кремниевым (рис. 1), однако могли эффективно работать при высоких температурах.



Рис.1

Практическое применение фотоэлементов на основе GaAs было, в первую очередь, направлено на космические исследования. Энергостанции с арсенид-галлиевыми модулями были использованы для энергообеспечения советских космических аппаратов, предназначенных для исследования Венеры (1965), а также для самохода исследовательских станций «Луноход 1» и «Луноход 2» (1970, 1971гг).

Следующим этапом в развитии солнечных элементов явилось создание гетероструктур, то есть искусственно выращенных слоистых структур с заданными параметрами *p-n* перехода. Одной из первых таких структур явилась структура AlGaAs – GaAs, которая существенно повысила уровень преобразования солнечной энергии в электрическую.

Несмотря на значительно более высокую стоимость, чем кремневые батареи, солнечные элементы на гетеропереходе AlGaAs – GaAs, успешно использовались для оснащения советской орбитальной станции «Мир» (1986г).

Дальнейшее совершенствование полупроводниковых структур, направленное на повышение КПД солнечных элементов связано с разработкой многопереходных элементов.

Указанные элементы выстроены так, что преобразуют в электрическую не узкую спектральную полосу, а достаточно широкую полосу частот солнечного излучения. Каждый переход поглощает вполне определенную спектральную область, оставаясь прозрачным для других длин волн (рис.2).

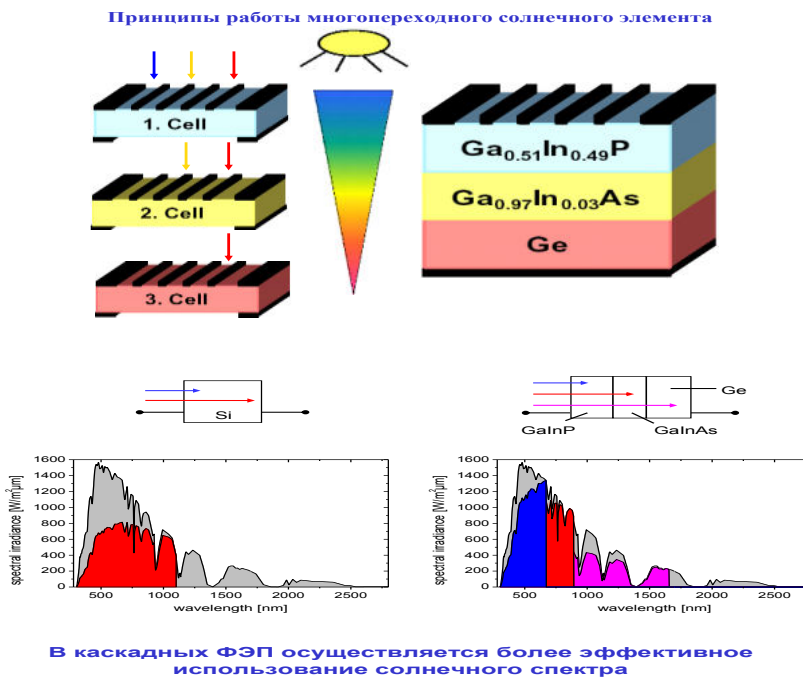


Рис.2

Причем, увеличивая число каскадов, можно существенно увеличить КПД элементов – Таблица 1.

Таблица 1

Достигнутые и ожидаемые эффективности преобразования в каскадных солнечных элементах каскадных на основе A³B⁵ гетероструктур (AM1.5D, >500 suns)

Количество переходов в каскадном элементе	КПД, (%)			
	Достигнутый к 2010	Ожидаемый 2025	Теоретический	
			Реально достижимый	Предельный
1-cell	27.6		30	42
2-cell	33		36	51
3-cell	36.9		43	59
4-5-cell	45		48-50	63-65
6-8-cell		>50	53-55	67-70

Следующим этапом совершенствования конструкции фотоэлементов стало исследование возможности использования концентраторов для солнечных элементов. Оказалось, что многопереходные элементы на основе арсенида галлия успешно работают (в отличие от кремниевых) при высокой концентрации солнечной энергии. Это качество дало возможность увеличения рабочей поверхности фотоэлемента не за счет увеличения дорогостоящих полупроводниковых компонент, а за счет площади собирающей антенны, например, линзы или зеркала, которые можно изготовить из относительно дешевых материалов. Фотоэлектрические модули с гетероструктурными солнечными элементами и линзовыми концентраторами уже использовались в космическом пространстве (2001 год, космический аппарат «Молния») и показали высокую эффективность. Создание блоков, состоящих из концентраторов на основе линз Френеля, существенно снижает массовые показатели солнечной электростанции (рис.3).

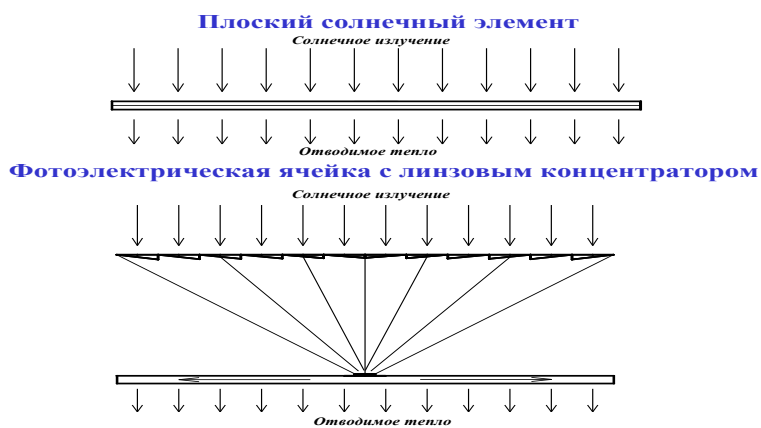
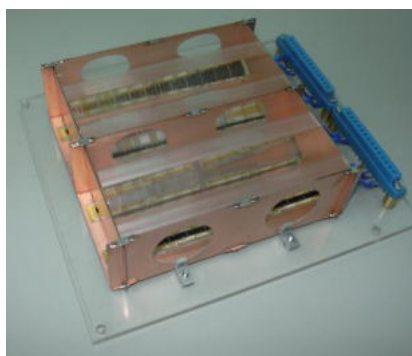


Рис.3

Так появилась возможность создания СЭС с удельной мощностью на единицу веса 180 Вт/кг и удельной мощностью на единицу площади 300 Вт /м². Подобные характеристики в настоящее время и ближайшей перспективе не могут быть достигнуты ни в каком другом типе космических батарей. В Физико-техническом институте им. А. Ф. Иоффе уже разработаны модули на основе трехпереходных гетероструктур и линейным линзовым концентратором, позволяющие получить КПД не менее 30% (рис.4).



Космический фотоэлектрический модуль с каскадными СЭ и линейными линзовыми концентраторами (ФТИ им.А.Ф.Иоффе)

Рис.4.

Солнечные батареи с гетероструктурными солнечными элементами и концентраторами успешно выпускаются малыми сериями и нашли свое применение для обеспечения энергией коттеджей и садов.

УДК 620.178.153.4

РАЗРАБОТКА ПРИБОРА НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МЕТАЛЛОКОНСТРУКЦИЙ

И. О. Котовщиков

Университет ИТМО, г. Санкт-Петербург

В работе обоснована необходимость разработки нового портативного прибора неразрушающего контроля механических характеристик металлоконструкций. В качестве реализуемого метода контроля выбран метод динамического индентирования. Выдвинута гипотеза о схожести физических процессов, происходящих в материале при динамическом индентировании и стандартном одноосном растяжении. Предложена нейросетевая методика для оценки механических характеристик материала по характеристикам ударного контактного взаимодействия индентора с контролируемым материалом. Приведены результаты оценки работоспособности разработанной архитектуры нейронной сети, полученные с использованием реальных экспериментальных данных.

Повышение качества изделий ракетно-космической техники и обеспечение ее конкурентоспособности является актуальной задачей всей отрасли в целом. Одним из путей решения данной задачи является внедрение новых технологий неразрушающего контроля и совершенствование уже используемых методов, средств и методик контроля.

Металлические конструкции и изделия из металлических сплавов играют важную роль в эксплуатации ракет космического назначения и элементов наземной инфраструктуры. Такие важные эксплуатационные свойства металлоконструкции, как прочность, жесткость, устойчивость, оценка усталостных характеристик и ресурса изделия невозможно без количественной оценки механических свойств материала этой металлоконструкции. Под механическими свойствами понимаются свойства, которые определяют поведение материала под действием механической нагрузки. Численными показателями механических свойств являются механические характеристики (МХ). Многообразие характеристик, несущих информацию о механических свойствах материала показано в таблице 1.

Таблица 1
Механические свойства и механические характеристики материалов

Механическое свойство	Механические характеристики
Прочность	Временное сопротивление (предел прочности) σ_b
Твердость	HB, HRA, HRB, HRC, HV, HSx
Жесткость	Коэффициент жесткости
Упругость	Модуль Юнга (упругости); Предел упругости; Предел пропорциональности
Пластичность	Предел текучести σ_T , $\sigma_{0,2}$ Относительное удлинение δ , относительное сужение ψ
Ударная вязкость	KCV, KCU, KCT
Ползучесть	Скорость ползучести; Предел ползучести
Усталость	Предел выносливости; Усталостная долговечность

В настоящее время, МХ оценивают с помощью стандартных разрушающих испытаний специально подготовленных образцов-свидетелей, на стационарных разрывных машинах, или с помощью портативных электронных приборов, устройств и приспособлений НК. Разрушающие испытания обладают высокой точностью и достоверностью результатов, но установки для них громоздки и относительно дорогостоящие. Портативные приборы для оценки МХ материалов и изделий малогабаритны, мобильны и позволяют реализовать безобразцовый контроль изделий. Безобразцовый неразрушающий контроль (НК) представляется наиболее необходимым в задачах, когда испытания на образцах-свидетелях невозможны, или нецелесообразны. Кроме того, контроль металлоконструкций на этапе их эксплуатации возможен только безобразцовым методом.



Рис. 1. Блок-схема алгоритма неразрушающей оценки МХ, используемого на сегодняшний день

На практике, с помощью портативных приборов, из всего многообразия механических характеристик материала оценивается только твердость. Твердость – способность материала сопротивляться внедрению более твердого тела – индентора. В зависимости от физического подхода к оценке этой характеристики и его технической реализации, существует десятки различных методов определения твердости, в каждом из которых твердость имеет свою размерность. Существуют таблицы приблизительного пересчета чисел твердости, полученных различными методами.

Для некоторых видов стали, в соответствии с [1, 2], по измеренным значениям твердости по методу Бринелля (НВ) можно определить значения таких МХ, как:

- предел текучести при растяжении $\sigma_{0,2}$;
- временное сопротивление (предел прочности) σ_b ;
- относительное удлинение δ ;
- относительное сужение ψ .

Данный подход основан на эмпирических зависимостях, выявленных для узкого спектра материалов, и накладывает ограничения на конфигурацию оборудования для измерения твердости. Кроме того, не установлена связь показателя НВ с такими характеристиками, как: ударная вязкость КСU/КСV, предел пропорциональности $\sigma_{пл}$ и т. д.

Один из перспективных методов безобразцового НК МХ – это метод динамического индентирования (ДИ). Он основан на регистрации следующих характеристик ударного контактного взаимодействия индентора с испытываемым материалом:

- продолжительность контактного взаимодействия t ;
- скорость индентора при ударе v_0 ;
- зависимость скорости индентора от времени $v(t)$;
- зависимость глубины внедрения индентора от времени $h(t)$;
- зависимость нагрузки индентором на испытываемый материал от времени $F(t)$;
- зависимость нагрузки индентором на испытываемый материал от глубины внедрения индентора $F(h)$;
- максимальная нагрузка F_{max} ;
- максимальная глубина внедрения индентора h_{max} и т. д.

Прибор, реализующий метод ДИ разработан для оценки твердости материала по Либу, в соответствии с международным стандартом ASTM A 956-12. Но техническая реализация при-

бора позволяет регистрировать широкий набор характеристик контактного взаимодействия, которые несут подробную информацию о механических свойствах контролируемого материала.

Схожесть физических процессов, протекающих в металле при ДИ и его стандартном одноосном растяжении, позволяет выделить на диаграммах напряжение-деформация $\sigma(\epsilon)$ и нагрузка-внедрение $F(h)$ участки, соответствующие стадиям упругого, упругопластического и развитого пластического деформирования (рис. 2).

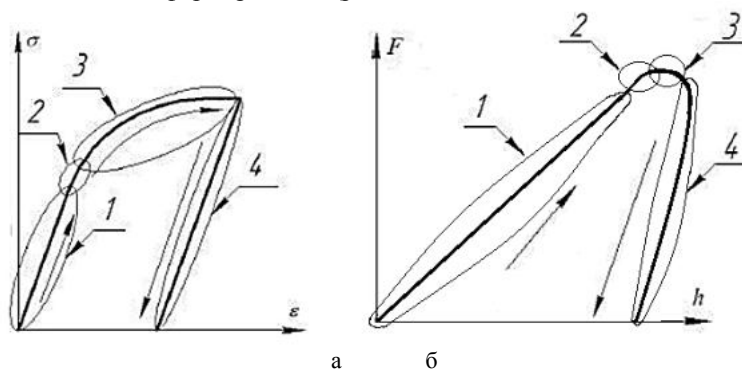


Рис. 2. Схематичное изображение диаграмм: (а) растяжения, (б) вдавливания сферического индентора при ДИ: 1 – участок упругого деформирования; 2 – зона зарождения первых пластических деформаций; 3 – участок развитого упругопластического деформирования; 4 – участок разгрузки

В [3] предложена нейросетевая методика для восстановления значений МХ материалов на основании параметров диаграммы вдавливания шарового индентора методом инструментального индентирования. Проблема построения явного алгоритма прямого перевода этих диаграмм друг в друга заключается в существенно более сложном распределении напряженно-деформированного состояния при индентировании и отсутствии ярко выраженных на диаграмме вдавливания границ между участками упругого деформирования и перехода в пластическое состояние. Так как в процессе записи обеих диаграмм в образцах из одного материала протекают одни и те же процессы упругопластического деформирования, можно утверждать, что существует некоторая функциональная зависимость параметров диаграммы растяжения от параметров диаграммы вдавливания и наоборот.

При анализе вышесказанного возникла гипотеза о непосредственной взаимосвязи параметров контактного ударного взаимодействия, полученных методом ДИ и МХ испытываемого материала. Неочевидность выбора класса аналитических функций для поиска возможных функциональных зависимостей параметров индентирования и МХ, возможно преодолеть использованием универсального математического преобразователя – многослойного нейронного перцептрона, способного обучаться воспроизводить сложные нелинейные преобразования на основе статистических данных.

Искусственные нейронные сети (ИНС) находят все большее применение в различных областях науки и техники, благодаря универсальному подходу к решению сложных алгоритмических задач. В условиях высокой вычислительной мощности современных электронных устройств, ИНС постепенно внедряются во все процессы, основанные на обработке информации. Перспективность использования ИНС в системах неразрушающего контроля (НК) обусловлено следующими их особенностями:

- работа с большим количеством входных данных (многообразие объектов контроля);
- адаптация к изменениям условий проведения контроля;
- возможность внесения изменений в программных модулях (в алгоритме) без значительных изменений основной структуры программного обеспечения.

Обзор научной литературы показал, что наиболее активно ИНС внедряются в следующие области НК: реконструкция параметров неоднородностей, распознавания неоднородностей в

объектах сложной геометрии, исследования композитных материалов на наличие дефектов, классификации обнаруженных дефектов, безэталонной диагностики изделий. В задачах НК обученная нейронная сеть не только умеет распознавать (классифицировать) полученные во время контроля сигналы с датчиков, но и хранит важную информацию о закономерностях и взаимосвязях формы информационного сигнала и состояния объекта контроля, а также, правильно классифицировать новые сигналы, которые не встречались во время обучения. Совершенствование процесса распознавания информативных сигналов открывает новые возможности как для дефектоскопии, так и для определения механических характеристик материалов [4].

Применение программно-алгоритмического обеспечения, основанного на нейросетевой обработке сигнала в приборе ДИ, позволит определять важные МХ неразрушающим способом, напрямую из характеристик ударного контактного взаимодействия.

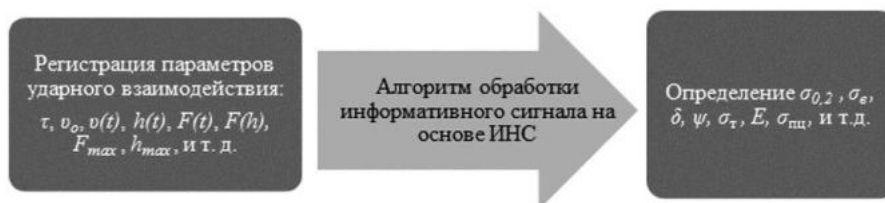


Рис. 3. Блок схема алгоритма неразрушающей оценки МХ, с помощью прибора динамического индентирования и разрабатываемого алгоритма на основе ИНС

На данный момент разработана архитектура нейронной сети, состоящая из 11 входных нейронов, 15 нейронов в одном скрытом слое и одним выходным нейроном (рис. 4). Для программной реализации нейросетевого алгоритма использовался программный продукт MatLab R2017a.

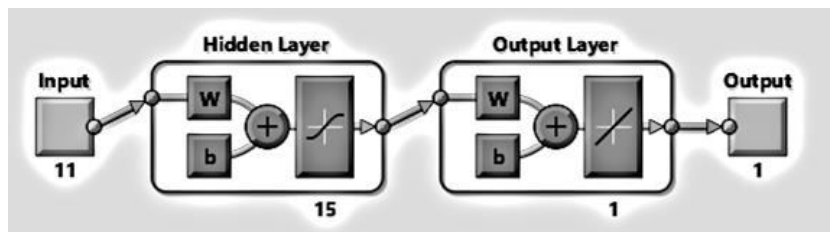


Рис. 4. Архитектура разработанной нейронной сети

Экспериментальным путем получены данные для обучения сети:

- На входные нейроны подаются следующие значения характеристик контактного взаимодействия индентора с контролируемым материалом:

- 1) Глубина внедрения индентора при максимальном усилии $h(F_{max})$, мкм;
- 2) Максимальная глубина внедрения индентора h_{max} , мкм;
- 3) Глубина восстановленного отпечатка h_p , мкм;
- 4) Усилие при максимальном внедрении индентора $F(h_{max})$ Н;
- 5) Максимальное давление, оказываемое индентором на материал F_{max} Н;
- 6) Минимальная скорость движения индентора (скорость отскока) v_{min} м/с;
- 7) Максимальная скорость движения индентора (скорость удара) v_{max} м/с;
- 8) Доля энергии упругой деформации $W_{упр}$;
- 9) Доля энергии пластической деформации $W_{пл}$;
- 10) Время нагрузки $t_{нар}$ мкс;
- 11) Время разгрузки $t_{раз}$ мкс.

- На выходном нейроне выдается искомое значение МХ материала:

1) Твердость по Бринеллю

Массив данных из 90 экспериментально полученных пар вход-выход был разделен на обучающую, валидационную и тестовую выборки в соотношении 56-12-12, соответственно. Оставшиеся 10 экспериментов использовались для ручного тестирования работоспособности сети на данных, неиспользовавшихся при обучении. На рисунке ниже приведена гистограмма, демонстрирующая разброс предсказанных ИНС значений твердости, относительно полученных экспериментально.

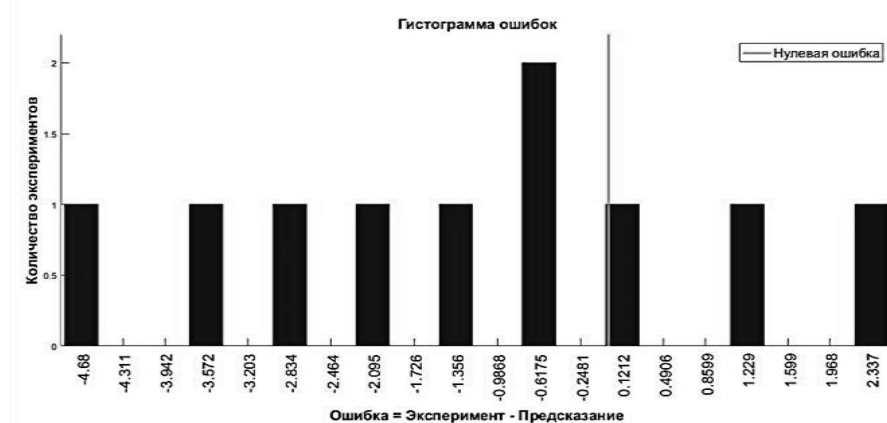


Рис. 5. Гистограмма точности прогнозирования значений твердости по характеристикам контактного взаимодействия, с помощью разработанной нейронной сетью. Приведенные здесь тестовые значения не использовались при обучении

Среднее арифметическое значение чисел твердости НВ в использованном массиве данных составляет 275 НВ. Так как среднее отклонение предсказанного значения твердости от экспериментального $\approx 1,2$ НВ, можно определить разброс значений твердости, полученных при использовании нейросетевой методики, как:

$$\frac{1,2}{275} = 0,004 = 0,4\%$$

Среднеквадратичное отклонение (СКО):

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n - 1}} = 2,16$$

Полученные результаты позволяют сделать вывод, что разработанная архитектура нейронной сети является перспективным инструментом для обработки информативного сигнала в разрабатываемом приборе неразрушающего контроля МХ металлоконструкций.

Библиографический список

1. ГОСТ 22761-77. Металлы и сплавы. Метод измерения твердости по Бринеллю переносными твердомерами статического действия.
2. РД ЭО 0027-2005. Инструкция по определению механических свойств металла оборудования атомных станций безобразцовыми методами по характеристикам твердости.
3. ГОСТ 56232-2014. Определение диаграммы «напряжение-деформация» методом инструментального индентирования шара. Общие требования.
4. Еременко В. С., Переденко А. В. Система неразрушающего контроля композиционных материалов на основе нейронных сетей ART-2 и FUZZY-ART // Техническая диагностика и неразрушающий контроль. 2013. №. 1. С. 28 – 34.

5. Соловьев А. Н., Занг Н. З. Ч. Определение упругих и диссипативных свойств материалов с помощью сочетания метода конечных элементов и комплекснозначных искусственных нейронных сетей // Вестник Донского государственного технического университета. 2014. Т. 14. №. 2 (77).

УДК 536.24

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ИСПАРЕНИЯ ЖИДКОСТИ ПРИ ТЕРМОВАКУУМНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

И. А. Кузьменко, О. Л. Прусова

Омский государственный технический университет

Для осушки баков при производстве ракет широко используется термовакuumный метод. Данный метод применяется в различных областях промышленности (пищевой, медицинской, микробиологической и химической отраслях). Однако обычно метод термовакuumной сушки используется для сушки пористого и дисперсного сырья. При осушке баков происходит испарение жидкости с поверхности материала, а не из его слоя.

В [1 – 2] для осушки внутренних полостей трубопроводов до требуемой влажности предлагается первоначально вакуумировать, а затем продувать трубопровод предварительно осушенным газом. Описывается метод осушки, но отсутствует математическая модель и не приводятся результаты экспериментальных исследований.

В [3 – 4] приведены результаты численного исследования влияния на процесс вакуумного охлаждения и замораживания капель различных параметров, таких как начальная температура, давление, плотность и диаметр капли, удельная теплоемкость и теплопроводность, давление в вакуумной камере. Отмечается, что процесс массопереноса на поверхности капли отличается для микрокапель (<100 мкм) и макрокапель (>1 мм).

В [5 – 6] представлены результаты экспериментального и теоретического исследования процесса испарения – замораживания одной капли висючей воды в условиях глубокого вакуума.

В [7] выполнено экспериментальное исследование испарения капли воды при разнице температур между твердой поверхностью и окружающей атмосферой от 30 до 60 °С. Изучены особенности испарения капли при подвижной, частично подвижной и полностью неподвижной линии контакта трех фаз (жидкость – газ – твердое тело).

Однако теоретические и экспериментальные исследования в [3] – [7] проводились только для отдельной капли жидкости. При осушке баков происходит процесс испарения с поверхности слоя жидкости.

В [8] исследовано испарение керосина и воды на основе конвективного теплообмена в экспериментальной установке, имитирующей типичный объем топливного бака ракетносителя. В [9] рассмотрены вопросы совершенствования физического моделирования испарения жидкости, происходящем при ультразвуковом и конвективном (обдув теплоносителем) воздействиях при различных граничных условиях расположения жидкости на твердой поверхности («капля», «зеркало»). В [10 – 11] предложены устройства для реализации моделирования процесса газификации остатков жидкого ракетного топлива. Однако в [8 – 11] не рассмотрено термовакuumное воздействие на процесс испарения жидкости, только конвекция и/или ультразвук. Также не разработана математическая модель газификации жидкости.

В [12] исследованы вопросы газификации жидких топлив. Проведено численное и экспериментальное моделирование процессов тепло- и массообмена с конвективным и облучающим (от подложки) теплообменом при потоке горячего газа (теплоносителя) в замкнутый

объем с остатками жидкости. В данной работе не рассмотрено влияние низкого давления на процесс газификации жидкости.

В [13] представлены результаты экспериментального исследования температурного поля в двухслойной системе жидкость-газ поперек слоев при локальном нагреве жидкости со стороны подложки и при интенсивном испарении жидкости. Получена подробная картина температурного поля в области межфазной границы. В работе не рассмотрено вакуумное воздействие на жидкость, а также не разработана математическая модель процесса испарения жидкости.

В [14] проведено теоретическое исследование тепломассообмена на поверхности раздела жидкость-пар. Рассмотрена задача испарения слоя жидкости, ограниченного с одной стороны твердой стенкой, а с другой – газом, состоящим из пара этой же жидкости. Причем со стороны твердой стенки идет равномерная подкачка жидкости. Интенсивность подкачки подобрана так, что масса притекающей жидкости равна массе испаряющейся жидкости. Построено точное решение этой задачи в одномерной постановке. Таким образом, масса жидкости остается постоянной, что не соответствует процессу испарения жидкости, сопровождающему осушку баков ракет. Также в данной работе не рассматриваются процессы, происходящие во всем объеме жидкости при нагреве и ее испарении.

В [15] проведено теоретическое исследование испарения свободной воды в термовакuumных условиях для определения параметров, дающих наименьшие энергозатраты. Однако процесс испарения рассматривается для квазистационарного режима сушки, и отсутствуют решения, зависящие от времени и изменения параметров среды (давление, температура).

В [16] процесс испарения жидкости в термовакuumных условиях исследуется экспериментально и теоретически. Эффективность процесса испарения оценивается соотношением массы испарившейся жидкости и энергии, затраченной на испарение. В работе не проведена валидация разработанной математической модели, а также верификация экспериментальных результатов.

Таким образом, исследование процесса испарения жидкости проводилось либо только для отдельной капли жидкости, либо для слоя жидкости, но только при конвективном и ультразвуковом воздействии. Термовакuumное воздействие в большинстве работ не рассматривалось. Если оно рассматривалось, то не была разработана или не была валидирована математическая модель процесса испарения жидкости.

В данной работе предлагается экспериментально исследовать процесс испарения с поверхности слоя жидкости на примере воды для граничного условия типа «зеркало» (водяная пленка) в условиях понижения давления и теплового нагружения. Для этого был разработан и создан экспериментальный стенд, принципиальная структурная схема которого приведена на рис. 1.

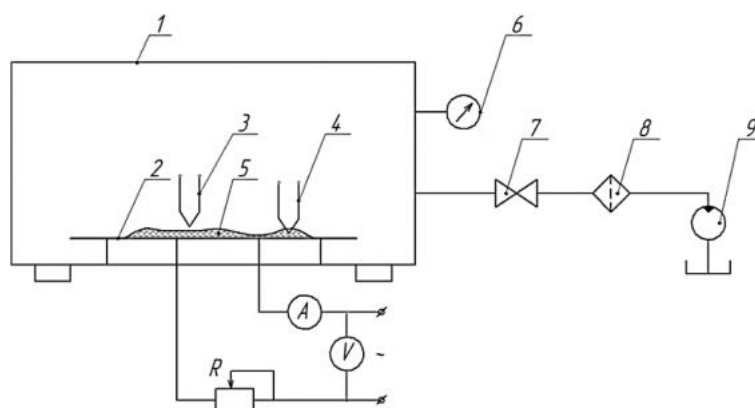


Рис. 1. Схема экспериментального вакуумного стенда: 1 – вакуумная камера; 2 – нагревательные элементы поверхности пластины; 3, 4 – термомпары; 5 – модельная жидкость; 6 – датчик давления; 7 – вентиль; 8 – фильтр; 9 – вакуумный насос

При проведении экспериментальных исследований в качестве жидкости использовалась дистиллированная вода. Погрешность измерений температур жидкости, стенки емкости, парогазовой смеси с использованием многоканального измерителя температур МИТ-12 и термопар ТХА составляла $\pm 1^{\circ}\text{C}$. Результаты проведенных экспериментов представлены на рис. 2 – 5 и в таблице 1.

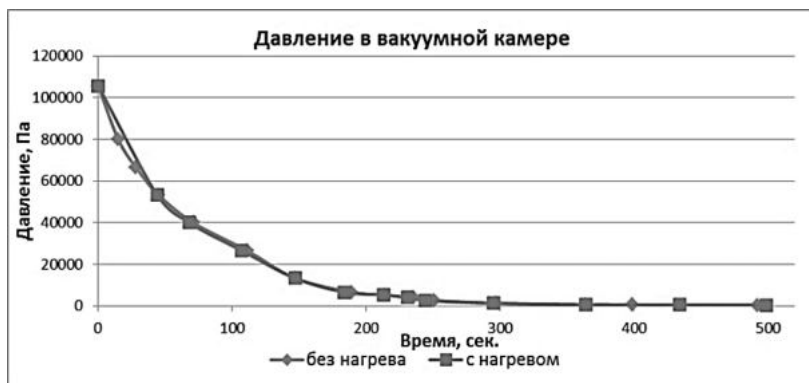


Рис. 2. Изменение давления в вакуумной камере

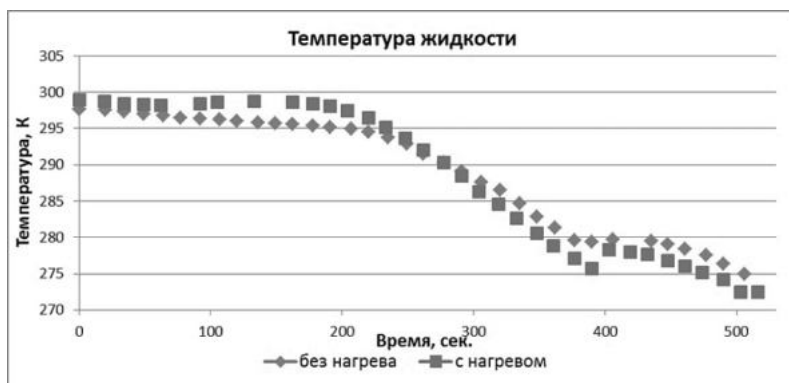


Рис. 3. Изменение температуры жидкости

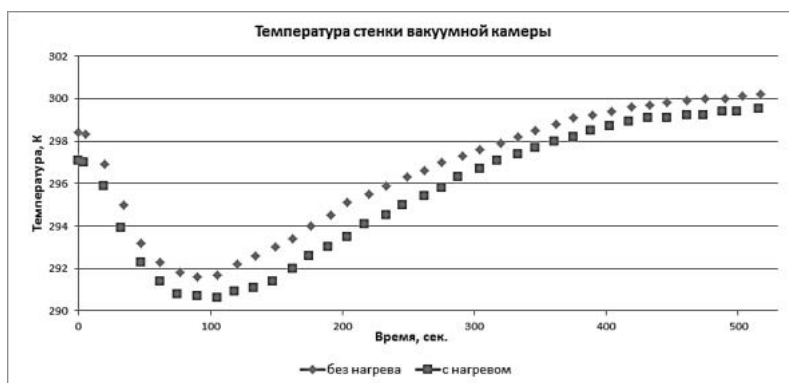


Рис. 4. Изменение температуры стенки вакуумной камеры

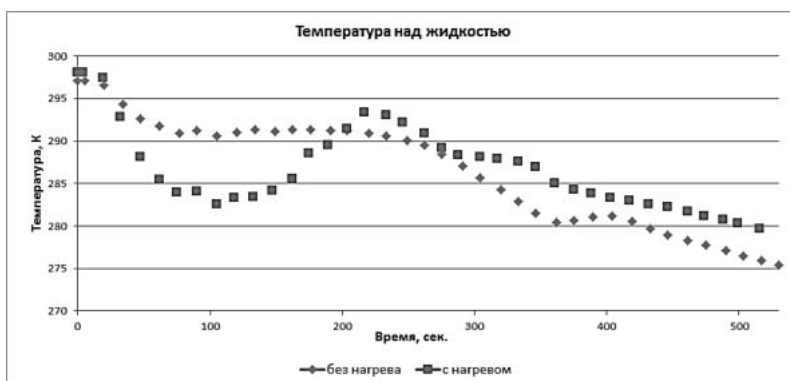


Рис. 5. Изменение температуры над поверхностью жидкости (на высоте 5-8 мм)

Начальная масса жидкости – 10 г. Начальная суммарная масса (масса жидкости и подложки) – 32 г. Начальное давление – 105591 Па.

Таблица 1
Результаты экспериментов

	Без нагрева	С нагревом
Суммарная масса после эксперимента, г	29,85	29,1
Масса испарившейся жидкости, г	2,15	2,9
Масса испарившейся жидкости относительно ее начальной массы, %	21,5	29 (на 7,5 % больше, чем без нагрева)
Время до замерзания жидкости	6 мин 40 сек	7 мин 15 сек
Давление, при котором произошло замерзание, Па	613	573
Потребляемая мощность, Вт	86,2	89,6 (на 4 % больше, чем без нагрева)

Как видно из таблицы 1, во время эксперимента с нагревом жидкости мощности потребили больше на 4%, чем в эксперименте без нагрева, но при этом жидкости испарилось на 7,5 % больше, чем в эксперименте без нагрева. Следовательно, использовать подогрев жидкости при вакуумной сушке энергетически выгодно.

Имеющаяся экспериментальная установка не позволяет регулировать уровень пониженного давления в вакуумной камере, поэтому в конце эксперимента произошло замерзание жидкости (рис. 6, б).



а)



б)

Рис. 6. Фазовые переходы жидкости в течение эксперимента: а – испарение; б – замерзание

В последующих работах планируется провести верификацию данных, полученных в ходе описанных экспериментов, а также валидацию математической модели процесса испарения жидкости, разработанной в работе [16].

Библиографический список

1. Пат. 2272974 Российская Федерация, МПК F 26 В 5/04. Способ осушки полости трубопроводов и устройство для его осуществления / Губанок И. И., Дубинский В. Г., Егоров И. Ф., Усошин В. А., Усенко М. И., Эндека Ю. С. Опубликовано: 27.03.2006. Бюл. № 9.
2. Пат. 2300062 Российская Федерация, МПК F 26 В 5/04. Способ и устройство осушки газопроводов / Наумейко В. А., Наумейко С. А., Наумейко А. А. Опубликовано: 27.05.2007 Бюл. № 15.
3. Zhang Z., Zhang Y., Zhao L., Zhang W., Zhao S. Parameter Sensitivity of the Microdroplet Vacuum Freezing Process // *Mathematical Problems in Engineering*. Vol. 2015, Article ID 370159, 8 pages, 2015.
4. Zhang Z., Gao J., Zhang S. Heat and Mass Transfer of the Droplet Vacuum Freezing Process Based on the Diffusion-controlled Evaporation and Phase Transition Mechanism // *Scientific Reports*, vol. 6, no. 1, 2016.
6. Du W.-F., Zhao J.-F., Li K. Experimental study on thermal-dynamical behaviors of liquid droplets during quick depressurization // *Journal of Engineering Thermophysics*. Vol. 33, no. 8, pp. 1349–1352, 2012.
7. Shin H. T., Lee Y. P., Jung J. Spherical-shaped ice particle production by spraying water in a vacuum chamber // *Applied Thermal Engineering*. Vol. 20, no. 5, pp. 439 – 454, 2000.
8. Семенов А. А., Феоктистов Д. В., Зайцев Д. В., Кузнецов Г. В., Кабов О. А. Экспериментальное исследование испарения капли жидкости на нагреваемой твердой поверхности // *Теплофизика и аэромеханика*. 2015. Т. 22. № 6. С. 801 – 804.
9. Trushlyakov V. I., Lesnyak I. Y., Galfetti L. An experimental investigation of convective heat transfer at evaporation of kerosene and water in the closed volume // *Thermophysics and Aeromechanics*. 2017. Vol. 24. № 5. P. 771 – 781.
10. Trushlyakov V. I., Kudentsov V. Yu., Lesnyak I. Yu., Rozhaeva K. A., Lavruk S. A., Dron' M. M., Zharikov K. I. Evaporation of a Model Liquid // *Russian Engineering Research*. 2017. № 10. P. 14 – 17.
11. Пат. 2461890 Российская федерация, МПК G09B23/00. Способ моделирования процесса газификации остатков жидкого ракетного топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя и устройство для его реализации / Трушляков В. И., Куденцов В. Ю., Лесняк И. Ю. и др.; заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. ун-т. - № 2010141530/12; заявл. 08.10.2010; опубл. 20.09.2012, Бюл. № 26. 9 с.
12. Пат. 2474816 Российская федерация, МПК G01N29/02, B64G7/00. Способ моделирования процесса газификации остатков жидкого ракетного топлива и устройство для его реализации / Трушляков В. И., Куденцов В. Ю., Лесняк И. Ю. и др.; заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. ун-т. - № 2010149031/11; заявл. 30.11.2010; опубл. 10.02.2013, Бюл. № 4. 7 с.
13. Trushlyakov V., Lavruk S. Theoretical and experimental investigations of interaction of hot gases with liquid in closed volume // *Acta Astronautica*. 2015. № 109. P. 241 – 247.
14. Гатапова Е. Я., Филипенко Р. А., Люлин Ю. В., Граур И. А., Марчук И. В., Кабов О. А. Экспериментальное исследование температурного поля в двухслойной системе жидкость-газ // *Теплофизика и аэромеханика*. 2015. Т. 22. № 6. С. 729 – 734.
15. Кузнецов В. В. Тепломассообмен на поверхности раздела жидкость-пар // *Известия российской академии наук // Механика жидкости и газа*. 2011. №5. С. 97 – 107.
16. Слезнов В. В., Кутовой В. А., Николайчук Л. И. К теории испарения воды при термовакуумной сушке // *Промышленная теплотехника*. 2006. Т. 28. № 5. С. 54 – 58.

17. Trushlyakov V., Panichkin A., Prusova O., Zharikov K. and Dron M. Theoretical and experimental researches of the liquid evaporation during thermal vacuum influences // Journal of Physics: Conference Series Volume 944 (2017) 012119 pp.1-14 // XI International scientific and technical conference «Applied Mechanics and Dynamics Systems» 14–16 November 2017, Omsk, RF.

УДК 62-822

УЛУЧШЕНИЕ ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АПГНД ЗА СЧЕТ СНИЖЕНИЯ СИЛ ТРЕНИЯ В ПРИЖИМНОМ УСТРОЙСТВЕ ПОРШНЕВЫХ МЕХАНИЗМОВ

А. О. Кузьмин, В. А. Королев, А. М. Потапов, С. М. Стажков

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

Для гидромашин, применяемых в приводах высокоточных следящих систем, используемых, в частности, в ракетно-космической технике, на первый план выходят динамические характеристики, в частности, такой показатель, как высокая чувствительность. Здесь основное влияние оказывают трибологические показатели в механизмах гидромашин.

При высоких скоростях вращения на работу поршневого механизма аксиально-поршневой гидромашин с наклонным диском (АПГНД) начинает оказывать заметное влияние силы инерции. В условиях работы без нагрузки или при относительно низких рабочих давлениях в моторном режиме осевая составляющая силы инерции действует на поршневой механизм в направлении, противоположном направлению действия осевой силы от давления в подпоршневой полости, что может привести к отрыву башмака от поверхности опорного диска [1]. При обратном ходе поршня башмак своей кромкой ударяется о поверхность опорного диска, что приводит к его деформации и снижению несущей способности, а также способности противодействовать опрокидывающему моменту. Для обеспечения безотрывной работы башмака при указанных режимах работы гидромашин, а также обеспечения его прижима к поверхности опорного диска в период запуска, в АПГНД применяется специальный прижимной диск, чаще не совсем правильно называемый сепаратором. В более ранних модификациях АПГНД сепаратор осуществлял прижим опорных башмаков посредством довольно жесткой пружины, рассчитанной из условия компенсации инерционных воздействий на поршневой механизм. Однако, в условиях работы при высоких скоростях и давлениях рабочей жидкости, в моторном режиме к силам инерции добавляются действующие в том же направлении силы трения. В этом случае прижимающего усилия со стороны сепаратора становится недостаточно для обеспечения безотрывной работы башмака. Увеличение прижимающего усилия пружины приводит к существенному повышению механических потерь в зоне контакта сепаратора с заплечиками опорного башмака. Место сопряжения опорного башмака с сепаратором при силовом замыкании поршневого механизма вообще является источником дополнительных механических потерь, что находит подтверждение при осмотре деталей ходовой части гидромашин, прошедшей значительный срок эксплуатации или подвергнутой ресурсным испытаниям. Даже в случае, когда опорные поверхности основных кинематических пар ходовой части гидромашин находятся во вполне удовлетворительном состоянии, сопряженные поверхности сепаратора и башмака имеют весьма существенный износ.

В последних модификациях АПГНД применяется так называемое геометрическое замыкание поршневого механизма. В этом случае сепаратор устанавливается в специальной направляющей с таким расчетом, чтобы между ним и заплечиками опорных башмаков был гарантированный зазор, величина которого, как правило, колеблется в пределах от 0,08 мм до 0,1 мм. Очевидно, что данное устройство гарантирует безотрывную работу опорного башмака

во всем диапазоне скоростей и давлений. Однако, геометрическое замыкание отрицательно сказывается на работе гидромашины в режиме страгивания. Снижение усилия, прижимающего башмак к поверхности опорного диска, приводит к его неэквидистантному раскрытию в пределах указанного гарантированного зазора и по причинам, описанным выше, – снижению чувствительности и диапазона регулирования гидропривода.

Из вышеприведенных рассуждений следует, что нужно либо существенно уменьшить величину гарантированного зазора между опорной поверхностью сепаратора и заплечиками опорных башмаков, что сопряжено с технологическими трудностями, связанными с высокой точностью обработки деталей, либо повысить усилие, действующее со стороны пружины на сепаратор при силовом замыкании поршневого механизма, предусмотрев при этом мероприятия по снижению сил трения в зоне контакта сепаратора и опорных башмаков.

На рис. 1 представлено техническое решение, обеспечивающее снижение механических потерь в местах сопряжения сепаратора с опорными башмаками. На кольцевой поверхности 1 опорного башмака 2, сопряженной с сепаратором 3, выполнены гидростатические камеры 4, гидравлически связанные с центральной гидростатической камерой 5 на опорной поверхности башмака через дросселирующие каналы 6. Гидростатическая разгрузка данной кинематической пары неполная, что практически исключает значимые объемные потери в указанном сопряжении. Снижение же механических потерь позволяет увеличить прижимающее усилие сепаратора и, следовательно, обеспечить безотрывную работу башмака в широком диапазоне скоростей и давлений.

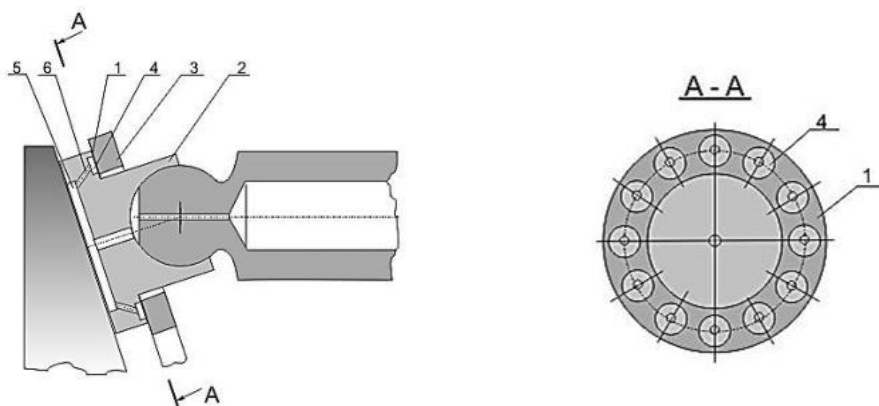


Рис. 1. Вариант исполнения узла сепаратор – башмак

Как уже указывалось, при геометрическом замыкании поршневого механизма уменьшение величины гарантированного зазора между сепаратором и опорным башмаком связано с необходимостью весьма точной обработки заплечиков опорного башмака. Это нежелательно делать при силовом замыкании, в противном случае, при большом различии в размерах, между сепаратором, опирающимся преимущественно на три из девяти башмаков с наибольшей толщиной заплечиков, и остальными шестью башмаками имеется нерегламентированный люфт. Прижимающее усилие со стороны сепаратора в условиях запуска распределяется преимущественно между указанными тремя опорными башмаками. Незагруженные прижимающим усилием опорные башмаки, как и в случае геометрического замыкания, в условиях запуска гидромашины имеют высокий уровень объемных потерь. Для обеспечения равномерного распределения усилия со стороны сепаратора, прижимающего опорные башмаки к поверхности наклонного диска, предлагается между сепаратором и башмаком установить дополнительные пружины 5, как это показано на рис. 2.

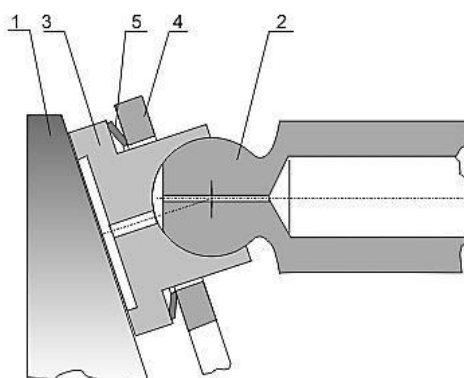


Рис. 2. Вариант исполнения узла сепаратор – башмак с пружинами

Вычислительный эксперимент позволил теоретически обосновать целесообразность применения в рабочей камере опорного башмака дополнительных кольцевых уступов. Несущая способность башмака с многокольцевой опорной поверхностью повышается по сравнению с башмаком классической формы преимущественно за счет давления вытеснения, при колебательном изменении величины и формы зазора между башмаком и опорным диском. Однако, при благоприятном расположении угла наклона опорной поверхности башмака по отношению к вектору скорости его движения относительно наклонного диска суммарная площадь опорной поверхности достаточно велика для формирования при высоких скоростях вращения масляного клина, повышающего несущую способность башмака.

Силы трения в поршневой паре и сферическом шарнире стремятся опрокинуть опорный башмак. При этом благоприятное с точки зрения возникновения гидродинамического клина положение башмака относительно опорного диска имеет место лишь на небольшом начальном участке моторной фазы работы поршневого механизма. При дальнейшем движении относительно опорной поверхности наклонного диска башмак имеет либо нулевой, либо отрицательный угол по отношению к набегающему потоку жидкости, что отрицательно сказывается на величине несущей способности башмака [2] – [4].

Следует отметить, что при высоких скоростях опрокидывающий опорный башмак момент не столь велик, и при достаточно большом усилии прижима со стороны сепаратора с его помощью предоставляется возможность формирования гидродинамического клина в паре «башмак – опорный диск».

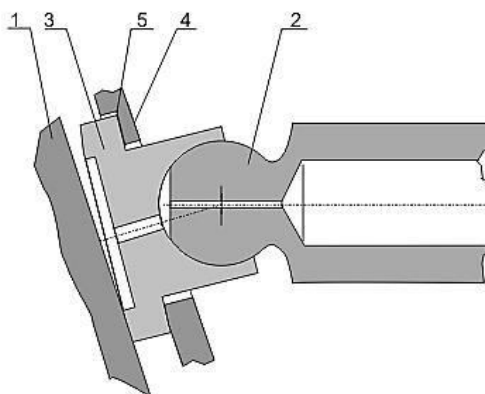


Рис. 3. Вариант исполнения узла сепаратор – башмак с наклонными опорными поверхностями

На рис. 3 показана техническая реализация указанной возможности за счет выполнения на сепараторе 4 наклонных опорных поверхностей 5, сопряженных с заплечиками опорных башмаков 3. Наклонные опорные поверхности 5 расположены таким образом, чтобы опорный башмак 3 при полном прилегании к ним имел бы положительный угол по отношению к набегающему потоку. Данное предложение применимо к нереверсивным гидромашинам, преимущественно работающим на высоких скоростях, то есть, преимущественно для гидромашин, работающих в насосном режиме эксплуатации.

Библиографический список

1. Kuzmin, Anton & Popov, Valery & Stazhkov, Sergey. (2016). Advanced Axial Piston Swash Plate Pump Parameters Recommendations. 0556-0561. 10.2507/27th.daaam.proceedings.082.
2. Yi Sun, Jihai-Jiang (2011), Study On Oil Film Characteristics Of Slipper Within Axial Piston Pump Under Different Working Condition. Proceedings of the 8th JFPS International Symposium on Fluid Power, OKINAWA, pp 534-539, ISBN 4-931070-08-6.
3. Bergada, J & M. Haynes, J & Watton, J. (2008). Leakage and Groove Pressure of an Axial Piston Pump Slipper with Multiple Lands. Tribology Transactions - TRIBOL TRANS. 51. 469-482. 10.1080/10402000802044332.
4. Uwe Wiecek & Monika Ivantysynova (2002) Computer Aided Optimization of Bearing and Sealing Gaps in Hydrostatic Machines—The Simulation Tool Caspar, International Journal of Fluid Power, 3:1, 7-20, DOI: 10.1080/14399776.2002.10781124.

УДК 62-822

УМЕНЬШЕНИЕ ЗОНЫ НЕЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ АНГНД ЗА СЧЕТ СНИЖЕНИЯ ОБЪЕМНЫХ ПОТЕРЬ В ПОРШНЕВОМ МЕХАНИЗМЕ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

А. О. Кузьмин, И. Л. Коробова, А. М. Потапов, С. М. Стажков

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

В ракетно-космической технике широко используются силовые гидравлические системы и приводы, обладающие высокими энергоемкостью и динамическими качествами. Широкое распространение получили гидравлические приводы, включающие в свой состав аксиально-поршневые гидромашины с наклонным диском (АНГНД). Характеристики гидромашин определяют качественные показатели всей системы. Повышение динамических характеристик гидравлической системы, частности, зависят от величины зоны нечувствительности, входящих ее состав аксиально-поршневых гидромашин. В данной работе представлен способ уменьшения зоны нечувствительности АНГНД за счет снижения объемных потерь в поршневом механизме при различных режимах ее эксплуатации.

Важным фактором, оказывающим существенное влияние на динамические и энергетические характеристики гидромашин, является характер движения опорного башмака относительно опорного диска при различных условиях и режимах ее эксплуатации [1 – 3]. Экспериментальные исследования показали, что при работе гидромашин в условиях страгивания и малых скоростей происходит раскрытие торцового зазора пары «башмак–опорный диск», что приводит к резкому повышению объемных потерь и, как следствие, снижению чувствительности и диапазона регулирования привода [4]. С другой стороны, при скоростях вращения, близких к максимальным, также наблюдается повышение объемных потерь через зазоры пар «башмак–опорный диск» [5].

В общем случае основными факторами, влияющими на неэквидистантное увеличение указанных зазоров, являются силы трения в кинематических парах и силы инерции, действующие на элементы поршневого механизма. При страгивании и малых скоростях раскрытие торцового зазора происходит тогда, когда опрокидывающий опорный башмак момент, обусловленный в первую очередь силами трения в поршневой паре, превышает противодействующий ему момент, обусловленный величиной прижимающей силы, действующей на плече, равном радиусу опорной поверхности башмака. При этом величина прижимающей силы равна разнице осевой силы, действующей на башмак со стороны поршня, и силы гидростатической разгрузки башмака.

Величина гидростатической разгрузки опорной поверхности башмака в исследуемых гидромашинах при угле наклона опорного диска $\gamma = 18^\circ$ (без учета усилия прижатия сепаратором) составляет примерно 94,8 % от величины осевой силы, действующей на башмак со стороны поршня, без учета осевой составляющей силы трения в поршневой паре. С учетом усилия прижатия сепаратором величина гидростатической разгрузки равна 95,1 %.

То есть, при страгивании и работе на малых скоростях в моторном режиме эксплуатации, когда силы трения в поршневой паре уменьшают величину силы, прижимающей башмак к опорному диску, происходит его опрокидывание под воздействием тангенциальной составляющей сил трения в поршневой паре.

Очевидно, что в этом случае, если не удастся снизить силы трения в поршневой паре, то для гидромашин (преимущественно гидромоторов) целесообразно уменьшить величину гидростатической разгрузки опорной поверхности башмака. С целью подтверждения данной рекомендации на экспериментальной установке были проведены испытания поршневого механизма с меньшей по сравнению со штатной гидростатической разгрузкой опорной поверхности башмака.

В штатном башмаке был залит оловом один кольцевой канал в гидростатической камере, после чего опорная поверхность была притерта на доводочной плите. Таким образом, величина гидростатической разгрузки штатного опорного башмака составила примерно 74,1 %. Испытания показали резкое снижение расхода жидкости через пару «башмак–опорный диск» в условиях страгивания поршневого механизма в моторном режиме. При этом существенно возросли силы трения. При испытаниях данного поршневого механизма при рабочем давлении $P = 300 \text{ кг/см}^2$ на скорости $\omega = 140 \text{ рад/с}$ наблюдался резкий разогрев отводимой от поршневого механизма рабочей жидкости, что указывает на существенный рост механических потерь в торцовом зазоре опорного башмака.

Аналогичный эффект был достигнут при увеличении гидравлического сопротивления дросселирующего канала в сферической головке поршня и при полном его перекрытии. Учитывая вышеизложенное, можно сделать вывод о необходимости создания регулируемого, например, за счет регулируемого дросселя, в зависимости от режима эксплуатации уровня гидростатической разгрузки опорной поверхности башмака.

Одно из технических решений указанной задачи представлено на рис. 1.

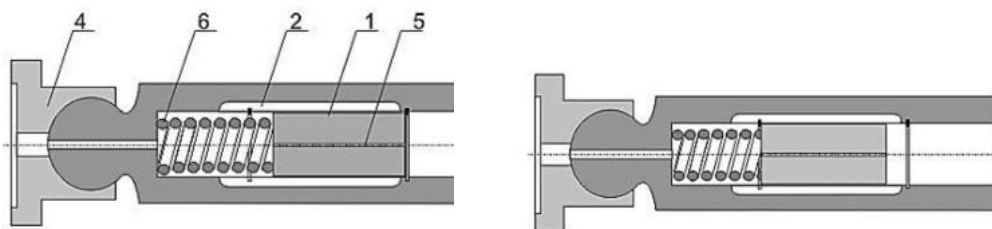


Рис. 1. Вариант усовершенствования поршневого механизма

Во внутренней расточке поршня подпружиненный клапан 1 располагается в начальный момент таким образом, что перекрывает боковые дросселирующие каналы 2, и рабочая жидкость поступает в гидростатическую камеру 3 башмака 4 через дроссель уменьшенного сечения 5 в теле клапана 1. Усилие пружины 6 настроено на давление, при котором в условиях высоких скоростей вращения начинается резкое повышение механических потерь, то есть клапан 1 не может открыть дополнительные дросселирующие каналы 2 пока гидромашинка находится в состоянии покоя.

Иными словами, запуск происходит без существенного повышения расхода жидкости через торцовые зазоры башмака под нагрузкой, уровень которой определяется жесткостью пружины 6, что снижает уровень давления страгивания и минимальную устойчивую частоту вращения вала гидромашинки, а, следовательно, повышает ее чувствительность и диапазон регулирования.

Библиографический список

1. *Mr Kishan Choudhuri & Dr Prasun Chakraborti* (2012), A Computational Approach on the position of Load Centre of a Slipper Bearing, Global Journal of Researches in Engineering Mechanical and Mechanics Engineering Volume 12 Issue 5 Version 1.0, USA, Online ISSN: 2249-4596 Print ISSN:0975-5861.

5. *Yi Sun, Jihai-Jiang* (2011), Study On Oil Film Characteristics Of Slipper Within Axial Piston Pump Under Different Working Condition. Proceedings of the 8th JFPS International Symposium on Fluid Power, OKINAWA, pp 534-539, ISBN 4-931070-08-6.

2. *Manring N. D., Wray C. L., Dong Z.* (2004). Experimental Studies on the Performance of Slipper Bearings Within Axial-Piston Pumps. Journal of Tribology, Vol. 126, pp.511-518, DOI: 10.1115/1.1698936.

3. *Kuzmin, Anton & Popov, Valery & Stazhkov, Sergey.* (2016). Advanced Axial Piston Swash Plate Pump Parameters Recommendations. 0556-0561. 10.2507/27th.daaam.proceedings.082.

4. *Bergada, J & M. Haynes, J & Watton, J.* (2008). Leakage and Groove Pressure of an Axial Piston Pump Slipper with Multiple Lands. Tribology Transactions - TRIBOL TRANS. 51. 469-482. 10.1080/10402000802044332.

УДК 629.735.015

НАПРАВЛЕНИЯ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОМПЛЕКСНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ НА ФЕДЕРАЛЬНЫХ АВТОМОБИЛЬНЫХ ТРАССАХ С ПРИМЕНЕНИЕМ АВИАЦИОННО- СПАСАТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

А. А. Лебедев, Ю. С. Опара, Ю. И. Матвеев

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

Проблема аварийности, связанной с автомобильным транспортом в последнее десятилетие приобрела особую остроту в связи с несоответствием дорожно-транспортной инфраструктуры потребностям общества и государства в безопасном дорожном движении, недостаточной эффективностью функционирования системы обеспечения безопасности дорожного движения и крайне низкой дисциплиной участников дорожного движения. Существенное увеличение грузовых и пассажирских перевозок, осуществляемых автомобильным транспортом, наряду с отставанием в развитии дорожной сети и увеличением скоростного режима, являют-

ся предпосылками высокого уровня аварийности с участием автотранспорта. Всего за последние 10 лет в результате дорожно-транспортных происшествий погибли 312,5 тыс. человек.

Исследования проблем дорожной безопасности и оказания помощи пострадавшим при ДТП показывают, что одним из основных направлений их решения является сокращение времени прибытия экстренных служб на место аварии и времени доставки пострадавших в лечебное учреждение. Существующая система организации прибытия на место дорожно-транспортного происшествия и оказания помощи лицам, пострадавшим в результате дорожно-транспортного происшествия, неэффективна.

Одной из причин запаздывания в сроках начала оказания медицинской помощи на месте ДТП является блокирование (зажатие) пострадавших в салоне автомобиля, препятствующее доступу к ним медицинского персонала. В этом случае требуется разборка аварийного автомобиля с применением специальных аварийно-спасательных средств, которые вследствие вышеупомянутых причин не всегда могут быть доставлены наземным транспортом. Использование вертолетов для оперативной доставки к месту ДТП спасателей и аварийно-спасательных средств позволит существенно повысить выживаемость пострадавших.

Реализация программы обеспечения комплексной безопасности на федеральных автомобильных трассах с применением авиационных технологий потребует создания новых авиационных подразделений, закупки авиационной техники, подбора авиационного персонала, его обучения с учетом предполагаемой специфики выполняемых задач, развития наземной инфраструктуры и системы всестороннего обеспечения. Авиационно-спасательные подразделения необходимо размещать как можно ближе к федеральным автодорогам.

Практически в настоящее время аварийно-спасательные вертолеты могут использоваться для выполнения следующих видов авиационных работ при ликвидации последствий ДТП:

- мониторинг ДТП для выработки эффективных решений по ликвидации его последствий;
- оперативная доставка спасателей, медперсонала и аварийно-спасательных средств на место ДТП;
- оказание первой медицинской помощи пострадавшим и их эвакуация;
- ликвидация вторичных факторов ДТП;
- разблокирование проезжей части дороги для восстановления автомобильного движения.

Анализ зарубежного опыта и опыта применения вертолетов в гг. Москва и Санкт-Петербург для спасения пострадавших при дорожно-транспортных происшествиях свидетельствует о том, что наиболее эффективно для этих целей применять легкие аварийно-спасательные вертолеты типа ВК-117 (Augusta, EC-145, Ка-226, Ансат). С позиций повышения безопасности полетов при проведении эвакуационных работ в районе ДТП привлекательны вертолеты соосной схемы без рулевого винта, в связи с чем, в качестве аварийно-спасательного вертолета для спасения пострадавших при ДТП, можно рассматривать Ка-32.

Все виды авиационных работ при ликвидации последствий ДТП, связаны с выполнением полетов на предельно малых высотах, взлетов (посадок) на подобранных с воздуха необорудованных площадках, применении системы внешней подвески, и являются достаточно сложными и требуют специальной подготовки, высокого профессионального мастерства летных экипажей. Кроме того, очевидно, наибольшая аварийность на загородных автомагистралях наблюдается в сумерках и ночью, а также при существенном ухудшении погодных условий низкой облачности, тумане, интенсивных осадках, обледенении. Но именно в этих неблагоприятных и опасных условиях придется выполнять срочные аварийно-спасательные работы экипажам вертолетов, которые сами могут попасть в особые ситуации полета и потерпеть авиационное происшествие или серьезный авиационный инцидент.

Следующим направлением решения проблемы обеспечения безопасности на автомобильных трассах с применением авиационно-спасательных технологий, является создание технических средств, используемых при ликвидации последствий дорожно-транспортных происшествий, в том числе: медицинских, вертолетных сливных устройств, эвакуационных систем, аварийно-спасательного инструмента.

Вертолеты, оборудованные системой внешней подвески, можно также использовать для оперативного освобождения и разблокирования проезжей части автомагистралей при невозможности или недопустимой длительности ожидания подъезда наземной грузоподъемной техники. Применение водосливных устройств на внешней подвеске вертолета позволит существенно повысить эффективность ликвидации последствий ДТП при угрозе распространения пожара.

Итак, воздушный транспорт, в частности вертолет, является наиболее действенным техническим средством спасения пострадавших при дорожно-транспортных происшествиях. Его основная задача - доставить до места аварии медицинский персонал и спасателей, принять на борт пострадавшего и эвакуировать его в медицинское учреждение. Повысить скорость реагирования наземных подразделений в силу объективных причин возможно не всегда, именно поэтому, для решения проблемы обеспечения комплексной безопасности на федеральных автомобильных трассах, необходимо делать ставку на авиационную технику, а именно - на вертолеты.

Библиографический список

1. *Володка А. М.* Методическое пособие для летных экипажей вертолетов типа Ми-8 по выполнению спасательных операций при ДТП. М.: ЗАО ЦНТУ «Динамика», 2007.

2. *Мозговой А. П.* Новые авиационные технологии ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций // Системы безопасности. 2003. № 1. С. 25 – 27.

3. *Паршенцев С. А., Асовский В. П., Худоленко О. В.* Проблемы и особенности использования вертолетов для спасения людей // Сб. науч. Тр. VI Форум «Российского вертолетного общества». М.: МАИ, 2004. Разд. VII. С. 81 – 85.

4. Постановление Правительства Российской Федерации от 20 февраля 2006 г. № 100 «О федеральной целевой программе «Повышение безопасности дорожного движения в 2006 – 2012 годах» // Российская газета, № 4005, 27.02.2006.

УДК 621.454.2

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS CFX

А. Д. Максимов, Т. А. Чубенко, В. М. Зубанов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва

Введение. Характеристики ЖРД – это зависимости его выходных параметров от внешних и внутренних, определяющих работу двигателя. К выходным параметрам ЖРД относятся тяга, удельный импульс тяги и другие. К внешним параметрам – давление и температура компонентов топлива на входе в двигатель, их плотность, давление, температура и влажность окружающей среды, температура конструкции, положение регулирующих органов.

Внутренними параметрами ЖРД являются давление в КС, массовые расходы, соотношение компонентов топлива и другие параметры внутрикамерных процессов, отклонение размеров и формы гидравлических трактов агрегатов и трубопроводов от проектных, точность изготовления элементов двигателя, чистота обработки поверхностей деталей и т.д. [1]

Наиболее существенное влияние на тягу и удельный импульс тяги ЖРД оказывают следующие параметры:

- давление в камере сгорания;
- соотношение компонентов топлива;

- давление окружающей среды.

Дроссельная характеристика ЖРД – зависимость тяги и удельного импульса тяги от давления в камере сгорания при постоянном составе топлива и давлении окружающей среды. При работе двигателя необходимо выдерживать необходимое давление в КС, при изменении давления прямо пропорционально изменяются тяги и удельный импульс тяги. Таким образом данная характеристика дает возможность регулировать выходные параметры двигателя.

Характеристика ЖРД по составу топлива – зависимость тяги и удельного импульса тяги от соотношения компонентов при постоянных давлениях в КС и окружающей среды. В двигателе должна поступать топливная смесь определенного состава, отвечающая номинальным значениям давлений окислителя и горючего. В процессе работы возможно отклонение этих значений от номинальных, что приводит к изменению состава топлива, а в следствие этого изменению выходных параметров двигателя.

Высотная характеристика – зависимость тяги и удельного импульса тяги от давления окружающей среды при постоянном давлении в камере и соотношении компонентов топлива. Эта характеристика очень важна, потому что ЖРД в полете работает при переменном давлении окружающей среды.

В данной статье были рассмотрены три, представляющие наибольший практический интерес, характеристики для камер двигателей, работающих на жидком кислороде и жидком водороде, и на жидком кислороде и жидком керосине:

- по составу топлива (изменение соотношения компонентов);
- дроссельная (изменение давления в камере сгорания);
- высотная (изменение давления окружающей среды).

Описание расчетных моделей. Для изучения характеристик камер ЖРД были выбраны двигатели второй ступени со следующими параметрами:

- тяга 1760 кН;
- давление в камере сгорания 14,6 МПа;
- номер ступени – 2;
- относительная расхода напряженность $1,55 \cdot 10^{-4}$ кг/Н · с;
- компоненты топлива: кислород+водород (O_2+H_2), кислород+керосин (O_2+T-1).

Контуры камер были рассчитаны по методике [4].

В программе NX 8.5 была создана геометрия расчетной области. Она представляет собой тридцатиградусный сектор камеры ЖРД и выходную область. Эти объекты были разбиты на сетку конечных элементов с помощью программы ANSYS CFX (рис. 1) со следующими параметрами:

- количество элементов – 1700000;
- параметр скошенности (*Skewness*) – 0.98;
- максимальный размер элемента 10 мм;
- минимальный размер элемента 0,1 мм;

В качестве граничных условий были использованы (рис. 2):

- полное давление на входе 14,6 МПа;
- полная температура на входе 3700 К;
- давление окружающей среды на выходе;
- температура окружающей среды на выходе 300 К;
- модель теплопередачи *Total Energy*;
- процессы абсолютно установившиеся (моделирование проводилось в стационарной постановке);

- модель турбулентности *k-ε*;
- учитывалось влияние вязкости среды;
- модель диссипации вихря *Eddy Dissipation*;
- интенсивность турбулентности на входе 5%.

Для характеристики по составу топлива для двигателя на компонентах O_2+H_2 использовалась модель горения тонкого фронта пламени Flamelet из стандартной библиотеки ANSYS CFX [5] коэффициент избытка окислителя задавался в интервале 0,8-1,2; для двигателя на компонентах O_2+T-1 – модель горения тонкого фронта пламени flamelet «JetA Oxygen WD1» из стандартной библиотеки ANSYS CFX [6] коэффициент избытка окислителя задавался в интервале 0,7-1,1.

Исследование дроссельной и высотной характеристик двигателя на компонентах O_2+H_2 осуществлялось с помощью систем реакций [7] с моделью горения Eddy Dissipation в интервале давлений от 1 до 30 кПа и 0,9-1,1 от номинального давления в камере. Аналогично были получены характеристики двигателя на компонентах O_2+T-1 с помощью систем реакций с моделью горения EDM [8].

Анализ результатов. Сходимость решения оценивалась по математическим и интегральным параметрам, которые были постоянны для установившегося решения (рис. 3). В случае интегральных характеристик параметры могут колебаться вокруг среднего значения (рис. 4).

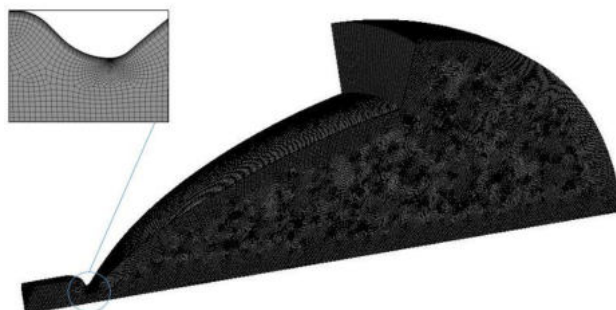


Рис. 1. Сеточная модель

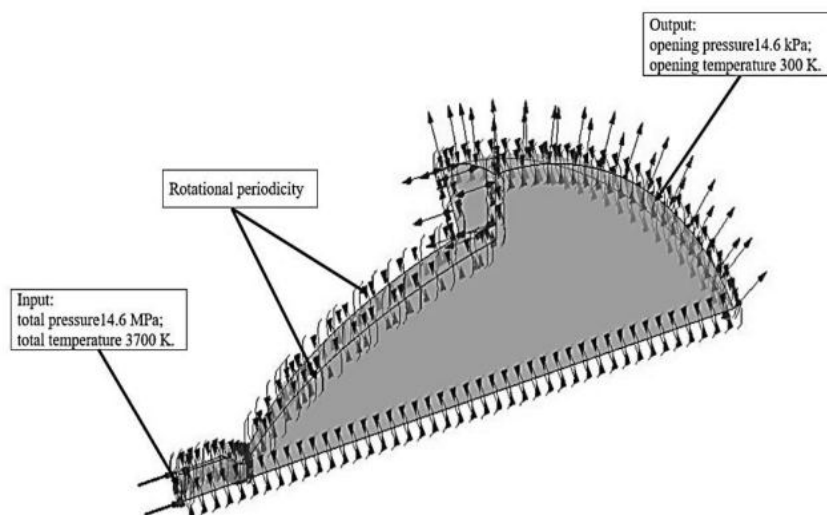


Рис. 2. CFD-модель

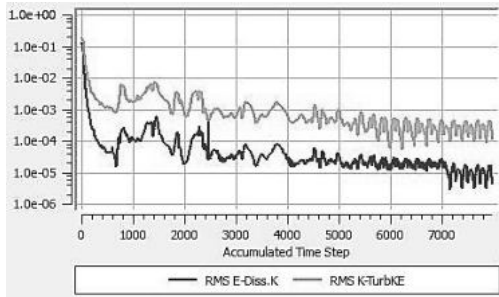


Рис. 3. Монитор математических параметров

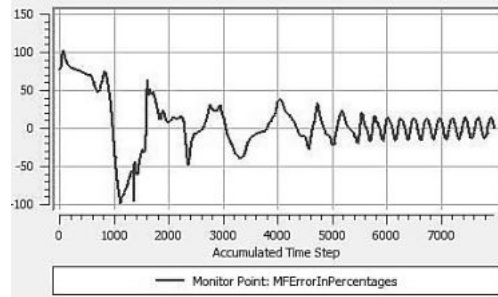
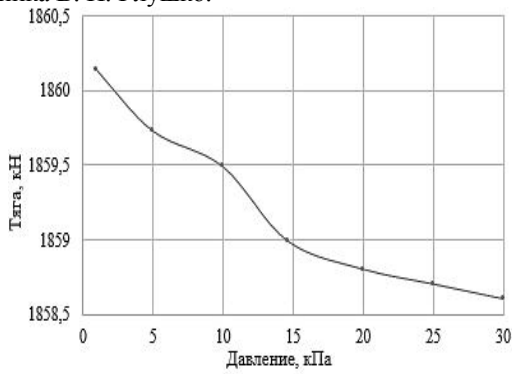
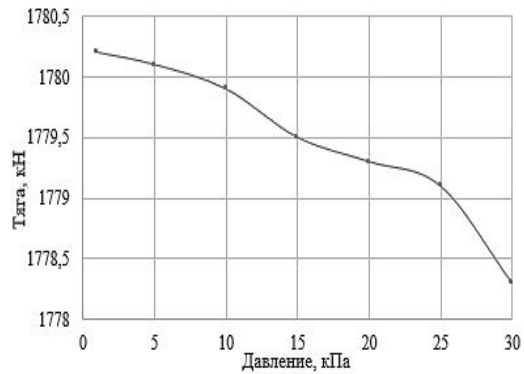


Рис. 4. Монитор погрешности массового расхода в процентах

В результате исследования были получены зависимости тяги и удельного импульса тяги от давления окружающей среды (рис. 5), от соотношения компонентов (рис. 6) и от давления в КС (рис. 9). На рис. 7 и 8 приведены графики зависимости удельного импульса тяги от соотношения компонентов камеры, полученные в результате моделирования и взятые из справочника В. П. Глушко.

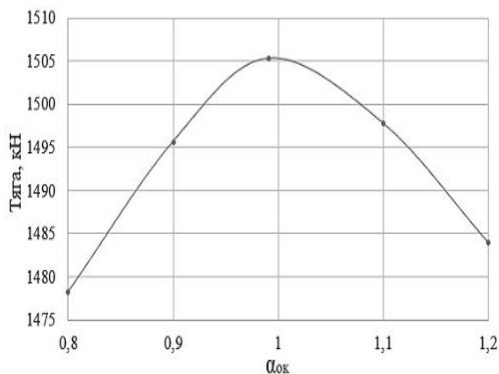


Компоненты кислород-водород

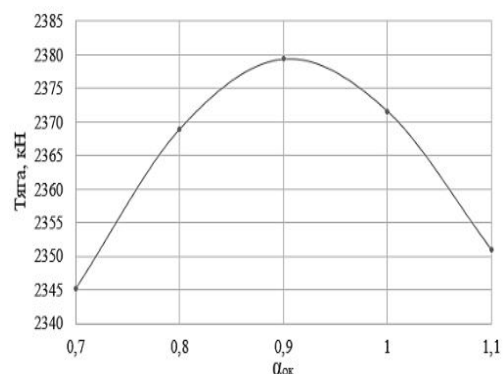


Компоненты кислород-керосин

Рис. 5. График зависимости тяги от давления окружающей среды

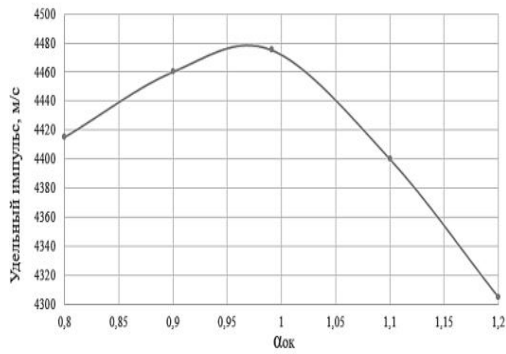


Компоненты кислород-водород

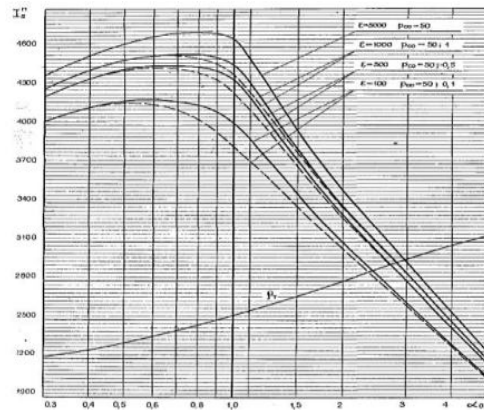


Компоненты кислород-керосин

Рис. 6. График зависимости тяги от соотношения компонентов

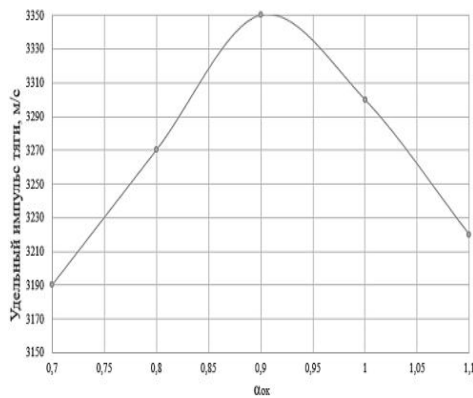


Результат моделирования

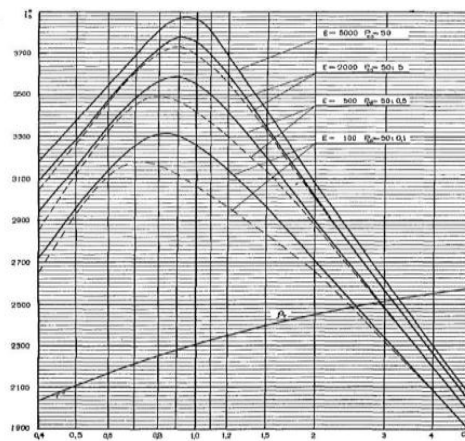


Данные из справочника В.П. Глушко

Рис. 7. График зависимости удельного импульса тяги от соотношения компонентов на компонентах O_2+H_2

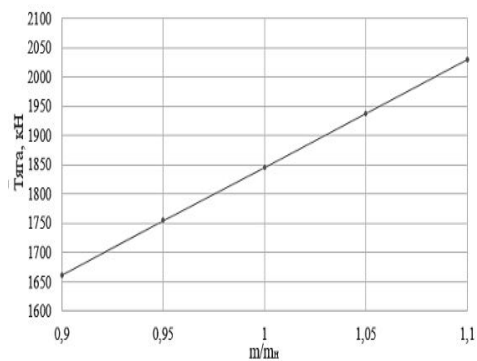


Результат моделирования

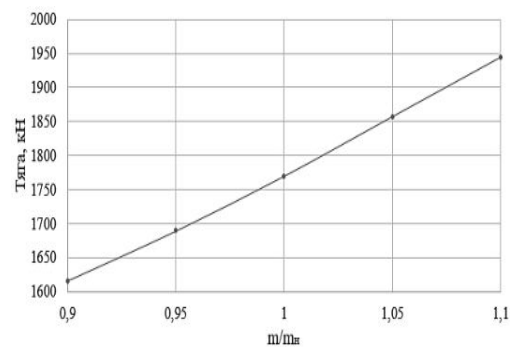


Данные из справочника В.П. Глушко

Рис. 8. График зависимости удельного импульса тяги от соотношения компонентов на компонентах O_2+T-1



Компоненты кислород-водород



Компоненты кислород-керосин

Рис. 9. График зависимости тяги от давления в камере сгорания

Как видно из полученных графиков данную модель можно использовать для прогнозирования изменения тяги и удельного импульса тяги при изменении внешних и внутренних параметров двигателя.

Заключение. Таким образом, можно сделать вывод, что полученные графики зависимостей отражают реальную работу двигателя на различных режимах работы, что подтверждается справочными данными. Данную модель можно использовать для прогнозирования изменения тяги и удельного импульса тяги для конкретного двигателя в интересующей нас точки траектории и при непредвиденных обстоятельствах в процессе эксплуатации.

Библиографический список

1. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей: учебник / под ред. В. П. Глушко. М.: Машиностроение, 1989.
2. Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: учебник. В 2 кн. / под ред. В. М. Кудрявцева. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1993.
3. Мелькумов Т. М., Мелик-Пашаев Н. И., Чистяков П. Г. и др. Ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1976.
5. Егорычев В. С. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA: учебное пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013.
6. Zubanov V. M., Egorychev V. S., Shabliy L. S. Design of Rocket Engine for Spacecraft Using CFD-Modeling // 2015. Vol. 104. P. 29 – 35.
7. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide, 2011, ANSYS Inc.
8. Егорычев В. С., Шаблий Л. С., Зубанов В. М. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учебное пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2014.
9. Лепихов А. В. Упрощенная кинетическая схема горения смеси RP-1/O₂ для CFD-расчетов ракетных двигателей // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. Т.17, вып. 1. [Электронный ресурс] URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-1/articles/626/>

УДК 623.825: 629.5.025.1

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА РАСЧЕТА ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОДВОДНЫХ КРЫЛЬЕВ РАКЕТНОГО КАТЕРА

О. У. Мукарамов, И. Л. Петрова, А. А. Сизова

*Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова
Крыловский научный центр*

Задачей данного исследования являлась разработка алгоритма расчета основных характеристик подводных крыльев для проектирования, определения основных конструктивных, эксплуатационных и гидродинамических характеристик ракетного катера. В работе катер принимается как однокорпусное судно на подводных крыльях (СПК).

Исходные данные для проектируемого СПК, представлены в таблице 1. В качестве прототипа для проектируемого СПК был выбран теплоход на подводных крыльях «Вихрь».

Алгоритм решения поставленной задачи состоит из следующих этапов:

1. определение формы и площади подводных крыльев,
2. определение размеров крыльев, стоек и обвода корпуса,
3. разработка алгоритма расчета основных характеристик подводных крыльев.

Таблица 1
Исходные данные проектируемого СПК

Водоизмещение $D_s(\text{т})$	Скорость V_H (узл)	Пассажировместимость n (человек)
150	35	300

Определение формы и площади подводных крыльев. Выбор элементов подводных крыльев составляет существенную часть проектирования судна, обладающего хорошими гидродинамическими качествами, ходкостью и мореходностью. Для схемы крыльев (рис. 1, [2]), расположенных друг за другом (тандем), важное значение имеет положение кормового и носового крыльев по длине судна относительно центра тяжести корпуса. Положение крыльев по длине определяется главным образом той долей водоизмещения, которая передается на каждое крыло при движении на подводных крыльях, а также конструктивными соображениями [2].

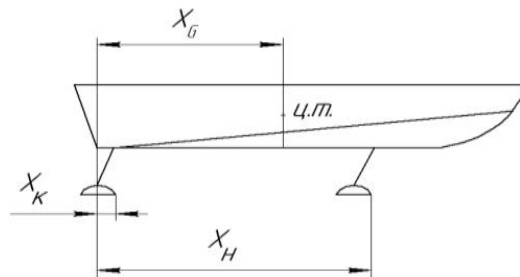


Рис. 1. Схема расположения крыльев

При установившемся движении судна на подводных крыльях имеет место равновесие между подъемной силой крыльев и весом судна [2]:

$$Y_H + Y_K = D, \quad (1)$$

а также равенство моментов относительно транца [2]:

$$Y_H X_H + Y_K X_K = D X_G. \quad (2)$$

Отсюда следует, что

$$Y_H = D \frac{X_G - X_K}{X_H - X_K}. \quad (3)$$

$$\bar{X}_G = \frac{X_G}{L} = 0,4 - \text{центр тяжести.}$$

Принимаем центр тяжести судна $\bar{X}_G = 0,4$, и, т.к. центр тяжести определяется по формуле $\bar{X}_G = \frac{X_G}{L}$, то можем найти расстояние от центра тяжести до транца для модели:

$$X_G = \bar{X}_G L = 0,4 \cdot 2,52 = 1,008 \text{ м.}$$

При выборе положения крыльев (особенно кормового) относительно корпуса должно быть учтено взаимовлияние крыльев и корпуса на режимах движения до отрыва корпуса от воды. При правильном положении крыльев по длине и высоте можно существенно снизить буксировочное сопротивление судна и обеспечить более ранний по скорости его выход на крылья.

Для повышения эффективности, носовое крыло следует располагать по возможности ближе к носу судна (с учетом других конструктивных требований). Пересечение крылом потока, отходящего от глиссирующего корпуса, произойдет тогда на меньшей скорости. Возросшая вследствие этого подъемная сила крыла будет способствовать увеличению коэффициента гидродинамического качества, а также улучшению поперечной устойчивости корпуса при выходе на носовое крыло [2].

Для определения X_H и X_K воспользуемся результатами модельных испытаний гидродинамических качеств модели судна на подводных крыльях (Таблица 2).

Таблица 2

Основные характеристики прототипа модели судна на подводных крыльях

Водоизмещение	116,7 кгс (1145 Н).
Наибольшая длина	3,436 м
Длина по ватерлинии	3,095 м
Ширина по ватерлинии	0,676 м
Осадка корпуса на плаву	0,164 м
Расстояние между подводными крыльями	1,952 м
Положение крыльевых устройств на модели:	
Носовое крыло – по длине от транца (по носику крыла) – по высоте в ДП от основной плоскости	2,088 м; 0,175 м.
Кормовое крыло – по длине от транца (по носику крыла) – по высоте от основной плоскости	0,136 м; 0,175 м.
Расчетное погружение носового крыла (при ходе на крыльях)	0,091 м
Расчетное погружение кормового крыла относительно уровня невозмущенной поверхности воды (при ходе на крыльях)	0,091 м

Отсюда находим, что $X_{н1} = 2,088$ м и $X_{к1} = 0,136$ м. Известно, что крыльевые устройства данного судна выполнены по схеме тандем с распределением 60% нагрузки на носовое крыло и 40% на кормовое крыло. Зная распределение нагрузки на носовое и кормовое крыло, воспользуемся равенством моментов относительно транца (2), для нахождения расстояния от центра тяжести до транца X_{G1} :

$$Y_k(X_{G1} - X_{к1}) = Y_n(X_{н1} - X_{G1}) \quad (4)$$

После постановки значений $X_{н1}$, $X_{к1}$ с учетом распределения нагрузки 60% и 40% на носовое и кормовое крыло соответственно, получаем равенство:

$$0,4(X_{G1} - 0,136) = 0,6(2,088 - X_{G1}). \quad (5)$$

Выражая из равенства (5) X_{G1} , получим: $X_{G1} = 1,3072$ м.

После вычисления значения расстояния от центра тяжести до транца X_{G1} можем составить соотношение:

$$\frac{X_{G1}}{X_{н1}} = \frac{X_G}{X_n}. \quad (6)$$

Из (6) найдем X_n :

$$X_n = \frac{X_G \cdot X_{н1}}{X_{G1}} = \frac{1,008 \cdot 2,088}{1,3072} = 1,61 \text{ м.}$$

Аналогично определяем X_k :

$$X_k = \frac{X_G \cdot X_{к1}}{X_{G1}} = \frac{1,008 \cdot 0,136}{1,3072} = 0,104 \text{ м.}$$

Зная X_n и X_k , определим Y_n по формуле (3):

$$Y_n = D \frac{X_G - X_k}{X_n - X_k} = 75 \frac{1,008 - 0,104}{1,61 - 0,104} = 45 \text{ кгс.}$$

Тогда, выразив Y_k из (2) получим:

$$Y_k = D - Y_n = 75 - 45 = 30 \text{ кгс.}$$

Для дальнейших исследований в качестве прототипа для модели СПК выбираем модель с подводными крыльями трапецевидной формы, основные характеристики которых приведены на рис. 2. Крылья данной формы по своим гидродинамическим качествам не уступают

плоским крыльям, обладают лучшей поперечной и вертикальной устойчивостью и лучшими мореходными качествами [2].

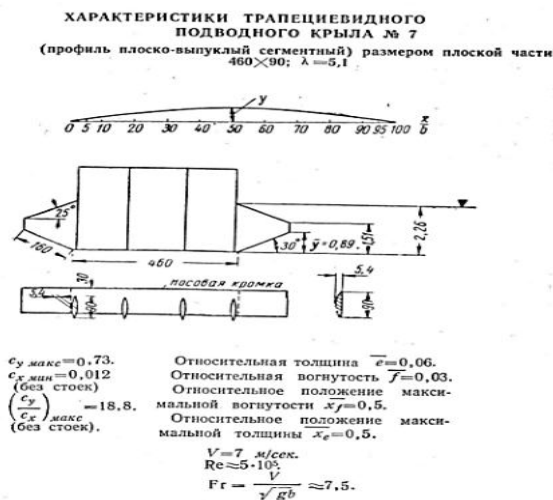


Рис. 2. Характеристики трапециевидного подводного крыла

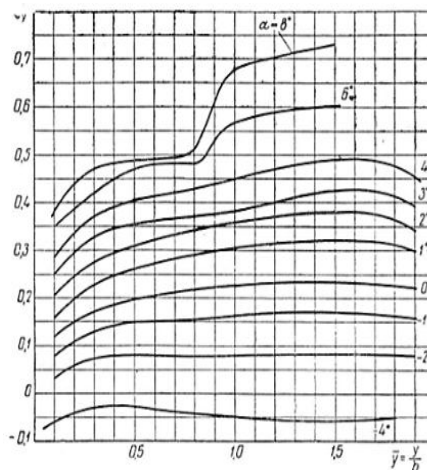


Рис. 3. Зависимость c_y от относительного погружения трапециевидного крыла при постоянных углах атаки

Определим площадь крыльев. Площадь погруженной части трапециевидного крыла меняется в зависимости от режима движения судна. Исходной величиной для выбора размеров крыла является площадь его погруженной части, т.к. ее сопротивление при движении на максимальной расчетной скорости в основном определяет потребную мощность двигателей.

Площади носового и кормового крыльев определяют из соотношений [2]:

$$S_n = \frac{Y_n}{c_{yn} \rho \frac{V^2}{2}}, S_k = \frac{Y_k}{c_{yk} \rho \frac{V^2}{2}} \quad (7)$$

где Y_n и Y_k – определяются по формулам (1) и (3).

Задаемся величиной относительного погружения \bar{h} крыла при движении на максимальной скорости V_{\max} . Значение \bar{h} выбирается исходя из эксплуатационных требований. Для судов с повышенной мореходностью относительное погружение крыла может находиться в пределах $\bar{h} = 0,5 \div 1,0$. Для проектируемого судна принимаем относительное погружение $\bar{h} = 1,0$ [2].

При выборе профиля крыла следует учитывать ряд требований: получение минимального сопротивления, отсутствие кавитации и срыв потока с крыла при максимальной скорости судна, достаточную прочность крыла.

Для предотвращения возникновения кавитации и срыва потока применяют профиль крыла с равномерным распределением давления на верхней стороне крыла – стороне разрежения. Одним из таких профилей является легко изготавливаемый сегментный профиль с острыми входящими и выходящими кромками, у которого максимальная толщина находится на расстоянии, равном 50% длины хорды [2], его выбираем для проектируемого катера.

Для определения коэффициентов подъемной силы, используем результаты модельных испытаний трапециевидного крыла, которые приведены на рис. 3, рассматривая кривые $K = f(c_y)$ при относительном погружении $\bar{h} = 1,0$ при углах атаки $\alpha_n = 2,5^\circ$ и $\alpha_k = 1,0^\circ$: $c_{yn} = 0,36$, $c_{yk} = 0,30$.

Зная c_{yn} и c_{yk} , найдем площади носового и кормового крыльев по (7):

$$S_H = \frac{Y_H}{c_{yH} \rho \frac{V^2}{2}} = \frac{45}{0,36 \cdot 102 \cdot \frac{5,08^2}{2}} = 0,095 \text{ м}^2.$$

$$S_K = \frac{Y_K}{c_{yK} \rho \frac{V^2}{2}} = \frac{30}{0,30 \cdot 102 \cdot \frac{5,08^2}{2}} = 0,076 \text{ м}^2.$$

Определение размеров крыльев, стоек и обвода корпуса. Размеры крыла, если величина его площади уже определена, выбираются из условия получения минимального сопротивления (т.е. наибольшего гидродинамического качества), обеспечения необходимой поперечной устойчивости судна и прочности крыла.

Размах плоской части трапециевидного крыла берут равным максимальной ширине судна по палубе или даже несколько большим при условии, если вопрос поперечной устойчивости для проектируемого судна является особо важным и, если это допускают условия эксплуатации.

Как показывает опыт [2], общий размах носового трапециевидного крыла целесообразно брать примерно в 2 раза больше размаха его плоской части или максимальной ширины корпуса. В этом случае обеспечиваются хорошие буксировочные качества, поперечная и продольная устойчивость при движении судна на всех режимах движения. Большой размах носового крыла необходим также для обеспечения условий движения судна под разными курсовыми углами к волне.

Общий размах кормового трапециевидного крыла может быть меньше размаха носового крыла. Учитывая, что кормовое крыло движется в корытообразной суживающейся к корме впадине, образованной носовым крылом, в первом приближении его размах можно принять равным 0,7 – 0,8 размаха носового крыла [2].

При известных размерах корпуса модели определяем общий размах носового и кормового крыльев:

$$l_H = 2B = 2 \cdot 0,56 = 1,12 \text{ м},$$

$$l_K = 0,8l_H = 0,8 \cdot 1,12 = 0,896 \text{ м}.$$

Размах крыла лимитируется также его прочностью, для обеспечения которой требуется установка стоек. Для снижения буксировочного сопротивления число стоек желательно иметь минимальным. Снижения буксировочного сопротивления можно добиться заменой вертикальных стоек наклонными: при движении на скоростях, близких к максимальной, они выйдут из воды. Профили стоек принимают двоякосимметричными (чечевицеобразными) с острой передней кромкой, тонкие (насколько это возможно по условиям прочности), так как они уменьшают брызгообразование при пересечении ими свободной поверхности [2].

Чтобы предотвратить раннее возникновение кавитации и срывы на стыке стойки и крыла, носовую кромку стойки нужно сместить назад от носовой кромки крыла примерно на 0,3 длины хорды крыла, тогда максимальное разрежение стойки и крыла, возникающие на середине хорд, сместятся относительно друг друга, и не будут накладываться [2].

При выборе обводов корпусов судов на подводных крыльях необходимо соблюдать следующие условия:

1. До выхода на крылья, корпус должен иметь, возможно меньший горб сопротивления; для этого обводы судов на подводных крыльях выбирают однотипными с обычными судами, спроектированными для движения на скоростях, соответствующих горбу сопротивления судов на подводных крыльях.

2. При движении на волне с большой скоростью и кратковременном погружении корпуса обводы должны ослаблять удар и обеспечивать небольшое возрастание сопротивления [2].

Расчет размеров кормового крыла. В работе был проведен расчет площади S_K и общего размаха l_K кормового крыла.

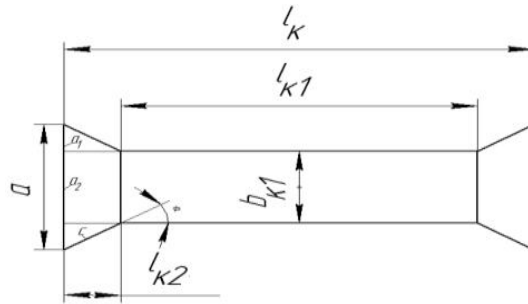


Рис. 4. Кормовое крыло

Длину плоской части принимаем равной ширине корпуса модели, то есть $l_{к1} = B = 0,56$ м. Высота трапеции кормового крыла определяется по следующей формуле:

$$l_{к2} = \frac{(l_{к} - l_{к1})}{2} = \frac{0,896 - 0,56}{2} = 0,168 \text{ м.} \quad (8)$$

Зная эти величины ($l_{к2}, l_{к1}, l_{к}, S_{к}$) можем определить остальные размеры ($b_{к1}, a, c, \lambda_{к1}, \alpha, S_{\text{трапец}}, S_{\text{плос.части}}$) кормового крыла (рис. 4) [3].

Принимаем хорду трапеции в 2 раза больше, чем в плоской части: $2b_{к1} = a$.

Воспользуемся формулой (7) для определения площади кормового крыла:

$$S_{\text{общ}} = \frac{Y_{к}}{c_{\text{ук}} \rho \frac{V^2}{2}} \quad (9)$$

Общая площадь кормового крыла равна сумме площади его наклонной и плоской частей:

$$S_{\text{общ}} = 2S_{\text{трапец}} + S_{\text{плос.части}},$$

$$\begin{aligned} S_{\text{плос.части}} &= l_{к1} b_{к1}, \\ S_{\text{трапец}} &= \frac{1(2b_{к1} + b_{к1})}{2} l_{к2} \end{aligned} \quad (10)$$

Подставив в формулу (9), формулы для нахождения площади плоской и наклонной части, получим следующее выражение:

$$S_{\text{общ}} = (2b_{к1} + b_{к1})l_{к2} + l_{к1} b_{к1}. \quad (11)$$

Приравнявая формулы (9) и (11) нахождения общей площади кормового крыла, получаем равенство:

$$(2b_{к1} + b_{к1})l_{к2} + l_{к1} b_{к1} = \frac{Y_{к}}{c_{\text{ук}} \rho \frac{V^2}{2}}. \quad (12)$$

Выражаем из (12) хорду плоской части крыла $b_{к1}$:

$$b_{к1} = \frac{Y_{к}}{c_{\text{ук}} \rho \frac{V^2}{2}} : (3l_{к2} + l_{к1}),$$

$$b_{к1} = 0,076 : (3 \cdot 0,168 + 0,56) = 0,0714 \text{ м.}$$

Удлинение кормового крыла [2]:

$$\lambda_{к1} = \frac{l_{к1}}{b_{к1}} = \frac{0,56}{0,0714} = 7,84.$$

Отсюда следует, что по формуле (10), площадь плоской части $S_{\text{плос.части}} = l_{к1} b_{к1} = 0,56 \cdot 0,0714 = 0,0399 \text{ м}^2$.

Определяем основание a трапеции для кормового крыла (рис. 4):

$$a = 2b_{к1} = 2a_1 + a_2. \quad (13)$$

Учитывая, что $a_2 = b_{к1}$, выражаем из формулы (13) a_1 :

$$a_1 = \frac{b_{к1}}{2} = \frac{0,0714}{2} = 0,0357 \text{ м.}$$

Тогда (по (13)), основание a трапеции для кормового крыла:

$$a = 2a_1 + a_2 = 2 \cdot 0,0357 + 0,0714 = 0,1428 \text{ м.}$$

Боковая сторона c трапеции кормового крыла по теореме Пифагора равна:

$$c = \sqrt{a_1^2 + l_{к2}^2} = \sqrt{0,0357^2 + 0,168^2} = 0,1717 \text{ м.}$$

Угол α между основаниями и боковыми сторонами трапеции кормового крыла:

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{a_1}{c}\right) = \arcsin\left(\frac{0,0357}{0,168}\right) = 12^\circ.$$

Площадь трапеции кормового крыла (по формуле (10)) равна:

$$S_{\text{трапец}} = \frac{(2b_{к1} + b_{к1})}{2} l_{к2} = \frac{(2 \cdot 0,0714 + 0,0714)}{2} \cdot 0,168 = 0,01799 \text{ м}^2.$$

Проверим полученные значения площадей крыла: плоской и трапеции. Подставим значения площади плоской части $S_{\text{плос.части}}$ и трапеции $S_{\text{трапец}}$ в равенство (12):

$$\begin{aligned} 2S_{\text{трапец}} + S_{\text{плос.части}} &= \frac{Y_{к}}{c_{\text{ук}} \rho \frac{V^2}{2}}, \\ 2 \cdot 0,01799 + 0,0399 &= 0,076, \\ 0,076 &\approx 0,076. \end{aligned}$$

Аналогично расчету размеров кормового крыла, был выполнен расчет размеров носового крыла. Результаты расчета приведены в таблице 3.

Таблица 3
Основные размеры носового крыла

Название	Обозначение	Значение
Длина плоской части	$l_{н1}$	0,56 м
Хорда плоской части	$b_{н1}$	0,067 м
Удлинение плоской части	$\lambda_{н1}$	8,4
Площадь плоской части	$S_{\text{плос.части}}$	0,0375 м ²
Боковая сторона трапеции	c	0,282 м
Угол между основаниями и боковыми сторонами трапеции	α	7°
Площадь трапеции	$S_{\text{трапец}}$	0,02814 м ²

Для носового крыла так же, как и для кормового крыла, проверим равенство (12):

$$\begin{aligned} 2S_{\text{трапец}} + S_{\text{плос.части}} &= \frac{Y_{н}}{c_{\text{ун}} \rho \frac{V^2}{2}}, \\ 2 \cdot 0,02814 + 0,03752 &= 0,095, \\ 0,094 &\approx 0,095. \end{aligned}$$

Оценка взаимодействия подводных крыльев и расчет скоса потока. Приближенное решение задачи о взаимодействии крыльев системы «тандем» конечного размаха основывается на экспериментальном исследовании деформации свободной поверхности, вызванной подводным крылом.

Измерения деформации свободной поверхности показывают, что впереди крыла волновые возмущения полностью затухают уже на расстоянии 3-5 хорд. Поскольку расстояние между крыльями составляет обычно более 10 хорд, то кормовое крыло не оказывает влияние на обтекания носового. Но тогда задача о взаимодействии крыльев «тандем» сводится к определению гидродинамических характеристик кормового крыла, работающего в потоке, возмущенного носовым крылом.

Считается, что носовое крыло системы «тандем» работает в невозмущенном потоке, а на кормовое крыло натекает скошенный плоскопараллельный поток со скоростью, равной скорости движения судна [4].

При принятых допущениях подъемная сила кормового крыла в системе «тандем» изменится пропорционально изменившемуся истинному углу атаки, который также изменится на величину скоса потока. Сопротивление кормового крыла системы «тандем» изменится на величину горизонтальной проекции подъемной силы, отклоненной от вертикали на угол скоса, т.е.:

$$\begin{aligned} Y_{\text{КТ}} &= Y_{\text{К}} \left(1 - \frac{\Delta\alpha_{\text{т}}}{a+a_0} \right), \\ R_{\text{КТ}} &= R_{\text{К}} + \Delta\alpha_{\text{т}} Y_{\text{КТ}}, \end{aligned} \quad (14)$$

где $\Delta\alpha_{\text{т}}$ – скос потока, вызванный носовым крылом в месте расположения кормового крыла; α – геометрический угол атаки; α_0 – изменение угла нулевой подъемной силы профиля [4].

Входящие в (14) подъемная сила и сопротивление носового и кормового крыльев, составляющих систему «тандем», а также их коэффициенты, не имеющие индекса «т», определяются по характеристикам соответствующих изолированных крыльев. При этом геометрический угол атаки α носового изолированного крыла следует принимать равным углу атаки крыла в системе «тандем», измеренному относительно направления движения, а для кормового изолированного крыла геометрический угол атаки нужно брать меньше, чем в системе «тандем», на величину скоса потока, то есть для кормового крыла геометрический угол атаки отсчитывается от направления скошенного потока. Чтобы кормовое крыло развило необходимую подъемную силу, угол установки кормового крыла нужно заранее увеличить на величину, равную углу скоса потока. Кроме того, нужно учитывать, что истинное погружение кормового крыла следует отсчитывать не от горизонтальной невозмущенной поверхности, а от уровня волновой впадины, вызванной носовым крылом, который она имеет в отсутствие кормового крыла. Понижение действительного уровня свободной поверхности для кормового крыла приведет к увеличению дифферента, которое вызовет соответственное увеличение на ту же величину углов атаки обоих крыльев. Поэтому для получения расчетных углов атаки крыльев реального судна их установочные углы нужно уменьшить на угол дополнительного дифферента, вызванного понижением уровня воды в месте расположения кормового крыла [4].

Окончательно, таким образом, задача о системе «тандем» сводится к определению скоса потока крыла конечного размаха и понижению уровня поверхности воды позади подводного крыла конечного размаха.

При большой относительной скорости движения ($Fr_V > 3$) волновая поверхность позади крыла конечного размаха имеет форму корытообразной впадины с почти прямолинейными основаниями поперечных сечений и отвесными бортами. Впадина, ширина которой вначале несколько меньше размаха крыла, постепенно сужается и затем, на некотором удалении, за крылом ее борта смыкается, образуя брызговой бурун [4].

Продольный волновой профиль составляет, как бы полуволну и с достаточной точностью может быть заменен синусоидой. Тогда ордината наибольшего понижения волнового профиля a и ее отстояние от крыла $\frac{\lambda^*}{4}$ будут представлять собой соответственно амплитуду и четверть длины синусоидальной волны. Эти два параметра определяют продольный волновой профиль. Для вычисления $\frac{\lambda^*}{4}$ применяются эмпирические формулы [4]:

$$\begin{aligned} \frac{\lambda^*}{4} &= \frac{\pi}{2} Fr_V^{2\nu} = 14,65, \\ \nu &= e^{-\frac{0,73}{\lambda^{0,2}}} = 2,71^{-\frac{0,73}{13^{0,2}}} = 0,648. \end{aligned} \quad (15)$$

$$Fr_V = \frac{v}{\sqrt{gb_n}} = \frac{5,08}{\sqrt{9,81 \cdot 0,084}} = 5,6 - \text{число Фруда в хордах носового крыла.}$$

Скос потока системы «тандем» зависит от отношения расстояния между крыльями \bar{L} к длине волновой впадины. Расстояние между крыльями \bar{L} определяется по следующей формуле [4]:

$$\bar{L} = \frac{L_r}{b_n} = \frac{1,506}{0,084} = 17,92, \quad (16)$$

где $L_r = X_n - X_k = 1,61 - 0,104 = 1,506$ м – расстояние между крыльями; $b_n = \frac{S_{общ}}{l_n} = \frac{0,095}{1,12} = 0,084$ м – хорда носового крыла.

Если $\bar{L} = \frac{\lambda^*}{4}$, то есть, когда кормовое крыло находится под подошвой волнового профиля, скос потока отсутствует ($\Delta\alpha_T = 0$). Если $\bar{L} < \frac{\lambda^*}{4}$ скос потока направлен вниз ($\Delta\alpha_T > 0$), при $\bar{L} > \frac{\lambda^*}{4}$ скос потока направлен вверх ($\Delta\alpha_T < 0$) [4].

Так, для проектируемого катера $\bar{L} > \frac{\lambda^*}{4}$, то есть $17,92 > 14,65$, то скос потока направлен вверх и угол атаки кормового крыла необходимо увеличить на величину угла скоса потока.

С учетом вышесказанного, расчет скоса потока для обычной системы «тандем», согласно рекомендациям [4], производится по следующей приближенной формуле:

$$\Delta\alpha_T = 0,75 \frac{c_y}{Fr_V^{2\nu}} \left[e^{-\frac{\bar{h}}{Fr_V^{2\nu}}} + \frac{0,5}{\lambda} (Fr_V^{2\nu} - 2) \right] \cos\left(\frac{\bar{L}}{Fr_V^{2\nu}}\right), \quad (17)$$

где e – экспонента; $\lambda = \frac{l_n}{b_n} = \frac{1,12}{0,084} = 13,3$ – относительное удлинение волнообразующего крыла. Определим значение скоса потока крыла $\Delta\alpha_T$:

$$\Delta\alpha_T = 0,75 \cdot \frac{0,3}{5,6^{2 \cdot 0,648}} \left[2,71 \frac{-1,0}{5,6^{2 \cdot 0,648}} + \frac{0,5}{13,3} (5,6^{2 \cdot 0,648} - 2) \right] \cos\left(\frac{17,92}{5,6^{2 \cdot 0,648}}\right) = 0,02414(0,8985 + 0,27518)0,999 = 0,028^\circ.$$

Определим угол нулевой подъемной силы профиля α_0 обтекаемого безграничным потоком жидкости. Используя кривые зависимости c_y от угла атаки трапециевидного крыла при постоянных относительных погружениях из [4] при $c_y = 0,3$ и при постоянных относительных погружениях $\bar{h} = 1,0$, получаем: $\alpha_0 = -3,3^\circ$ и $\alpha = 1^\circ$.

Так как скос потока направлен вверх и угол атаки кормового крыла необходимо увеличить на величину угла скоса потока, то получим:

$$\alpha = \alpha + \Delta\alpha_T = 1^\circ + 0,028^\circ = 1,028^\circ.$$

Теперь уточним распределение нагрузки во втором приближении по (14):

$$Y_{кт} = Y_k \left(1 - \frac{\Delta\alpha_T}{\alpha + \alpha_0} \right) = 30 \left(1 - \frac{0,028^\circ}{1,028^\circ - 3,3^\circ} \right) = 30,36 \text{ кгс.}$$

Так как $Y_k + Y_n = D$, то можем найти подъемную силу носового крыла Y_n :

$$Y_n = D - Y_k = 75 - 30,36 = 44,64 \text{ кгс.}$$

В процентном соотношении распределение нагрузки на кормовое и носовое крыло для модели представлено в таблице 4.

Таблица 4
Распределение нагрузки на кормовое и носовое крыло во втором приближении

Название величины	Значение (кгс)	Значение (%)
Подъемная сила носового крыла Y_n	44,64	59,52
Подъемная сила кормового крыла Y_k	30,36	40,48
Весовое водоизмещение модели D	75	100

На основании выполненных расчетов был разработан алгоритм определения основных размеров крыльевой установки ракетного катера с учетом оценки взаимодействия подводных крыльев.

Библиографический список

1. Аносов В. Н. Быстроходные суда в конце XX столетия. 2002.
2. Блюмин В. И., Иванов Л. А., Масеев М. Б. Транспортные суда на подводных крыльях, 1964.

3. Зайцев Н. А., Маскалик А. И. Отечественные суда на подводных крыльях. 1967.
4. Егоров И. Т., Соколов В. Т. Гидродинамика быстроходных судов. 1965.
5. Практические методы расчета буксировочного сопротивления быстроходных катеров ОСТ 5.0027-71., 1977..
6. Дорогостайкий Д. В., Жученко М. М., Мальцев Н. Я. Теория и устройства судна. 1976.
7. Альбом форм обводов и гидродинамических характеристик моделей быстроходных катеров систематической серии «БК».

УДК 639.7.036.2

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ КОМБИНИРОВАННОГО ТИПА

К. Э. Мурзина, М. В. Чернышов

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

Предложена концепция воздушно-реактивного двигателя комбинированного типа, совмещающего принципы действия детонационного двигателя и прямого воздушного реактивного двигателя традиционной схемы. В воздухозаборнике этого устройства часть потока с наименьшими потерями полного давления на образующихся скачках уплотнения используется для сгорания в камере традиционного воздушно-реактивного двигателя. Другая часть потока, обладая небольшим давлением торможения, имеет при этом существенно более высокую температуру и благодаря этому может использоваться в детонационном двигателе.

Введение. В настоящее время реактивные двигатели традиционных схем, работающие на химическом топливе, практически достигли предела своей эффективности. Для существенного увеличения тяги и повышения КПД необходима разработка принципиально новых схем.

Идея прямого детонационного воздушно-реактивного двигателя обсуждается в научной литературе на протяжении десятилетий [1 – 3]. Несмотря на теоретическую простоту устройства, его практическое функционирование затруднено образованием сложных ударно-волновых структур с различными температурами топливно-воздушной смеси (ТВС) за их элементами. В результате детонирует только часть горючего за образующимися скачками уплотнения, имеющая наибольшую температуру [4, 5]. В частности, при маховском отражении температура потока за главным скачком заметно больше, чем за системой из падающего и отраженного скачков, в результате чего, как правило, детонирует только часть потока, расположенная за «маховской ножкой».

В свою очередь, как показывают исследования [6 – 8] сверхзвуковых входных диффузоров воздушно-реактивных двигателей (ВРД), потери полного давления в потоке за падающим и отраженным скачками существенно меньше, чем за «маховским» скачком. Эта часть потока предпочтительна для последующего поступления в камеру сгорания ВРД.

Существенное (в несколько раз, а иногда – на порядок) различие полных давлений и температур газа за тройными конфигурациями (ТК) различного вида (в частности, образующихся при маховском отражении) обсуждалось в работах [9, 10]. Найденные в [11 – 14] экстремальные свойства ударно-волновых систем (последовательностей скачков уплотнения и волн разрежения) и структур (совокупностей скачков и волн, имеющих общую точку) использовались ранее для оптимизации формы обтекаемых тел [15], сверхзвуковых воздухозаборников [6-8, 11], в других практических приложениях аэрогазодинамики.

Исходя из отмеченных особых свойств образующихся ударно-волновых структур, нами предлагается концепция ВРД комбинированного типа – с детонацией ТВС за маховскими

скачками тройных конфигураций и ее «обычным» сгоранием в камере ВРД за системой из косых отраженных скачков.

В представленной работе анализируются соотношения температур и полных давлений за ударно-волновой структурой маховского отражения скачков уплотнения в сужающемся канале (например, на входе в сверхзвуковой воздухозаборник). Показано, что эти отношения могут достигать весьма высоких значений, что служит теоретическим обоснованием разрабатываемой схемы перспективного ВРД.

Схема течения. Основные соотношения

1. Схема течения и соотношения на газодинамических разрывах. В качестве модельной задачи, характеризующей принцип действия перспективного устройства, рассматривается сверхзвуковое (с числом Маха M невозмущенного потока) течение невязкого совершенного газа с показателем адиабаты γ (для определенности $\gamma = 1.4$ во всех последующих примерах расчета) в плоском сужающемся канале между двумя клиньями (рис. 1).

Интенсивность J_1 падающего косого скачка 1, образующегося на входе в канал (отношение статических давлений газа за скачком и перед ним), связана с углом β_1 поворота потока на передней кромке клина:

$$\operatorname{tg} \beta_1 = \sqrt{\frac{(1+\varepsilon)M^2 - \varepsilon - J_1}{J_1 + \varepsilon}} \cdot \frac{(1-\varepsilon)(J_1 - 1)}{(1+\varepsilon)M^2 - (1-\varepsilon)(J_1 - 1)}, \quad (1)$$

где $\varepsilon = (\gamma - 1)/(\gamma + 1)$.

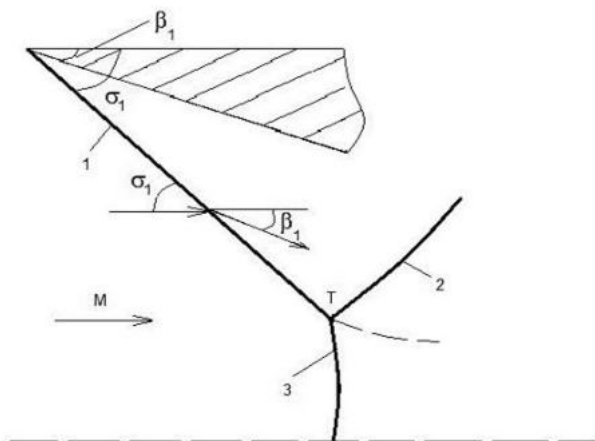


Рис. 1

При достаточно большой интенсивности J_1 падающего скачка происходит его нерегулярное (маховское) отражение от плоскости симметрии течения с образованием отраженного скачка 2 (с интенсивностью J_2) и главного (маховского) скачка 3 с интенсивностью J_3 . Интенсивности скачков 1–3 и соответствующие углы β_i ($i = 1..3$) поворота потока связаны условиями совместности на тангенциальном разрыве τ , исходящем из их общей (тройной) точки T :

$$J_1 J_2 = J_3, \quad \beta_1 + \beta_2 = \beta_3. \quad (2)$$

При этом углы β_2 и β_3 поворота потока на скачках, исходящих из тройной точки, связаны с интенсивностями этих скачков и числами Маха перед ними соотношениями, аналогич-

ными (1). Число Маха M_i за произвольным скачком i определяется интенсивностью J_i этого скачка и числом Маха M_j течения перед ним:

$$M_i = \sqrt{[(J_i + \varepsilon)M_j^2 - (1 - \varepsilon)(J_i^2 - 1)]/[J_i(1 + \varepsilon J_i)]}. \quad (3)$$

2. Область существования простого маховского отражения. Для расчета образующейся ТК (решения системы (1–3) соотношений на газодинамических разрывах) при фиксированном значении показателя адиабаты γ необходимо задать число Маха M невозмущенного потока и интенсивность J_1 ветвящегося скачка. Диапазон возможных интенсивностей скачков уплотнения при больших числах Маха неограниченно расширяется. Поэтому ТК традиционно анализируются на плоскости $(M; \sigma_1)$, где σ_1 – угол наклона скачка 1 к вектору скорости потока перед ним (рис. 1), связанный с его интенсивностью соотношением

$$J_1 = (1 + \varepsilon)M^2 \sin^2 \sigma_1 - \varepsilon.$$

Кривая 1 на рис. 2 соответствует вырождению скачка 1 в слабый разрыв ($\sigma_1 = \arcsin(1/M)$, $J_1 \rightarrow 1$) и служит нижней границей области существования ТК. Кривая 2 соответствует критической скорости течения за этим скачком ($M_1 = 1$). Кривая 3 является верхней границей области существования ТК и описывается соотношением

$$M = \sqrt{[A(B - C) - 1 + \varepsilon]/\varepsilon}, \\ A = (1 + \varepsilon J_1)/[(1 + \varepsilon)(J_1(1 - 3\varepsilon) - 4\varepsilon^2)], \quad B = J_1(1 - 2\varepsilon - \varepsilon^2) - 2\varepsilon^2, \\ C = 2\varepsilon\sqrt{\varepsilon(1 + \varepsilon J_1)(J_1 + \varepsilon)},$$

начиная с точки F_1 ($M_{F_1} = \sqrt{(2 + 2\sqrt{\varepsilon})/(1 + 2\sqrt{\varepsilon})} = 1.245$) на кривой 1.

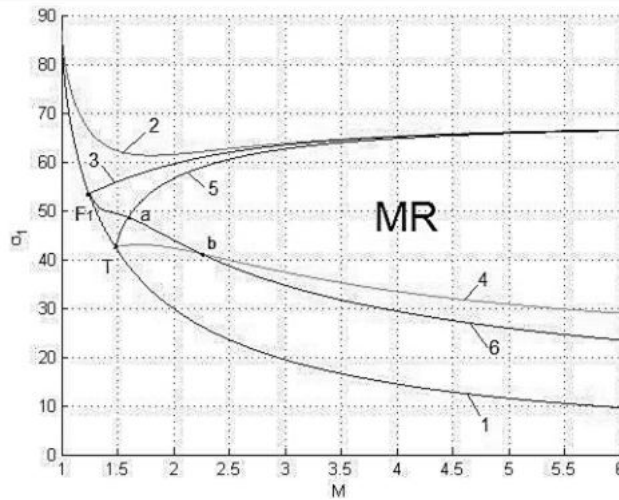


Рис. 2.

В зависимости от направления поворота потока на скачках 1-3, различают конфигурации первого (ТК-1, $\beta_1\beta_2 < 0$, $\beta_1\beta_3 < 0$), второго (ТК-2, $\beta_1\beta_2 < 0$, $\beta_1\beta_3 > 0$) и третьего (ТК-2, $\beta_1\beta_2 > 0$, $\beta_1\beta_3 > 0$) типа. Как правило, ТК-1 и ТК-3 образуются в частных случаях

взаимодействия встречных и догоняющих скачков, соответственно, а ТК-2 – при маховском отражении.

Кривая 4 на рис. 2 разделяет области существования ТК-1 и ТК-2. Она соответствует стационарным маховским конфигурациям с прямым главным скачком ($\beta_3 = 0$). Значение $J_1 = J_N(M)$ интенсивности скачка 1, соответствующее кривой 4, определяется из уравнения

$$\sum_{n=0}^3 E_n J_N^n = 0,$$

$$E_3 = 1 - \varepsilon, \quad E_2 = -\left[(1 + \varepsilon - \varepsilon^2 + \varepsilon^3) M^2 + (1 - \varepsilon)(1 - \varepsilon + \varepsilon^2) \right],$$

$$E_1 = \varepsilon \left[(1 + \varepsilon) M^2 + 1 - \varepsilon \right] \cdot \left[(1 - \varepsilon) M^2 - 2 + \varepsilon \right], \quad E_0 = (1 - \varepsilon)(M^2 - 1)(1 + \varepsilon) M^2 - \varepsilon.$$

Согласно теоретическим и экспериментальным результатам, обобщенным в [16, 17], в установившихся течениях практически не возникает отражения с образованием ТК-1 при $J_1 < J_N(M)$ – так называемого отражения фон Неймана с главным скачком, выпуклым вверх по потоку. Поэтому, согласно известному критерию фон Неймана [16-19] перехода от маховского отражения к регулярному, кривая 4 служит нижней границей области существования маховского отражения.

Верхней границей области существования ТК-2 на плоскости $(M; \sigma_1)$ служит кривая 5, соответствующая маховскому отражению с прямым отраженным скачком ($\beta_2 = 0$). Эта конфигурация (ТКП-2-3, [9]) является переходной между ТК-2 и ТК-3. Маховское отражение с образованием ТК-3 (так называемое отражение Гудерля [16] или Васильева [17]) достаточно редко реализуется на практике (скорее следует ожидать образования запирающего или отошедшего скачка перед входом в сужающийся канал). Поэтому кривая 5, описываемая уравнением

$$M^4 - rM^2 + (J_1 - 1)(J_1 + 2 - \varepsilon)/(1 - \varepsilon) = 0,$$

$$r = (J_1 - 1)(J_1 + 2 - \varepsilon)/(J_1 + \varepsilon) + (J_1 + \varepsilon)/(1 + \varepsilon) + (1 + \varepsilon J_1)^2 / \left[(1 - \varepsilon)(J_1 + \varepsilon)^2 \right],$$

может служить верхней границей области существования простого маховского отражения.

Кривые 4 и 5 (нижняя и верхняя границы области существования простого маховского отражения) исходят из точки T ($M_T = \sqrt{(2 - \varepsilon)/(1 - \varepsilon)} = 1.483$) на кривой 1. Таким образом, рассматриваемые здесь ТК второго типа существуют только при $M > M_T$.

3. Целевые функции. Различие температуры и полного давления за скачками 2 и 3, разделенными тангенциальным разрывом, описывается функциями

$$I_T = T_3/T_2 = \Theta_3/(\Theta_1 \Theta_2) = E_3/(E_1 E_2),$$

$$I_{p_0} = p_{02}/p_{03} = I_1 I_2 / I_3 = \left[E_3 / (E_1 E_2) \right]^{(1+\varepsilon)/2\varepsilon}. \quad (4)$$

Здесь $E_i = (1 + \varepsilon J_i)/(J_i + \varepsilon)$ – соотношение плотностей газа перед i -м скачком уплотнения и за ним согласно ударной адиабате Ренкина-Гюгоню, $\Theta_i = E_i J_i$ – соотношение температур (T), $I_i = (J_i E_i^\gamma)^{(1-\varepsilon)/2\varepsilon}$ – коэффициент восстановления полного давления (P_0).

Различие между параметрами потоков за ТК и невозмущенного течения описывается функциями

$$I_{T_3} = T_3/T = \Theta_3, \quad I_{T_2} = T_2/T = \Theta_1 \Theta_2, \quad I_{p_{03}} = p_{03}/p_0 = I_3,$$

$$I_{p_{02}} = p_{02}/p_0 = I_1 I_2. \quad (5)$$

Таким образом, повышение температуры за скачком 3 и сохранение полного давления за скачком 2 (относительно потока, невозмущенного или противоположащего по отношению к разрыву τ) оценивается путем исследования целевых функций (4 – 5) в области II между кривыми 4 и 5 на рис. 2.

Критически важные параметры течения за элементами ударно-волновой структуры. Кривая 6 на рис. 2 показывает тройные конфигурации, экстремальные как по соотношению полных давлений, так и по соотношению температур на тангенциальном разрыве при каждом числе Маха невозмущенного потока. При небольших числах Маха ($M > M_{F_1}$) экстремальные ТК относятся к третьему типу и соответствуют частным случаям взаимодействия догоняющих скачков. Начиная с $M = M_a = 1.596$, экстремальные ТК-2 соответствуют маховскому отражению. Наконец, при $M > M_b$, где $M_b = \sqrt{4 - 3\varepsilon + \varepsilon^2} / (1 - \varepsilon) = 2.254$, конфигурации, экстремальные по соотношению температур и давлений торможения, принадлежат к первому типу.

Экстремальные значения функций I_T и I_{p_0} , достигаемые на всем множестве тройных конфигураций, показаны кривыми 1а и 1b на рис. 3. При больших числах Маха эти «оптимальные» значения стремятся к конечным пределам [9]:

$$I_T \rightarrow 1/\varepsilon, \quad I_{p_0} \rightarrow \varepsilon^{\frac{1+\varepsilon}{2\varepsilon}} \quad (6)$$

Значения функций I_T и I_{p_0} , достигаемые на нижней границе области существования простого маховского отражения (соответствующие образованию стационарной маховской конфигурации, или критерию «механического равновесия» фон Неймана), показаны на рис. 3 кривыми 2а и 2b. При больших числах Маха отношения параметров течения за стационарной маховской конфигурацией асимптотически стремятся к следующим пределам:

$$I_T \rightarrow \frac{1 + 2\varepsilon - 2\varepsilon^3 + \varepsilon^4 + (1 - \varepsilon)D}{2\varepsilon(2 - \varepsilon)}, \quad I_{p_0} \rightarrow \left[\frac{1 + 2\varepsilon - 2\varepsilon^3 + \varepsilon^4 + (1 - \varepsilon)D}{2\varepsilon(2 - \varepsilon)} \right]^{\frac{1+\varepsilon}{2\varepsilon}},$$

где $D \rightarrow (1 + \varepsilon)^2 - \varepsilon(1 - \varepsilon)[2(1 - \varepsilon)(2 - \varepsilon) - \varepsilon^3(1 - \varepsilon)]$, которые значительно уступают обозначенным в (6).

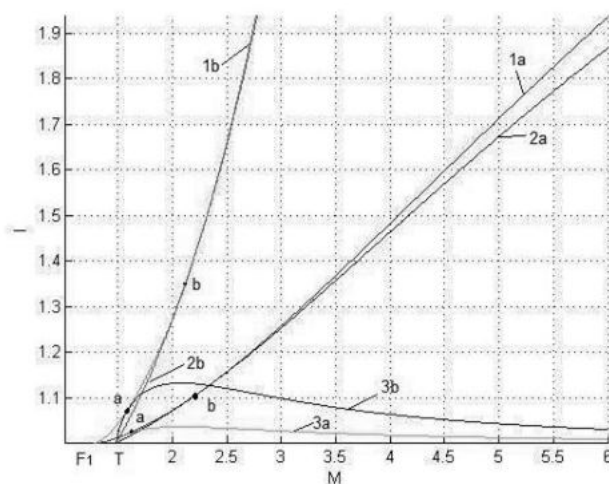


Рис. 3

Однако, как видно из сравнения кривых 1а и 1б, 2а и 2б, при небольших и умеренных числах Маха рассматриваемые отношения параметров, соответствующие стационарным маховским конфигурациям, незначительно отличаются от «оптимальных».

Кривые 3а и 3б соответствуют соотношениям температур и полных давлений за переходной конфигурацией ТКП-2-3, то есть на верхней границе области существования простого маховского отражения. Показанные значения совпадают с «оптимальными» лишь при $M = M_a$, а при умеренных и больших числах Маха значительно им уступают. Как показано в [9], эти значения асимптотически стремятся к единице при $M \rightarrow \infty$.

Соотношения (5) параметров течения за отдельными элементами тройных конфигураций маховского отражения и в невозмущенном потоке требуют проведения дополнительных исследований.

Заключение. Соотношения температур и полных давлений потоков за тройной точкой маховского отражения могут достигать весьма высоких значений. По этой причине применение высокотемпературного потока топливно-воздушной смеси за главным (маховским) скачком в детонационном цикле, а высоконапорного (обладающего большим давлением торможения) потока за системой косых скачков уплотнения – в камере сгорания обычного воздушно-реактивного двигателя представляется теоретически оправданным.

Для практической реализации предлагаемого смешанного (гибридного) двигателя необходимо разделение потоков за образующимися тройными точками маховского отражения, а следовательно, разработку эффективного алгоритма определения положения таких точек. Для этого могут быть адаптированы методы анализа ударно-волновой структуры сверхзвуковых потоков в перерасширенных струях и сужающихся каналах, разработанные В.Н. Усковым и его учениками и изложенные в [20, 21].

Библиографический список

1. Dunlap R., Brehm R. L., Nichols J. A. A Preliminary Study of the Application of Steady-State Detonative Combustion to a Reaction Engine // Journal of Jet Propulsion. 1958. Vol. 28. No. 7. Pp. 451 – 456.
2. Cambier J. L., Adelman H., Menees G. P. Numerical simulations of an oblique detonation wave engine // Journal of Propulsion and Power. 1990. Vol. 6. No. 3. Pp. 315 – 323.
3. Choi J. Y., Jeung I. S., Yoon Y. Numerical Study of Scram Accelerator Starting Characteristics // AIAA Journal. 1998. Vol. 36. No. 6. Pp. 1029 – 1038.
4. Булат П. В., Денисенко П. В., Волков К. Н. Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн. Часть I. Исследования детонационных двигателей // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16. № 1. С. 1 – 21.
5. Булат П. В., Денисенко П. В. Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн. Часть II. Исследования встречных ударных волн и тройных ударно-волновых конфигураций // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16. № 2. С. 199 – 223.
6. Oswatitsch K. Gas Dynamics. New York: Academic Press, 1956.
7. Герман Р. Сверхзвуковые входные диффузоры. М.: Физматгиз, 1960.
8. Петров Г. И. Аэромеханика больших скоростей и космические исследования: избранные труды. М.: Наука, 1992.
9. Усков В. Н., Чернышов М. В. Особые и экстремальные тройные конфигурации скачков уплотнения // Прикладная механика и техническая физика. 2006. Т. 47. № 4. С. 39 – 53.

10. Капралова А. С., Чернышов М. В. Тройные конфигурации догоняющих скачков уплотнения в условиях неоднозначности решения // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2017. № 4. С. 46 – 52.
11. Омельченко А. В., Усков В. Н. Оптимальные ударно-волновые системы // Известия РАН. Сер. Механика жидкости и газа. 1995. № 6. С. 118 – 126.
12. Омельченко А. В., Усков В. Н. Оптимальные ударно-волновые системы при ограничениях на суммарный угол поворота потока // Известия РАН. Сер. Механика жидкости и газа. 1996. № 4. С. 142 – 150.
13. Омельченко А. В., Усков В. Н. Экстремальная система «волна разрежения – скачок уплотнения» в стационарном потоке газа // Прикладная механика и техническая физика. 1997. Т. 38. № 3. С. 59 – 68.
14. Омельченко А. В., Усков В. Н. Оптимальные догоняющие скачки уплотнения с ограничениями на суммарный угол поворота потока // Прикладная механика и техническая физика. 1999. Т. 40. № 4. С. 99 – 108.
15. Усков В. Н., Чернышов М. В. Экстремальные ударно-волновые системы в задачах внешней аэродинамики // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21. № 1. С. 15 – 31.
16. Ven-Dor G. Shock Wave Reflection Phenomena. Berlin – Heidelberg – NewYork: Springer, 2007.
17. Васильев Е. И., Крайко А. Н. Численное моделирование дифракции слабых скачков на клине в условиях парадокса Неймана // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1999. Т. 39. № 8. С. 1393 – 1404.
18. Адрианов А. Л., Старых А. Л., Усков В. Н. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. Новосибирск: Наука, 1995.
19. Hornung H. G. Regular and Mach reflection of shock waves // Annual Review of Fluid Mechanics. 1986. Vol. 18. Pp. 33 – 58.
20. Омельченко А. В., Усков В. Н., Чернышов М. В. Об одной приближенной аналитической модели течения в первой бочке перерасширенной струи // Письма в Журнал технической физики. 2003. Т. 29. Вып. 6. С. 56 – 62.
21. Chanetz B., Chernyshev M. V., Durand A., Ivanov M. S., Khotyanovsky D. V., Kudryavtsev A. N., Omelchenko A. V., Uskov V. N. Analytical, numerical, and experimental investigation of shock wave reflection transition induced by variation of distance between wedges // Proceedings of West East High Speed Flow Fields 2002 Conference (Marseille, France, April 22–26, 2002). Barcelona, Spain: CIMNE, 2003. Pp. 274 – 281.

УДК 629.765 : 551.507.362.1

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ НА ОРБИТУ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ

М. Н. Охочинский, О. В. Арипова

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

Речь пойдет о возможности использования современных метеорологических ракет, в основном предназначенных для выполнения вертикального зондирования атмосферы, для выведения на околоземную орбиту малых космических аппаратов (МКА).

Краткая историческая справка. Известно, что первые опыты по вертикальному зондированию атмосферы ракетами относятся еще к 1930-м гг., а первый реальный запуск ракеты для измерения параметров воздушной среды состоялся 11 апреля 1937 г. [1]. Практически

широкая реализация зондирования атмосферы началась в 1950-х гг., когда наряду с переделанными баллистическими ракетами (американский вариант «Фау-2» и ракета собственной разработки – Соrrogal, отечественная Р-5) в разных странах появились небольшие специализированные ракеты, предназначенные для массового зондирования атмосферы [2]. И сегодня ракетный метод вертикального зондирования атмосферы является одним из самых распространенных в метеорологических исследованиях.

Как отмечено в [3], метеорологическая ракета, предназначенная для вертикального зондирования атмосферы, обычно состоит из двух частей: двигательные установки, в ряде случаев оснащенной жидкостными двигателями, в основном же – твердотопливными, и головной части, обычно отделяемой, с измерительной аппаратурой. На участке подъема полет происходит под воздействием двигательной установки с большими ускорениями и со сверхзвуковыми скоростями, поэтому измерительная аппаратура должна обладать высокой прочностью и малой инерционностью.

На участке спуска отделившегося контейнера с аппаратурой обычно применяют парашютную систему для уменьшения скорости движения и, как следствие, повышение частоты и точность измерений, и спасения аппаратуры.

Основные принципы измерений с помощью приборов, установленных на ракете, а также конструкция ракеты были разработаны в СССР в первой половине 1950-х гг., причем основы конструкции и применяемые методы измерений почти не изменились и до настоящего времени. Так, температура атмосферы измеряется термометрами сопротивления, микротермосопротивлениями или с помощью двух манометров с последующим перерасчетом температуры. Используется и звукометрический метод определения температуры, который основан на измерении скорости звука от последовательных взрывов пиротехнических устройств, выбрасываемых из спускающегося на парашюте отсека аппаратуры.

Относительный химический состав атмосферы определяется в основном методами масс-спектрометрии. Давление и плотность атмосферы чаще всего определяются манометрами – мембранными, тепловыми, ионизационными, магнитоэлектрическими. Также для определения плотности существует метод «падающих шаров», поскольку измеряемая скорость падения предмета известных размеров связана с плотностью воздушной среды. При этом горизонтальные перемещения такого шара позволяет определить скорость и направление ветра. Эти величины измеряются также радиолокационным прослеживанием дрейфа отсека аппаратуры, опускающейся на парашюте, или наблюдением за выбрасываемой из контейнера металлической фольгой.

В 1951 г. в СССР впервые в мире была разработана специальная метеорологическую ракету МР-1, которая представляла собой неуправляемую жидкостную ракету нормальной схемы с аэродинамическим стабилизатором с высотой подъема порядка 100 км [4].

На ракете применялся однокамерный ЖРД разработки КБ А. М. Исаева с вытеснительной системой подачи на азотной кислоте и керосине. Для уменьшения влияния неточностей изготовления корпуса без применения сложной системы управления, ракета при пуске закручивалась вокруг продольной оси с помощью спиралевидных направляющих стартовой установки. Для увеличения скорости выхода из вышки на ракете МР-1 устанавливался стартовый ускоритель – связка нескольких пороховых ракетных двигателей от зенитного неуправляемого реактивного снаряда Р-103. ЖРД включался после выхода ракеты из стартовой установки, что фотоснимком ракеты МР-1 в полете.

Как отмечает Ю. Бирюков [4], использование ракеты МР-1 впервые позволили получить комплексные данные о высотном распределении температуры, давления, плотности воздуха, направлений и скорости ветра и проследить их сезонные изменения. Затем успешное решение проблемы разработки мощных и легких твердотопливных ракетных двигателей в СССР позволило создать мобильную метеорологическую ракету МР-100 (М-100), обладавшую вдвое меньшей стартовой массой, чем ракета МР-1. М-100 – двухступенчатая неуправляемая твердотопливная ракета с высотой подъема до 100 км [5]. Ракета оснащена аэродинамическими

стабилизаторами на обеих ступенях. Примененное в РДТТ баллистическое топливо обусловило применение вкладных зарядов. Пуск производился по траектории, близкой к вертикали, из стартовой установки со спиральными направляющими, придающими ракете вращение вокруг продольной оси. Разделение ступеней – по «горячей» схеме, после запуска двигателя второй ступени. Головная часть – контейнер с метеорологической аппаратурой – отделялась на высоте 65 – 70 км.

Позднее была разработана метеорологическая одноступенчатая твердотопливная ракета MMP-06М, при существенно меньшей стартовой массе и габаритах доставлявшая несколько меньшую полезную нагрузку на высоту до 60 км (рис. 1).

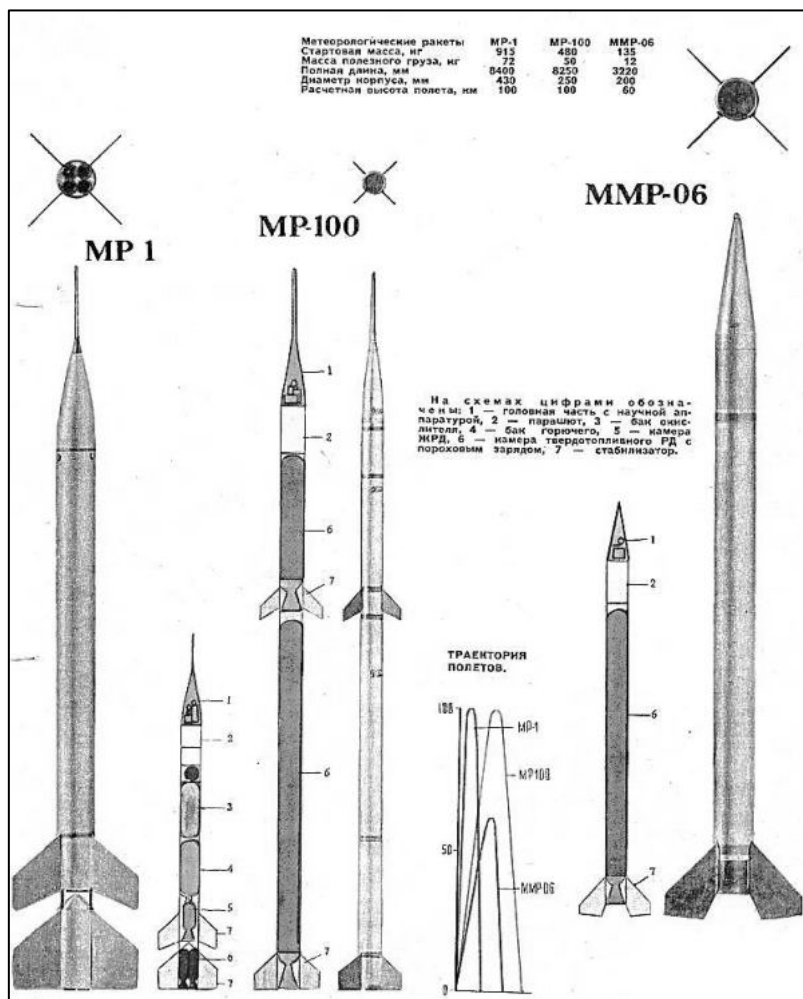


Рис. 1. Конструктивно-компоновочные схемы отечественных метеорологических ракет.
Источник: Техника – молодежи. 1981. №6. С. 40

Первые космические эксперименты. В 1952 – 1956 гг. в США был осуществлен проект «Ракун» (Raccoon, сокращение образовано от словосочетания *Balloon-launched rocket*), заключавшийся в запуске легких геофизических ракет «Дикон» (Deacon) на аэростатах «Скайхук» (Skyhook) со стартом с высоты 15 – 20 км и достижением высот в 80 – 100 км. Экспери-

менты начались первым пуском 21 августа 1952 г. и, как ни странно, продолжались вплоть до 14 апреля 1992 г., когда стартовала 149 ракета. Успешными были 143 пуска, что является достаточно высоким показателем. Считается, что развитие орбитальных систем и надежных ракет-носителей затормозило дальнейшие поиски конструкторов данного проекта [5 – 7].

Проект «*Фарсайд*» [5, 8 – 12]. Первым из проектов запуска ракеты ВЗА с аэростата стал проект ВВС США «*Фарсайд*» (Farside) (исполнитель работ – фирма Aero-nutronic Systems, Inc., разработчик научных приборов – Университет шт. Мэриленд), который первоначально предназначался для выведения полезной нагрузки на высоты порядка 6370 км. Затем, при развитии проекта, основной целью разработчиков стал естественный спутник Земли, обратная, невидимая с поверхности нашей планеты сторона Луны. Полеты по программе «*Фарсайд*» были начаты осенью 1956 г.

Проект предполагал использование воздушного шара для подъема ракеты на высоту порядка 25 – 30 км и запуск с этой высоты ракеты «*Фарсайд-1*». Ракета представляла собой четырехступенчатую ракету длиной 7,3 м, скомпонованную из широко применявшихся в то время твердотопливных зондирующих ракет типа «*Рекрут*» и «*Локки*». Первые две ступени ракеты имели аэродинамические стабилизаторы, последующие две стабилизировались путем закрутки. Ракета крепилась в легком трубчатом станке простой конструкции, который позволял ракете стартовать вертикально – сквозь оболочку аэростата.

Всего было выполнено шесть попыток запуска ракеты по проекту «*Фарсайд*», практически все неудачные – либо не выполнялось полетное задание, либо отказывала система управления. Шестая, последняя, попытка состоялась 22 октября 1957 г., и этот пуск стал последним, после него ВВС США свернуло все работы по запуску ракет «*Фарсайд-1*». Неудовлетворительные результаты первой фазы проекта и яростная критика прессы заставили разработчиков отказаться и от продолжения работ по созданию ракеты «*Фарсайд-2*», предназначавшейся для пусков в сторону Луны.

Проект выведения МКА ракетной метеорологического комплекса. В работе [13] в качестве системы запуска МКА рассматривается новая разработанная исследовательская метеорологическая ракета (ИМР) МН-300, высота полета которой составляет около 300 км (рис. 2, рис. 3). Как утверждают авторы работы [13], вполне можно убедиться, что этот вариант отвечает требованиям эффективности.



Рис. 2. Первая ступень ракеты МН-300 (на снимке) останется в неизменном виде, что минимизирует затраты на модернизацию. Фото НПО «Тайфун». Источник: Буланов А. Естественный носитель // Известия. 20.02.2019

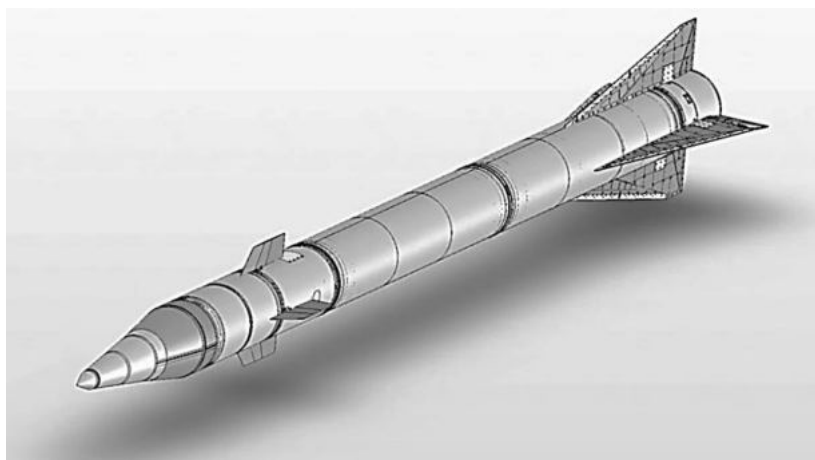


Рис. 3. Общий вид штатной метеорологической ракеты МН-300. Фото НПО «Тайфун».
 Источник: Буланов А. Естественный носитель // Известия. 20.02.2019

ИМР МН-300 – неуправляемая твердотопливная одноступенчатая баллистическая ракета, предназначенная для доставки в верхние слои атмосферы и околоземного космического пространства блока научной аппаратуры (БНА) с целью проведения научных исследований. Разработка выполнена НПО «Тайфун». Основные технические характеристики ИМР МН-300 представлены в таблице 1.

Таблица 1
 Основные характеристики неуправляемой твердотопливной одноступенчатой ракеты МН-300 [13]

Параметр	Значение
Длина ракеты, мм	8012
Диаметр мишеля, мм	445
Стартовая масса ракеты, кг	1550
Масса полезной нагрузки (научной аппаратуры), кг	150
Внутренний объем герметичного корпуса полезной нагрузки, л	90
Количество телеметрируемых каналов	128
Высота подъема ракеты, максимальная, км	300
Минимальная высота выполнения научных экспериментов, км	60
Зона рассеивания точек падения ракеты от точки прицеливания, км	37×60
Подготовка к пуску, не более, мин	30

Передвижной РК МР-30, в составе которого используется ракета МН-300, обладает требуемой инфраструктурой и достаточно просто трансформируется для подготовки МКА или их группировки к запуску, а также позволяет осуществлять запуски с борта научно-исследовательских судов (рис. 4). Это дает возможность оперативно расширить географию запуска МКА в разных регионах земного шара, как с суши, так и с моря.

На ракете МН-300, утверждается в [13], предлагается вместо штатной целевой нагрузки разместить дополнительно разгонный блок (РБ) массой 70 – 100 кг для придания спутнику скорости на круговых орбитах 250 – 300 км, масса при этом спутника оценивается разработчиками проекта ориентировочно в 15 кг [14]. Все это, в свою очередь, делает возможным запуск роя МКА стоимостью ~ \$0,5 – \$0,6 млн.

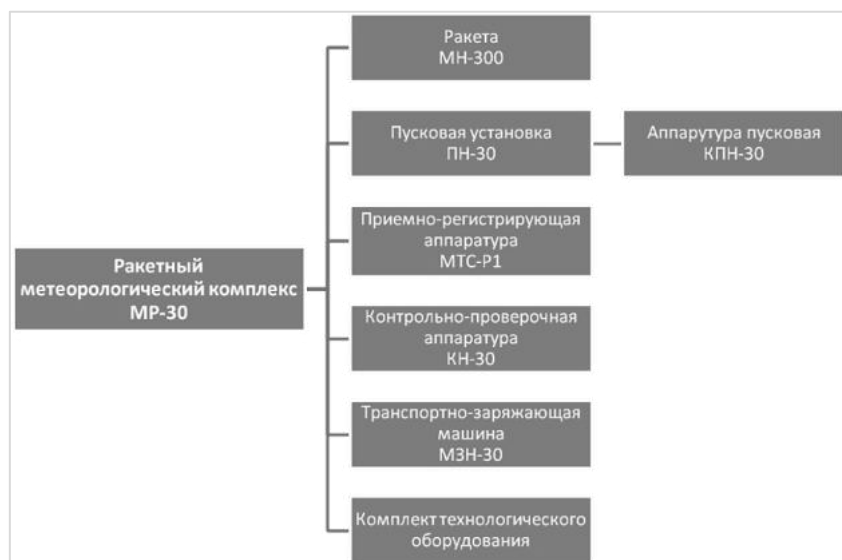


Рис. 4. Структура метеорологического комплекса МР-30. НПО «Тайфун».
 Источник: <http://www.rpatyphoon.ru/products/software-hardware/mr30.php>

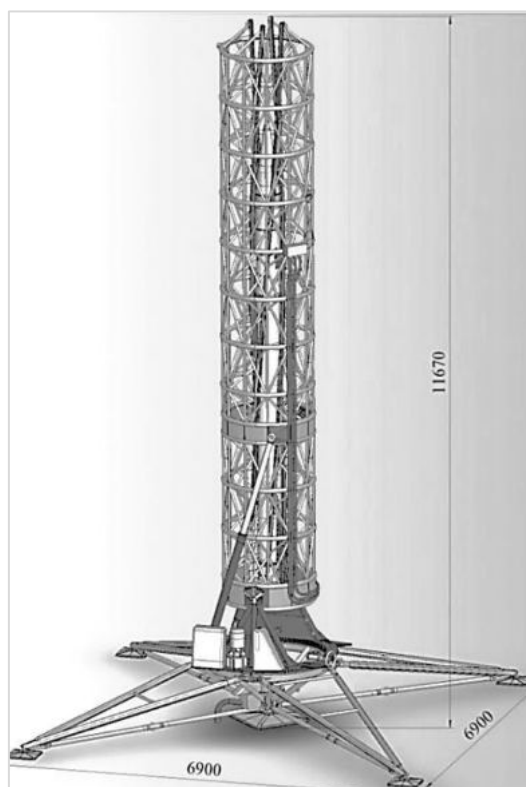


Рис. 5. Пусковая установка ПН-30 с ракетой МН-300. НПО «Тайфун».
 Источник: Буланов А. Естественный носитель // Известия. 20.02.2019

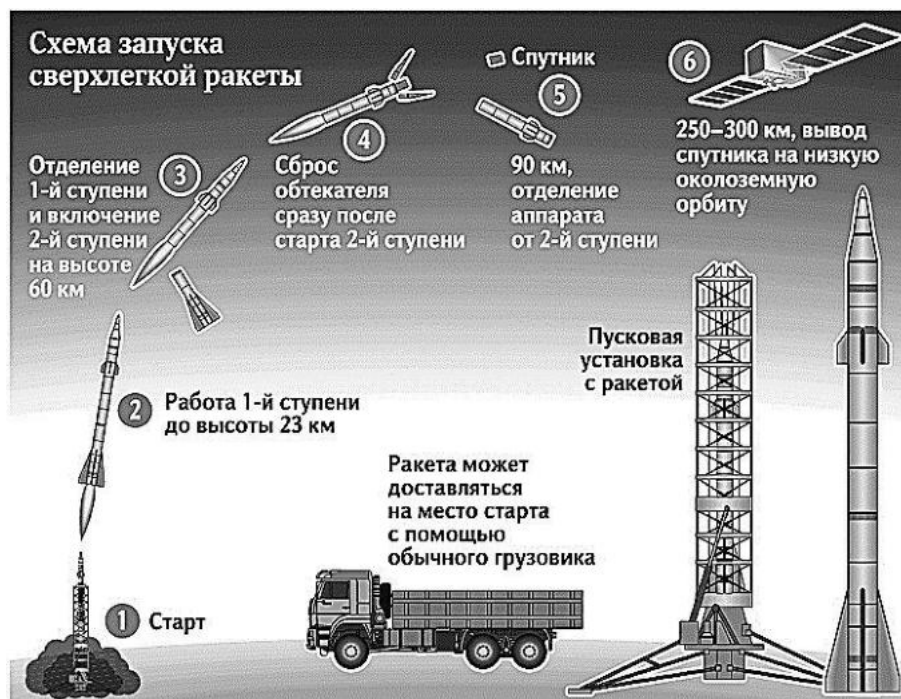


Рис. 6. Схема выведения МКА с помощью ракеты МН-300 комплекса МР-30.
 Источник: Буланов А. Естественный носитель // Известия. 20.02.2019

Как указано в [14], новая версия ракеты сохранит в полной мере положительные качества исходной МН-300. Подготовка к старту займет, по оценкам разработчиков, около трех часов, а транспортировка изделия может осуществляться в контейнере, установленном на обычном грузовике или железнодорожной платформе. Также имеются варианты перевозки по воде или самолетом. Запуски будут осуществляться, как и в случае с МН-300, со стартовых комплексов, расположенных около Тикси и на полигоне Капустин Яр, но, в принципе, их можно будет перенести в другие точки – благодаря высокой мобильности пусковой установки (рис. 5, рис. 6).

Впрочем, по последним данным [14], выявился основной недостаток новой ракеты – высокая стоимость отправки одного килограмма полезного груза на орбиту, которая, как оценивают ее разработчики, составляет порядка \$60 тыс. Впрочем, по мнению этих же разработчиков, это может быть компенсировано некими «индивидуальными условиями запуска».

Оценка технических характеристик ракеты-носителя МКА. Для оценки технических характеристик ракеты был использован пакет прикладных программ ППП «САПР РБ», разработанный на кафедре «Ракетостроение» БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова [16].

Этот программный продукт сегодня широко применяется в учебном процессе университета как компьютерная база лекций, практических и лабораторных занятий, исследовательской работы студентов, курсового и дипломного проектирования. Разработка и верификация моделей ППП выполнена с привлечением данных по баллистическим ракетам и ракетам-носителям, которые публиковались в открытой научной печати СССР, Российской Федерации и зарубежных стран. При расчетах обеспечивается инженерная точность результатов расчетов (до 5–10 %).

Для применения ППП необходимо было задать конструктивно-компоновочную схему (ККС) рассматриваемой ракеты, описать основные технические решения, применяемые при ее создании, а также условия функционирования ракеты. С применением методов, описанных в

[17 – 18], учитывая приведенные ранее данные, ККС ракеты в ее одноступенчатом «метеорологическом исполнении» может быть представлена в следующем виде с учетом идеологии, заложенной в ППП «САПР РБ»:

1. Головной отсек – ГО (полезная нагрузка, включающая в свой состав целевое приборное оборудование для метеорологических исследований, систему крепления/отделения полезной нагрузки, головной обтекатель).

2. Приборы управления (собственно приборы управления полетом, источники питания, модуль ГЛОНАСС и т.п.).

3. Приборный отсек – «сухой» отсек для размещения приборов управления.

4. Заряд твердого ракетного топлива РДТТ первой ступени (размещаемый в корпусе РДТТ).

5. Ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ) – штатный маршевый двигатель ракеты МН-300.

6. Хвостовой отсек («сухой отсек», который присутствует в конструкции изначально).

Для оценки тактико-технических характеристик, необходимых для выполнения расчетов, были использованы фотоматериалы и схемы, приведенные в [13 – 15], а также данные, приведенные в источниках [19 – 22].

Так, длина головного отсека выбрана с учетом необходимости учета пристыкованного к нему отсека рулевого, наличие которого в рамках ППП «САПР РБ» учесть невозможно. При этом для оценки значения этой длины используются изображения, приведенные [13 – 15].

Анализ видеозаписи и фотографий, размещенных на сайте [19], позволяет оценить стартовую тяговооруженность метеоро ракеты (ТВП \approx 3.0), а данные, приведенные в [20 – 21], дают возможность задать основные характеристики твердого топлива (как отмечено в [19], «на основе каучуковых смесей»).

Заряд по форме выбран «звездчатым», поскольку именно такая форма центрального канала относительно легко обеспечивает требуемое значение тяговооруженности. При этом время горения подобного заряда при указанно калибре ракеты составит порядка 15 – 18 с. Давление в камере двигателя и на срезе сопла выбраны по рекомендациям, изложенным в [16, 20, 21].

В таблице 2 показана сводка необходимых исходных данных для выполнения расчета с помощью ППП «САПР РБ» для указанной выше компоновки метеорологической ракеты. При выполнении расчетов был реализован режим оценки максимальной высоты полета ракеты при известных значениях ее стартовой массы и массе полезной нагрузки.

Таблица 2
Тактико-технические характеристики метеорологической ракеты МН-300

Характеристика ракеты	Значение
<i>Тактико-технические характеристики ракеты (исходные)</i>	
<i>Условия старта</i>	
Высота старта над уровнем моря, км	0
Скорость носителя вертикальная в момент старта, м/с	0
Стартовый угол по отношению к местному горизонту, рад	1.57
Угол наклона траектории в конце активного участка, рад	1.5
<i>Ракета в целом</i>	
Масса ракеты стартовая полная, кг	1550
Масса полезной нагрузки, кг	150
Диаметр корпуса максимальный, м	0,445
Длина ракеты полная, м	8,012
Стартовая тяговооруженность	2.5

Таблица 2 (окончание)

<i>Полезная нагрузка</i>	
Масса ГО (включая полезную нагрузку и обтекатель), кг	150
Длина ГО (с учетом рулевого отсека), м	3,4
Наибольший диаметр ГО, м	0,445
Наименьший диаметр ГО, м	0,1
<i>Приборный отсек</i>	
Силовая схема приборного отсека	стрингерная
Конструкционный материал корпуса приборного отсека	АМг6
<i>РДТТ и заряд ТРТ маршевой ступени</i>	
Количество сопел	1
Коэффициент утолщенности сопла	0
Форма заряда твердого топлива	звездчатый
Плотность топлива, кг/м ³	1750
Удельный импульс земной, м/с	2400
Удельный импульс пустотный, м/с	2660
Давление в камере РДТТ, атм	70
Давление на срезе сопла, атм	0,8
<i>Хвостовой отсек</i>	
Силовая схема хвостового отсека	стрингерная
Конструкционный материал корпуса хвостового отсека	АМг6
<i>Результаты расчета с помощью ППП «САПР РБ»</i>	
Масса ракеты стартовая полная расчетная, кг	1549
Относительная масса топлива расчетная	0,732
Длина ракеты полная (расчетное значение), м	7,53
Скорость ракеты в конце активного участка, м/с	2600
Высота окончания активного участка, км	59,0
Высота подъема максимальная, км	332,0

Результаты моделирования ракеты МН-300, приведенные в отдельном разделе таблицы 2, показывают, что составленная модель ракеты адекватно отражает ее действительные характеристики.³

Далее была составлена ККС модернизированного – «космического» – варианта компоновки ракеты:

1. Головной отсек – ГО (полезная нагрузка, включающая выводимый на орбиту МКА, систему крепления/отделения полезной нагрузки, сбрасываемый головной обтекатель).

2. Приборы управления (собственно приборы управления полетом, источники питания, модуль ГЛОНАСС и т.п.).

3. Приборный отсек – «сухой» отсек для размещения приборов управления.

4. Заряд твердого ракетного топлива РДТТ второй ступени.

5. РДТТ второй ступени – в данном случае имеется в виду корпус РДТТ со всеми необходимыми системами и агрегатами за исключением собственно заряда твердого топлива, который размещается в отсеке штатной целевой нагрузки ракеты МН-300.

³ – Различия в расчетном и реальном значении длины ракеты (~6%) связаны, во-первых, с особенностями расчета длин «сухих» отсеков в ППП «САПР РБ» («расчетные отсеки» всегда оказываются несколько короче реальных объектов) и, во-вторых, с отсутствием точных сведений о реальных характеристиках твердого ракетного топлива, используемого в двигателе ракеты.

6. Переходной отсек («сухой отсек»), соединяющий вторую ступень и ракетный блок первой ступени, и обеспечивающий разрыв кинематических связей при отделении первой ступени).

7. Заряд твердого ракетного топлива РДТТ первой ступени.

8. РДТТ первой ступени – штатный маршевый двигатель ракеты МН-300.

9. Хвостовой отсек («сухой отсек»).

Характеристики разгонного блока оценены, исходя из данных источников [13 – 14] и фотоизображений, приведенных в источнике [19] (стоит напомнить, что, по мнению разработчиков, и полная масса, и длина ракеты значительно не изменятся).

Сводка исходных для расчетов с применением ППП «САПР РБ» данных приведена в таблице 3; там же даны основные результаты моделирования ракеты в «космическом» варианте.

Таблица 3
Тактико-технические характеристики «космического» варианта ракеты МН-300

Характеристика ракеты	Значение
<i>Тактико-технические характеристики ракеты (исходные)</i>	
<i>Условия старта</i>	
Высота старта над уровнем моря, км	0
Скорость носителя вертикальная в момент старта, м/с	0
Стартовый угол по отношению к местному горизонту, рад	1,57
<i>Ракета в целом</i>	
Масса ракеты стартовая полная, кг	1550
Масса полезной нагрузки, кг	15
Диаметр корпуса максимальный, м	0,445
Длина ракеты полная, м	8,012
<i>Полезная нагрузка</i>	
Масса ГО (включая полезную нагрузку и обтекатель), кг	30
Длина ГО, м	1,2
Наибольший диаметр ГО, м	0,445
Наименьший диаметр ГО, м	0,1
<i>Приборный отсек</i>	
Силовая схема приборного отсека	стрингерная
Конструкционный материал корпуса приборного отсека	АМгб
<i>РДТТ и заряд ТРТ второй ступени</i>	
Стартовая тяговооруженность (исходная для расчета)	1,7
Коэффициент утолщенности сопла	0
Количество сопел	1
Форма заряда твердого топлива	звездчатый
Плотность топлива, кг/м ³	1750
Удельный импульс земной, м/с	2400
Удельный импульс пустотный, м/с	2600
Давление в камере РДТТ, атм	70
Давление на срезе сопла, атм	0,4
<i>РДТТ и заряд ТРТ первой ступени</i>	
Стартовая тяговооруженность	3,0
Количество сопел	1
Коэффициент утолщенности сопла	0
Форма заряда твердого топлива	звездчатый
Плотность топлива, кг/м ³	1750

Таблица 3 (окончание)

Удельный импульс земной, м/с	2400
Удельный импульс пустотный, м/с	2600
Давление в камере РДТТ, атм	70
Давление на срезе сопла, атм	0,8
<i>Хвостовой отсек</i>	
Силовая схема хвостового отсека	стрингерная
Конструкционный материал корпуса хвостового отсека	АМгб
<i>Результаты расчета с помощью ППП «САПР РБ»</i>	
Относительная масса топлива первой ступени – расчетная	0,753
Относительная масса топлива второй ступени – расчетная	0,722
Скорость ракеты в конце активного участка второй ступени – расчетная, м/с	5080

Таким образом, результаты моделирования не позволяют сделать однозначный вывод о возможности запуска малых космических аппаратов массой 15 кг с помощью носителя, созданного в соответствии с описаниями, приведенными в [13 – 14], на базе метеорологической ракеты МН-300. Имеет место существенный недобор конечной скорости выводимого аппарата, которая оказалась существенно меньше первой космической. Можно предположить, что для полноценного моделирования метеорологической ракеты, модернизируемой в ракету-носитель, в источниках, доступных авторам, не хватает достоверных сведений.

Библиографический список

1. *Агалаков В. С., Сире А. Ш.* Метеорологические ИСЗ. М.: Знание, 1977.
2. *Охочинский М. Н.* Краткая история отечественного ракетостроения: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2015.
3. *Кокин Г. А.* Метеорологическая ракета [электронный ресурс]. URL: <https://slovar.cc/enc/bse/2017567.html>. Дата обращения – 12.11.2017.
4. *Бирюков Ю.* Первые метеорологические // Техника - молодежи. 1981. №6. С. 40 – 41. (Историческая серия, цикл 13: советские экспериментальные и научно-исследовательские ракеты).
5. *Охочинский М. Н.* К возможности применения ракет вертикального зондирования атмосферы с аэростатического носителя // В сб.: «Инновационные технологии и технические средства специального назначения. Труды VII НПК». СПб: БГТУ «Военмех», 2015. С. 121 – 128.
6. *Сворачивание американской космической программы.* [Электронный ресурс]. URL: <http://voennovosti.ru/2011/08/svorachivanie-amerikanskoj-kosmicheskoy-programmy/>. Дата обращения – 12.11.2017.
7. Encyclopedia Astronautica. Rockoon. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.astronautix.com/lvs/rockoon.htm>. Дата обращения – 12.11.2017.
8. *Афанасьев И., Лавренов А.* Большой космический клуб. М.: ИД «Новости космонавтики», 2006. С. 68 – 71.
9. *Зигуненко С. Н.* Сто великих рекордов авиации и космонавтики. М.: Вече, 2010. С. 307 – 310.
10. *Мант С. Д.* Аэростаты и высотные прыжки // В сб.: «Труды МНТК «Пятое Уткинские чтения». СПб: БГТУ «Военмех», 2011. С. 404 – 411.
11. *Славин С. Н.* Сто великих тайн космонавтики. М.: Вече, 2012. С. 117 – 125.
12. *Железняков А. Б.* Тайны американской космонавтики. М.: Эксмо, 2012. С. 99 – 105. (Серия «Люди в космосе»).
13. *Костев Ю. В., Мезенова О. В., Позин А. А., Шершаков В. М.* Система запуска малых космических аппаратов // Известия вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 482 – 488.

14. Буланов А. Естественный носитель // Известия. 20 февраля 2019 г., № 31 (30263).
15. Ракетные геофизические исследования. Научно-производственное объединение «Тайфун». [Электронный ресурс]. URL: <http://www.rpatyphoon.ru/products/software-hardware/mr30.php>. Дата обращения – 12.11.2017.
16. Бызов Л. Н., Охочинский М. Н. Пакет прикладных программ «САПР ракетных транспортных систем»: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2005.
17. Охочинский М. Н.: Информационно-аналитическая работа в ракетостроении: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2006.
18. Григорьев М. Н., Охочинский М. Н., Вагнер И. В. Логистический подход к проекту создания российской лунной базы // Инновации. 2016. № 7 (213). С. 14 – 19.
19. Запуск геофизической ракеты в п. Тикси // Институт космофизических исследований и аэронауки им. Ю. Г. Шафера СО РАН. [Электронный ресурс]. URL: <http://old.ikfia.ysn.ru/119-video-ikfia/377-pusk.html/>.
20. Шишков А. А., Панин С. Д., Румянцев Б. В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М: Машиностроение, 1989.
21. Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива / Под ред. В. Е. Алемасова. М: Машиностроение, 1987.
22. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е, перераб. и доп. / Под ред. А. В. Солодова. М.: Воениздат, 1976.

УДК 539.37

НЕЛИНЕЙНЫЙ ИЗГИБ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПЛАСТИЧЕСКИ АНИЗОТРОПНЫХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СПЛАВОВ

Г. В. Павилайнен, Д. В. Лачугин, М. Е. Намазов

Санкт-Петербургский государственный университет

Металлические балки различных профилей и круглые пластины являются составными частями конструкций, используемых при строительстве различных платформ: буровых, стартовых, наблюдательных и т.п. В предлагаемой работе на основе классических подходов теории упругости и пластичности рассматривается общий подход к исследованию задачи упругопластического изгиба горизонтальных и вертикальных балок, круглых тонких пластин, равномерно нагруженных по одной из поверхностей, изготовленных из листового проката, обладающего свойствами трансверсальной изотропии и эффектом разносопротивляемости растяжению и сжатию (эффект SD) при пластической деформации. Для таких материалов, а к ним относятся конструкционные стали, экспериментальные исследования показывают существенные качественные и количественные отличия в процессе упругопластического изгиба [1,2] по сравнению с изотропными материалами.

Упругопластическая задача изгиба для изотропной балки решена Л. М. Качановым [3], для пластины решение получено В. В. Соколовским [4], который построил разрешающую систему нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений второго порядка относительно неизвестной функции границы $F(x)$ между упругой и пластическими частями пластины и функции $J(x)$, связанной тригонометрическими соотношениями с параметрами кривизны

Упругопластическая задача для трансверсально-изотропной круглой пластины, которая имеет различные пределы текучести в плоскости пластины и в направлении, перпендикулярном этой плоскости решены в [5, 6], а с учетом эффекта SD в [7, 8]. Критерий текучести в этих работах выбран в виде, предложенным в [9]. Для балок аналогичные задачи решены в [10,11].

Схемы изгиба свободно опертой балки (пластины) или консольной балки (центральное сечение) представлены на рис. 1.

Учет эффекта SD материала приводит к нарушению симметрии в развитии пластических зон на верхней и нижней поверхностях. Процесс деформирования протекает следующим образом: при возрастании распределенного давления сначала происходит упругий изгиб, затем возникает и развивается пластическая область в зоне растяжения, после этого возникает вторая область пластичности в зоне сжатия, далее обе зоны увеличиваются с ростом давления и смыкаются на центральной оси в середине балки или в центре пластины, образуя «пластический шарнир».

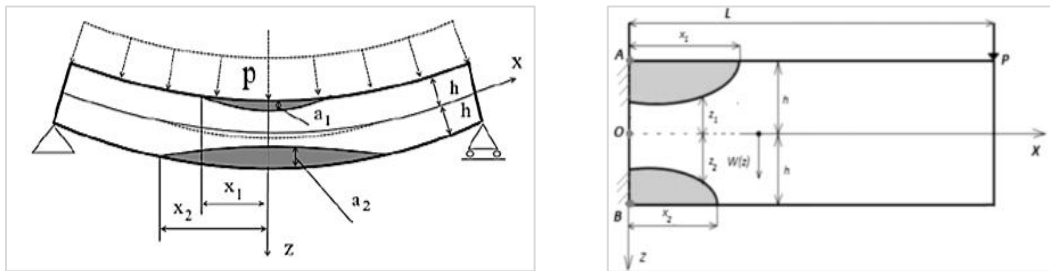


Рис. 1

Аналитическое решение функции прогиба балки строится на основе классической теории изгиба для трех случаев напряженного состояния при $|x| \leq x_1$, при $x_1 \leq x \leq x_2$, при $x > x_2$ (см. рисунки), а затем производится «склейка» решений из условия гладкости прогиба.

Существенной особенностью является то обстоятельство, что задача для балки может быть решена аналитически, а задача для пластины только численно-аналитически, но возможно построить асимптотические формулы для оценки напряжений в пластических областях в центрах верхней и нижней поверхностей пластины, которые позволяют выявить влияние параметра анизотропии A и параметра эффекта SD, обозначенного через β . Для численного решения можно использовать как классические разностные схемы, так и метод конечных элементов, в частности, для расчета используется пакет прикладных программ ANSYS и пакет COMSOL Multiphysics. Сравнение результатов численных расчетов с аналитическими решениями в частных случаях и расчеты по разным программам позволяют подтвердить достоверность получаемых результатов.

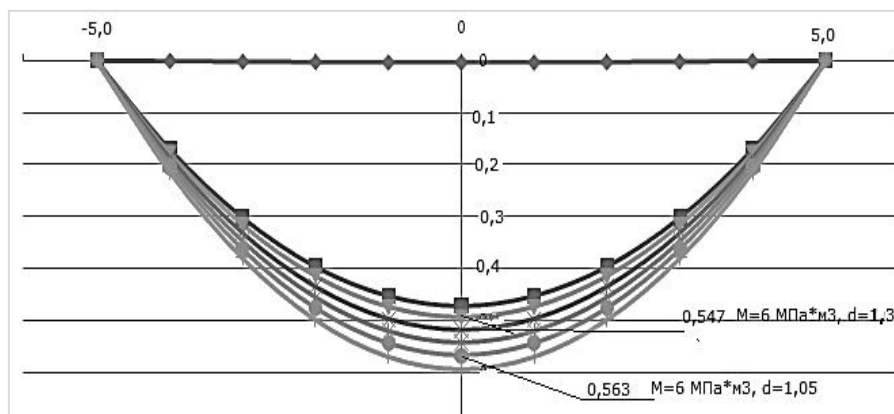


Рис. 2. Расчет прогиба свободно опертой балки в случае чистого изгиба

На рис. 2 – 4 приведены результаты расчета для горизонтальных балок из сплава А40Х при свободном опирании и для консоли. Для оценки влияния эффекта SD. Вводится параметр d как отношение предела текучести при одноосном сжатии к пределу текучести при одноосном растяжении в направлении оси балки.

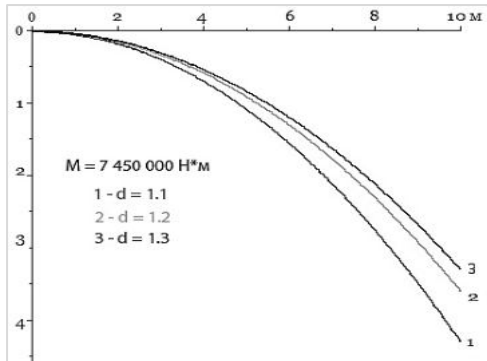


Рис. 3. Расчет прогиба консоли при чистом изгибе

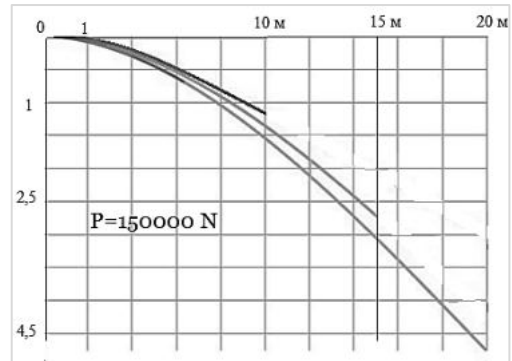


Рис. 4. Расчет прогиба консолей различной длины

Приведем результаты расчетов изгиба консоли по МКЭ в пакете ANSYS (рис. 5).

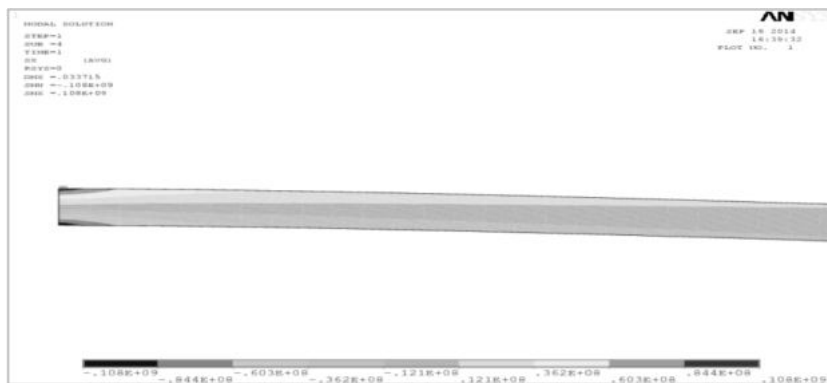


Рис. 5

На рис. 5 показаны осевые напряжения в консоли и видно нарушение симметрии сверху и снизу. Расчет проведен для $P=120000$ N. Прогиб при этом составил $w=0.337$ m.

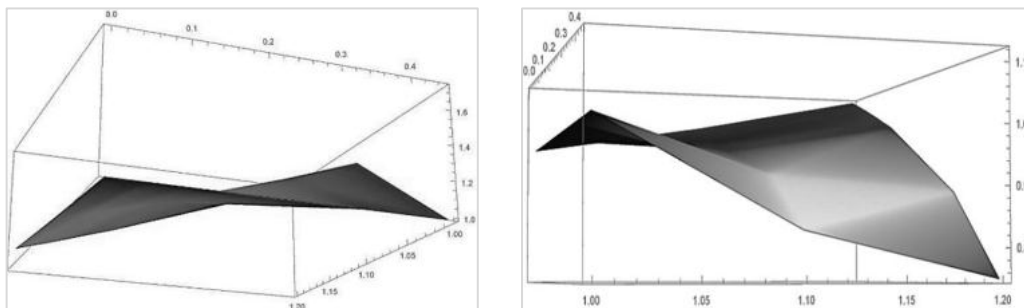


Рис. 6

Еще нагляднее влияние эффекта SD и трансверсальной изотропии на упругопластический изгиб можно выявить при исследовании круглых пластин. В расчете применено 3D моделирование и построены функции напряжений в центре пластины $\sigma(A, \beta)$ в пластических областях в зоне растяжения (левый рисунок) и в зоне сжатия (правый рисунок). Напряжения отнесены к пределу текучести при одноосном растяжении σ_p . Видно, что зависимости имеют существенно нелинейный характер, и можно установить величины параметров, при которых напряжения являются минимальными.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, проект № 18-01-00832-а.

Библиографический список

1. Амелина Е. В., Голушко С. К., Ерасов В. С., Идимешев С. В., Немировский Ю. В., Семиславов Б. В., Юрченко А. В., Яковлев Н. О. О нелинейном деформировании углепластиков: эксперимент, модель, расчет // Вычислительные технологии. 2015. Т. 20. № 5. С. 27 – 52.
2. Dowling N. E. Mechanical Behavior of Materials. Published by Pearson Education Limited, United Kingdom, 2014.
3. Качанов Л. М. Основы теории пластичности. М.: Наука, 1969..
4. Соколовский В. В. Теория пластичности. М.: Высшая школа, 1969.
5. Павилайнен Г. В. Упругопластический изгиб круглой трансверсально-изотропной пластинки // Вестник ЛГУ. 1983. №13. С. 70 – 75.
6. Бачурихина Т. В., Кушнер А. П., Павилайнен Г. В. Сравнение численных и аналитических методов решения в задаче изгиба пластин из пластически анизотропных материалов // Казань. Казанское математическое общество. Труды Математического центра имени Н. И. Лобачевского, т. 28, 2004. С. 38 – 43.
7. Юшин Р. Ю. О возможности учета пластической анизотропии при изгибе круглых пластин // Вестник Санкт-Петербургского ун-та. Сер.1. 2010, Вып. 1. С. 134 – 140.
8. Павилайнен Г. В., Юшин Р. Ю. Анализ учета упругой трансверсальной изотропии и пластической анизотропии при изгибе круглых пластин // Вестник Санкт-Петербургского ун-та. Сер.1. 2011. Вып. 4. С. 128 – 137.
9. Рыбакина О. Г. Критерий текучести анизотропного материала, обладающего эффектом SD. Исследования по упругости и пластичности // Вестник Санкт-Петербургского ун-та. 1982. № 14. С. 132 – 142.
10. Намазов М. Е. Упругопластический изгиб горизонтальных SD балок // Современные проблемы теории машин. Новокузнецк. 2017. С. 88 – 94.
11. Pavilaunen G. V. Mathematical model for the bending of plastically anisotropic beams. // Vestnik St. Petersburg University: Mathematics, 2015. Volume 48. Issue 4. P. 275 – 279.

УДК (546.212 + 533.16)

НЕСИММЕТРИЧНЫЙ ТЕНЗОР НАПРЯЖЕНИЙ ДЛЯ БЕССТРУКТУРНЫХ ЧАСТИЦ В МЕХАНИКЕ СПЛОШНОЙ СРЕДЫ И АЛГОРИТМЫ РАСЧЕТА

Э. В. Прозорова

Санкт-Петербургский государственный университет

Предлагается математическая модель механики сплошной среды, позволяющая устранить неточности теории и привести ее в соответствие с положениями классической теоретической механики. Анализируется влияние момента количества движения в газе, плазме и

твердом теле. Предложена методика определения степени несимметричности тензора напряжений. Анализируется вывод законов сохранения с использованием теоремы Остроградского-Гаусса для неподвижного объема. Теорема является следствием применения интеграла по частям для пространственного случая. В реальности газ и жидкость двигаются и не только поступательно, но и вращаются. Отбрасывание слагаемого означает игнорирование циркуляции скорости по поверхности выделенного объема. При учете движения газа внеинтегральное слагаемое трудно ввести в дифференциальное уравнение. Поэтому для учета всех компонент движения предлагается использовать интегральную формулировку. Исследуется роль дискретности описания среды в кинетической теории и взаимодействие дискретности и «сплошности» сред.

Введение. Предметом настоящего исследования является приведение теории механики сплошной среды в соответствие с положениями теоретической механики и изучение влияния момента количества движения. Обсуждается роль внеинтегрального слагаемого, которым пренебрегают в классической механике, при переходе от интеграла по поверхности к интегралу по объему для получения законов сохранения в дифференциальной форме. Возникновение момента влечет появление дополнительной силы, которая может играть роль малого возмущения, влияющего на устойчивость структуры. Полученные эффекты могут сказаться при критических и около критических режимах работы самолетов, ракет, различных устройств, строительных конструкций, а также при некоторых естественных процессах. Величина дополнительной силы определяется значением градиента физических величин (плотности, скорости, количества движения) и структурой изучаемого объекта. Влияние градиентов физических величин наблюдается, например, в экспериментах Н. Г. Колбасникова [1], группы В. Е. Панина [2].

В случае динамического формирования структуры изменяется положение центра инерции, что влечет за собой изменение момента количества движения. В некоторых работах строительной механики возникновение дополнительной силы за счет распределенного момента учитывается, но рассматривается симметричный тензор напряжений. В общей теории влияние не рассматривается [3]. В статическом случае возникновение момента возникает при неравномерном распределении параметров. Для элементарного объема важно как вращение его относительно своего центра инерции, так и вовлеченность во вращение большего объема. Представление о сумме дивергентной и вихревой скоростей при разложении скорости относительно произвольной точки внутри элементарного объема является неверным, так как вихревая часть есть составляющая этой скорости относительно оси инерции элементарного объема.

Влияние вращательной составляющей сказывается через необходимость выполнения законов согласования тензора деформаций [4,5]. В механике принято одинаково рассматривать функцию Лагранжа для невзаимодействующих и для коллективно взаимодействующих частиц, что вызывает сомнение, особенно при металлических и ионных связях. Считается, что достоверность классической механики проверена экспериментом и кинетической теорией. Однако в настоящее время невозможно, оставаясь на базе классической механики, описать турбулентные течения и ряд других важных явлений. Опираясь на кинетическую теорию, которая дает те же результаты что и механика сплошной среды, не позволяет анализ лежащих в ее основе положений. Теория статистическая и пригодна при большом количестве частиц. Функция распределения от времени зависит через зависимость от времени макропараметров. Выполняется гипотеза Гильберта, следствием которой обеспечивается симметрия тензора напряжений. Во всех работах, включая работы Н. Н. Боголюбова [6], эта гипотеза лежит в основе теории. Вначале рассматривались релаксационные задачи, но в дальнейшем теория была без изменений перенесена на слабо неравновесные процессы. В гипотезе предполагается, что значения макропараметров могут быть вычислены по нулевому приближению для равновесной функции распределения.

Следовательно, по гипотезе значения величин для локально равновесной функции распределения с макропараметрами, найденными из уравнений Эйлера и уравнений Навье-Стокса, одинаковы. Как мы знаем, отличия существенны в областях с большими градиентами. Любая равновесная функция распределения обеспечивает симметрию тензора напряжений и отсутствие влияния момента количества движения. При классическом подходе закон сохранения момента количества движения для неравновесного процесса не выстраивается. Симметрия тензора напряжений приводит к нарушению «сплошности» среды. Математически данное обстоятельство следует из выбора условий равновесия сил в качестве условий равновесия элементарного объема. Выбор условия равновесия моментов сил с одновременным условием равновесия сил приводит к новым формулировкам уравнений [7 – 13]. Следовательно, при условии равновесия сил приходим к частной классической формулировке механики сплошной среды. Возникшая формулировка законов сохранения связана с записью законов сохранения для системы, обменивающейся компонентами физических величин только посредством конвективной скорости, направленной по нормали к поверхности, и игнорированием любых процессов внутри элементарного объема, а также игнорированием обмена через касательную составляющую.

Определение физических величин в виде суммы дельта-функций и через интегралы по объему, стремящемуся к нулю, приводит к одним и тем же определениям [14,15], что подтверждает сказанное. Касательная составляющая возникает из-за геометрического фактора, связанного с несовпадением направления скорости с направлением координатных осей и может играть заметную роль в медленных термодинамических процессах. Все происходящее в объеме и с объемом не учитывается. Это привело к неполному учету происходящих процессов. Накопившиеся экспериментальные факты привели к гипотезе важности пространственных градиентов и производных по времени, которые также вносят вклад в изменение момента. Важность указанных эффектов прослеживается как для механики жидкости, газа и плазмы, так и для твердого тела. Следует отметить, что в кинетической теории (в уравнении Больцмана) закон сохранения момента количества движения вообще не выполняется. Сложившиеся представления связаны скорее всего с рассмотрением элементарного объема как замкнутого. В работах [7 – 13] исследовалось влияние момента количества движения на уравнения механики сплошной среды. Предлагался теоретический способ учета момента количества движения без привлечения новых эмпирических постоянных, основывающийся на факте отсутствия новых размерностей для момента количества движения. Другой способ был предложен в [16]. Порядок уравнений с учетом момента выше, что требует пересмотра граничных условий. Общий учет всех эффектов приводит к громоздкой системе уравнений и поэтому требуется выделение главных эффектов в конкретной ситуации. Были приведены примеры, демонстрирующие вклад несимметричной части тензора напряжений в простейших задачах теории упругости и пограничного слоя. Вывод модифицированных уравнений для газа базировался на кинетической теории, для которой было предложено включить момент в качестве дополнительной переменной; использовать более точное асимптотическое приближение с разрешением парадокса Д. Гильберта.

Как уже говорилось, элементарный объем может или сам вращаться вокруг оси инерции или быть вовлеченным во вращательное движение. В том и другом случаях поток плотности через границу меняется на величину $\frac{d(\rho u)}{dr} \cdot (r' - r) + \dots$ за счет поворота элементарного объема. Вклад остальных компонент мал, принимая во внимание малость объема и отсутствие вращения на оси. На наш взгляд неточность возникает при расчете функции Лагранжа частиц как суммы попарно взаимодействующих частиц. Положение оси инерции при равновесных условиях и при неравновесных условиях различно, что и обуславливает наличие коллективных эффектов [19 – 20]. В работе кратко приводятся результаты исследования. Для многокомпонентного газа и для газа с вращательными и колебательными степенями свободы предлагается другая форма расчета средних значений давления, температуры и энергии. Делается

попытка анализа дискретного и непрерывного представлений с точки зрения точности описания и определения отброшенных эффектов.

1. Классические и модифицированные уравнения. Кратко остановимся на основных положениях теории. По теореме Гельмгольца: любое движение элементарного объема жидкости можно рассматривать как результат сложения двух движений: квазитвердого, состоящего из поступательного вместе с выбранным полюсом и вращательного вокруг полюса, и деформационного. Аналогичная теорема доказана в кинематике твердого тела. Следует обратить внимание на то, что предлагаемая трактовка разложения скорости справедлива при условии прохождения вектора скорости через ось инерции элементарного объема. Рассматривать относительно оси, проходящей через произвольную точку, как это делается в классической механике, неверно. Это существенно. Например, для скорости u , направленной по оси x [21]

$$u' = u + \frac{\partial u}{\partial x} (x - x') + \frac{\partial u}{\partial y} (y - y') + \frac{\partial u}{\partial z} (z - z') + \dots$$

Здесь x, y, z — координатные оси, M — произвольная точка.

Исторически в физике сложилось представление о выполнении закона сохранения момента импульса как о вспомогательной величине. В силу постулирования достаточности условий равновесия сил обеспечивалось выполнение закона сохранения момента сил. Однако для условий равновесия требуется выполнение условий равновесия как сил, так и моментов сил, так как производная по времени от количества движения есть момент силы, а градиент момента силы есть сама сила. Но действуют законы Ньютона. Следовательно, дополнительная сила сложится как векторная величина с действующей силой и изменит скорость движения отдельных молекул и их совокупности.

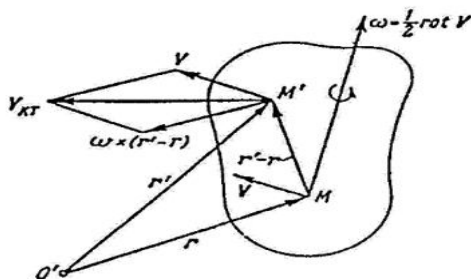


Рис. 1. Представление скорости

При произвольном положении элементарного объема координатные оси не параллельны часто сторонам элементарного объема и, тем более, направлениям скоростей. Следовательно, нормальную компоненту скорости даст также и тангенциальная компонента. Кроме, того, для получения дифференциального уравнения мы берем интеграл по частям. После чего отбрасываем внеинтегральное слагаемое, которое в случае несимметричного движения даст циркуляцию скорости. Наиболее наглядно это видно в двумерном случае

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\tau} \rho \delta \tau + \int_{\sigma} \rho V_n \delta \sigma = \int_{\tau} \dot{M} \delta \tau.$$

Вспомним формулу Остроградского-Гаусса [22].

$$\iiint_{(v)} \left(\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial Q}{\partial y} + \frac{\partial R}{\partial z} \right) dv = \iint_s [P \cos(n, x) + Q \cos(n, y) + R \cos(n, z)] ds,$$

$$\int_{(v)} (P dx + Q dy + R dz) = \iint_{(s)} \left[\left(\frac{\partial R}{\partial y} - \frac{\partial Q}{\partial x} \right) \cos(n, x) + \left(\frac{\partial P}{\partial z} - \frac{\partial R}{\partial x} \right) \cos(n, y) + \left(\frac{\partial Q}{\partial x} - \frac{\partial P}{\partial y} \right) \cos(n, z) \right] ds.$$

Еще один важный фактор, который должен быть учтен, несовпадение скоростей движения координатным направлениям. По этой причине мы должны учесть касательную составляющую скорости, дающую вклад при проектировании потока скорости на координатные оси. Как результат,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial[(\rho u) \cdot \mathbf{n} + (\rho u) \cdot \boldsymbol{\tau}]}{\partial x_i} = 0.$$

Этот фактор отвечает за появление в уравнениях С. В. Валландера дополнительных слагаемых даже при отсутствии вкладов момента. Эти слагаемые представляют диффузионные эффекты. У нас нет причин для изменения классического уравнения движения (и проекций этого уравнения), но из приведенного классического вывода не следует симметрия тензора напряжения, симметрия постулируется.

При феноменологическом выводе система должна быть дополнена законами сохранения момента количества движения. Последние служат для определения степени несимметричности тензора напряжений. Уравнения известны, но интерпретация у нас другая.

Изменение функции Лагранжа привело к изменению уравнения Лиувилля и уравнения Н. Н. Боголюбова, что повлекло изменение законов сохранения:

$$\begin{aligned} \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) &= \rho F_x + \frac{\partial P_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial P_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial P_{zx}}{\partial z}, \\ \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) &= \rho F_y + \frac{\partial P_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial P_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial P_{zy}}{\partial z}, \\ \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) &= \rho F_z + \frac{\partial P_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial P_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial P_{zz}}{\partial z}, \\ y \left(\frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} \right) - z \left(\frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zy}}{\partial z} \right) + \sigma_{zy} - \sigma_{zy} &= 0, \\ x \left(\frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zy}}{\partial z} \right) - y \left(\frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zx}}{\partial z} \right) + \sigma_{yx} - \sigma_{xy} &= 0, \\ x \left(\frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} \right) - z \left(\frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zx}}{\partial z} \right) + \sigma_{zx} - \sigma_{xz} &= 0. \end{aligned}$$

Уравнения состояния остаются прежними. В результате для скоростей получаются уравнения более высокого порядка. Следовательно возникает необходимость в постановке граничных условий. Для задач пограничного слоя может быть задана завихренность [19].

2. Проблема релаксации в разреженном газе. Соответствие непрерывного описания дискретному и обратно является фундаментальной проблемой современной науки. Переход от непрерывного описания к дискретному исследован во многих работах по вычислительной математике [23,24], обратному преобразованию не уделяется должного внимания, хотя он важен для изучения явлений, связанных с конечными расстояниями между молекулами, частицами в многофазных системах и т. д. Интересно сопоставить производные для дискретного и непрерывного описаний. Вначале рассмотрим процесс релаксации (по времени) без потоков через границы

$f = f(t, \mathbf{r}(t), \boldsymbol{\xi}(t))$. Функцию распределения представим в виде

$$f = \frac{\sum_{i=1}^n \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\sum_{i=1}^N \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}, \text{ т.е. } f = \frac{n}{N}, \text{ где } n \text{ количество молекул в элементарном объеме, } N$$

количество молекул в возмущенном объеме. Тогда

$$\left. \frac{\partial f}{\partial t} \right|_{\mathbf{r}=\text{const}} = \frac{\partial}{\partial t} \frac{\sum_{i=1}^n \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\sum_{i=1}^N \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}.$$

Рассмотрим зависимость $\delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})$ от t только как $\mathbf{r}_i(t) - \mathbf{r}(t)$.

Рассмотрение усложняется, когда присутствуют потоки через границу

1. Если нет потоков

$$\frac{F_1}{F_3} - \frac{F_2}{F_4} = \frac{\sum_{i=1}^n \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}) + \sum_i^n \Delta t \frac{\partial \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\partial t} + \dots}{\sum_{i=1}^N \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}) + \sum_i^N \Delta t \frac{\partial \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\partial t} + \dots} - \frac{\sum_{i=1}^n \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\sum_{i=1}^N \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})} \approx$$

$$\approx \frac{\sum_{i=1}^n \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}) + \sum_i^n \Delta t \frac{\partial \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\partial t} + \dots}{\sum_{i=1}^N \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})} \left(1 - \frac{\sum_i^N \Delta t \frac{\partial \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\partial t} + \dots}{\sum_{i=1}^N \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})} \right) - \frac{\sum_{i=1}^n \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\sum_{i=1}^N \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})} \approx \frac{\sum_i^n \Delta t \frac{\partial \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\partial t} + O((\Delta t)^2)}{\sum_{i=1}^N \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}.$$

$\frac{\partial \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\partial t}$ – таким образом, получаем для разреженного газа при решении уравнения Больцмана зависимость производной по времени только через производные от макропараметров. Эта гипотеза используется в теории разреженного газа при построении решения уравнения Больцмана методом Чепмена-Энскога.

2. При учете потоков через границу будем иметь

$$\frac{F_1}{F_3} - \frac{F_2}{F_4} = \frac{\sum_{iV=1}^n \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}) + \sum_{iV}^n \Delta t \frac{\partial \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\partial t} + \Delta t \sum_{jV} \frac{p_j}{m} \delta(\mathbf{r}_j - \mathbf{r}) + \sum_{j\Omega} \frac{p_j}{m} \Delta t^2 \frac{\partial \delta(\mathbf{r}_j - \mathbf{r})}{\partial t} + \dots}{\sum_{i=1V}^N \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}) + \sum_{iV}^N \Delta t \frac{\partial \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\partial t} + \sum_{j\Omega} \frac{p_j}{m} \delta(\mathbf{r}_j - \mathbf{r}) + \sum_{j\Omega} \frac{p_j}{m} \Delta t \frac{\partial \delta(\mathbf{r}_j - \mathbf{r})}{\partial t} + \dots} - \frac{\sum_{i=1V}^n \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}{\sum_{i=1V}^N \delta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})}.$$

Индекс V – относится к объему, Ω – к поверхности.

$\sum_{j\Omega} \frac{p_j}{m} \delta(\mathbf{r}_j - \mathbf{r}) = J_2 - J_1$ – поток быстрых молекул от соседних ячеек

При больших градиентов потоки начинают превалировать.

Таким образом, роль границ возрастает. Функция распределения не дает правильных значений параметров. Здесь корректен только метод молекулярной динамики с очень мелким шагом по времени.

Заключение. В работе предлагается согласованное с классической теоретической механикой уточнение уравнений механики сплошной среды с учетом момента количества движения, положения центра инерции элементарного объема, отброшенного внеинтегрального слагаемого при получении законов сохранения по теореме Остроградского Гаусса. Анализируется возможность описания дискретных сред в рамках механики сплошной среды. Анализируются отброшенные физические эффекты, получающиеся от замены дискретной среды разреженного газа с конечными длинами свободного пробега и конечного расстояния между молекулами функцией распределения.

Библиографический список

1. Колбасников Н. Г.. Теория обработки металлов давлением. Сопротивление деформации и пластичность. СПбГТУ, 2000.
2. Panin V. E., Egorushkin V. E., Surikova N. S., Pochivalov Yu. I. Shear bands as translation-rotation mode of plastic deformation in solids under alternate bending // Master.Sci.Eng. A. V.703. 2017 p.451 – 460
3. Недорезов П. Ф., Сироткина Н. М.. Численные методы исследования установившихся колебаний вязкоупругих прямоугольных пластинок и круговых цилиндрических оболочек. Саратов. Изд-во Саратовского университета. 1997.
4. Ишлинский А. Ю., Ивлев. Д. Д. Математическая теория пластичности. М.: Физматлит, 2003.
5. Шарофундинов Г. З.. Некоторые плоские задачи теории упругости. М.: Научный Мир. 2004.
6. Боголюбов Н. Н.. Проблемы динамической теории в статистической физике. М.: Гостехиздат, 1946.
7. Прозорова Э. В. Влияние математической модели в механике. Проблемы нелинейного анализа в инженерных системах, Казань Вып.2 (42), т.20. 2014. С. 72 – 78.

8. *Прозорова Э. В.* О моделях механики сплошной среды // Международный научный журнал «Проблемы нелинейного анализа в инженерных системах». Казань: КАИ, 2013. Вып. 1(39), т. 19. С. 31 – 44.
9. *Прозорова Э. В.* Влияние дисперсии в неравновесных задачах механики сплошной среды // Электронный журнал «Физико-химическая кинетика в газовой динамике». М.: МГУ, 2012. Т. 13. URL: <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2012-10-30-001.pdf>.
10. *Prozorova Evelina V.* Influence of the Delay and Dispersion In mechanics. Journal of Modern Physics, 2014, 5, Pp.1796 – 1805.
11. *Kononenko V. A., Prozorova E. V., Shishkin A. V.* Influence dispersion for gas mechanics with great gradients. 27-th international symposium on Shock waves. St. Petersburg. 2009. Pp. 406 – 407.
12. *Galaev Oleg, Prozorova Evelina.* Dispersion effects in the Falkner-Skan problem and in the kinetic theory. Proceeding the 13th International Conference on Heat Transfer, Thermal Engineering and Environment (HTE15) to be held in Salerno, Italy, June 27-29, 2015.
13. *Галаев О. Ю., Прозорова Э. В.* Эффекты дисперсии и запаздывания в математических моделях. Проблемы нелинейного анализа в инженерных системах. Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева. Вып. 1(45), том 22, 2016. С. 107 – 115.
14. *Wigner E. P.* Symmetries and reflections.//Bloomington-London. 1970.
15. *Зубарев Д. Н.* Неравновесная статистическая термодинамика. М.: Наука, 1971.
16. *Bulanov E. A.* The momentum tension on mechanics of solid, free flowing and liquid medium. College book. 2012.
17. *Валландер С. В.* Уравнения движения вязкого газа // Доклады АН СССР, 1951, т. 78(1). С. 25 – 27.
18. *Валландер С. В., Еловских М. П.* Теоретическая зависимость коэффициентов теплопроводности газов от температуры // Доклады АН СССР, 1951, т. 79(1). С. 37 – 40.
19. *Galaev O, Prozorova Evelina.* Dispersion Effects in the Falkner-Skan Problem and in the Kinetic Theory. Journal of Applied Mathematics and Physics, 2017, 5. Pp. 522 – 537.
20. *Prozorova Evelina.* Some Paradoxes of Mathematical Theory of Continues Mechanics American Journal of Applied Mathematics. 2018; 6(1). Pp. 15 – 19.
21. *Лойцянский Л. Г.* Механика жидкости и газа. М.: Наука. 1970.
22. *Смирнов В. И.* Курс высшей математики. Т. II. 1974.
23. *Самарский А. А.* Введение численные методы. М.: Наука, 1987.
24. *Головизнин В. М., Зайцев М. А., Карабасов С. А., Короткин И. А.* Новые алгоритмы вычислительной гидродинамики для многопроцессорных вычислительных комплексов. М.: Изд-во МГУ, 2013.

УДК 621.78,621.7-4

РАЗРАБОТКА МОДИФИЦИРОВАННОГО ШТАМПОВОЧНОГО ИНСТРУМЕНТА В ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ НИОБИЯ И МОЛИБДЕНА

З. Н. Расулов, Е. Ю. Ремшев, Е. В. Затеруха, В. А. Лобов

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

Ниобий, молибден и сплавы на их основе являются перспективными для использования в радиоэлектронике, авиационной и ракетной технике. Эта группа конструкционных материалов обладает рядом отличительных особенностей: возможность эксплуатации при температу-

рах от -195 до 1400°C ; высокая удельная прочность; низкая температура порога хрупкости и коэффициент захвата тепловых нейтронов. Ряд свойств приводит к увеличению доли использования этих материалов. Физические и механические характеристики тугоплавких материалов зависят от чистоты и состояния поставки металла. Пластические характеристики ниобия в зависимости от содержания примесей существенно изменяются, также существенно изменяется температура отжига. Низкое сопротивление окислению, изменение температуры рекристаллизации в зависимости от степени деформации (увеличение степени деформации с 50 – 60% до 95 – 97% температура рекристаллизации ниобия снижается на $120^{\circ}\text{C} - 200^{\circ}\text{C}$). Пластичность листового ниобия можно повысить проведением рекристаллизационного отжига при температурах $1200 - 1250^{\circ}\text{C}$. Однако прочность падает при этом на 30 – 40%.

Особенности ниобия, несмотря на его высокую пластичность приводят к ряду технологических проблем при реализации технологии холодной штамповки в производстве полых осесимметрических деталей: значительная доля брака (до 80%); нецелесообразность проведения межоперационного отжига, ввиду значительного изменения свойств металла в процессе технологии; высокая адгезия с инструментом и как следствие быстрый износ; невозможность оперативного контроля исходного материала и полуфабрикатов в процессе последовательных операций холодной штамповки. Отмеченные проблемы приводят к снижению производительности труда и повышению себестоимости изготовления изделий (рис. 1).

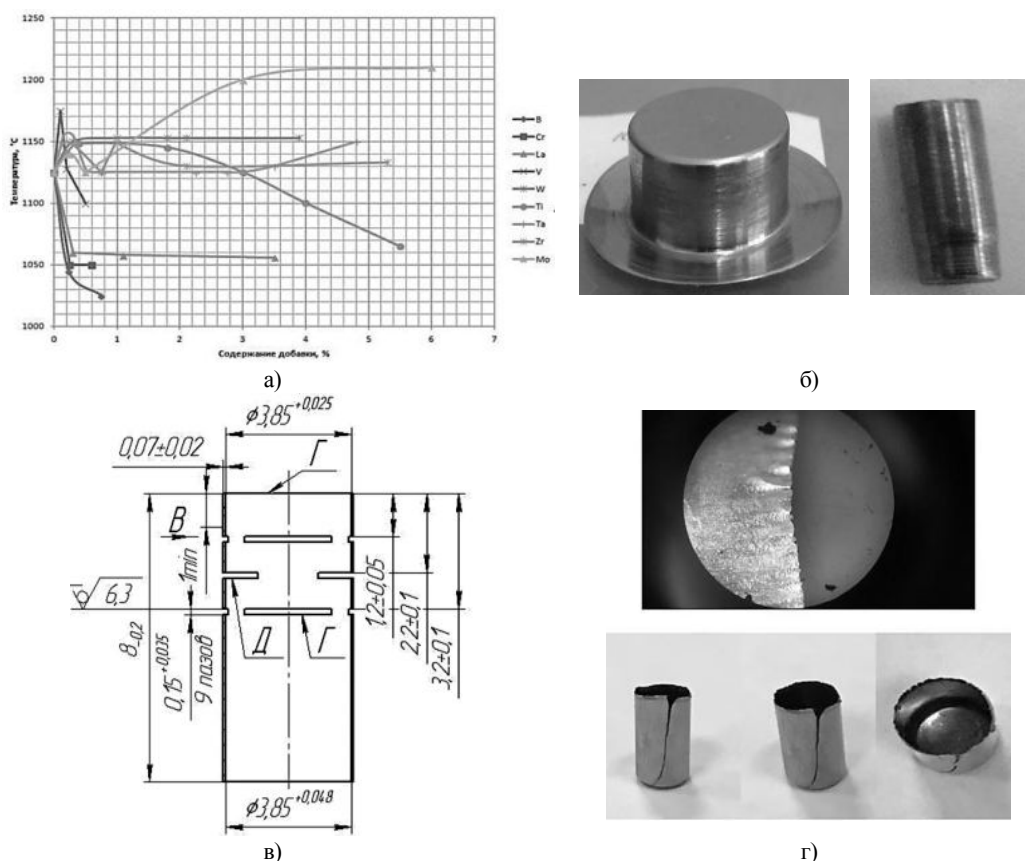


Рис. 1. Особенности холодной штамповки ниобия
 а – изменение температуры отжига ниобия в зависимости от содержания примесей;
 б – полые осесимметричные детали из молибдена и ниобия; в – эскиз изделия «экран»;
 г – виды брака на операциях (гофры, трещины)

Молибден подобно другим тугоплавким металлам, имеющим объемно-центрированную кубическую решетку, обладает температурным порогом хрупкости. Температурный порог хрупкости проявляется в резком повышении предела текучести при одновременном понижении пластических характеристик [1 – 3]. Природа перехода из вязкого состояния в хрупкое без каких-либо видимых структурных изменений в настоящий момент требует дополнительных исследований [4].

Пластическая деформация возникает в результате движения дислокаций. Атомы примесей, имеющихся в металле, блокируют дислокации, образуя «облака Коттрелла». При приложении нагрузки движение дислокаций задерживается у границ зерен, точечных дефектов и других препятствий, пока напряжения от внешней нагрузки не становятся достаточными для возникновения пластической деформации или для зарождения трещины. В первом случае происходит пластическое течение, во втором, когда скорость распространения микротрещины превышает скорость пластической деформации, наступает хрупкое разрушение [4]. Благодаря переходу из хрупкого состояния в вязкое, небольшой нагрев тугоплавких металлов улучшает их штампуемость. На температуру перехода влияет много факторов, важнейшими из которых являются химический состав, структура материала, скорость деформации, вид напряженно-деформированного состояния. Однако приводимые в литературе рекомендации по листовой штамповке молибдена с подогревом не содержат, как правило, каких-либо указаний по составу исследуемого материала, по его структуре и т. д. В практике разработки технологических процессов подогрев не всегда повышает штампуемость. Классический подход в решении поставленных задач связан с увеличением количества операций вытяжки, применением межоперационного вакуумного отжига, а также высокая точность изготовления инструмента и подготовка его поверхности. Все перечисленные инструменты не позволяют получить требуемый результат и повысить производительность, что приводит к значительным потерям. Исследования авторов [1-4] показывают эффективность структурного и субструктурного упрочнения, так например создание в молибдене особых типов дислокационных распределений (ячеистых дислокационных структур) позволяет повысить прочностные и пластические свойства. Решение обозначенных проблем при холодной штамповке молибдена и ниобия возможно при контроле качества исходного материала, построения моделей прогнозирования механических свойств в процессе холодной штамповки и наличия инструмента, позволяющего проводить структурные и субструктурные изменения в полуфабрикатах.

В рамках работы по совершенствованию технологических процессов изготовления изделий ПАО «Светлана» исследовали ниобий НБ-ПЛ1 и молибден МЧ-0,2. Результаты спектрального анализа образцов представлены в таблицах 1 и 2.

Наряду с ниобием и молибденом в ответственных изделиях применяется также ковар – сплав на основе железа с содержанием 18% кобальта и 29% никеля. В рамках первого этапа работы исследовали эффективность применения модификации штамповочного инструмента фторорганической наноконпозицией и оценивали ее влияние на качество штампуемых деталей. Механика взаимодействия фторорганической композиции с поверхностью твердого тела выглядит следующим образом – после нанесения фтор-ПАВ (поверхностно-активное вещество) на поверхности тела формируется слой ориентированных молекул, радикально меняющих энергетические характеристики поверхности. Молекулы, закрепляемые за счет сил хемосорбции (поглощение жидкостью или твердым телом веществ из окружающей среды), образуют «структуры Ленгмюра» (рис.2, а) в виде спиралей с нормально-ориентированными осями к поверхности материала рабочего инструмента. Известен положительный опыт снижения трения при штамповке медных сплавов с нанесением фтор-ПАВ [5]. Модифицировали рабочий инструмент вытяжки (свертки) изделий из ниобия и молибдена (рис.2, б). В существующей технологии изготовления на первой операции вытяжка (свертка) наблюдается потеря устойчивости (образуется гофра (рис. 2, г). Применение отжига кружка перед операцией вытяжка не приводит к повышению качества штампуемых полуфабрикатов, полирование инструмента вытяжки (пуансон, матрица) позволяет повысить качество полуфабрикатов, но на короткий период: после работы

штампа в течение 2 – 3 часов наблюдается снижение качества полуфабрикатов вследствие адгезии с инструментом.

Таблица 1
Химический состав исходного материала НБ-ПЛ1

№ и.о.	Химический состав, %								
	Nb	Ti	V	Fe	Mn	Co	W	Ni	Cu
1	98,81	0,28	0,23	0,22	0,13	0,07	0,06	0,05	0,02
2	98,68	0,31	0,29	0,25	0,10	0,07	0,06	0,05	0,04
3	98,67	0,43	0,22	0,22	0,15	0,06	0,05	0,04	0,02
4	98,60	0,41	0,25	0,24	0,15	0,07	0,06	0,05	0,02

Таблица 2
Химический состав исходного материала МЧ-0,2

№ и.о.	Химический состав, %									
	Mo	Ti	V	Fe	Mn	Nb	W	Co	Zr	Ni
Элементы	98,21	0,45	0,30	0,20	0,17	0,11	0,09	0,09	0,09	0,05
	98,54	0,33	0,25	0,17	0,12	0,10	0,09	0,08	0,08	0,05
	98,54	0,33	0,25	0,17	0,12	0,10	0,09	0,08	0,08	0,05

Поверхность пуансона и матрицы модифицировали фторорганической наноконпозицией [6], в процессе исследования исходный материал ниобия и молибдена в состоянии поставки также покрывали активным смазочным покрытием (рис. 2).

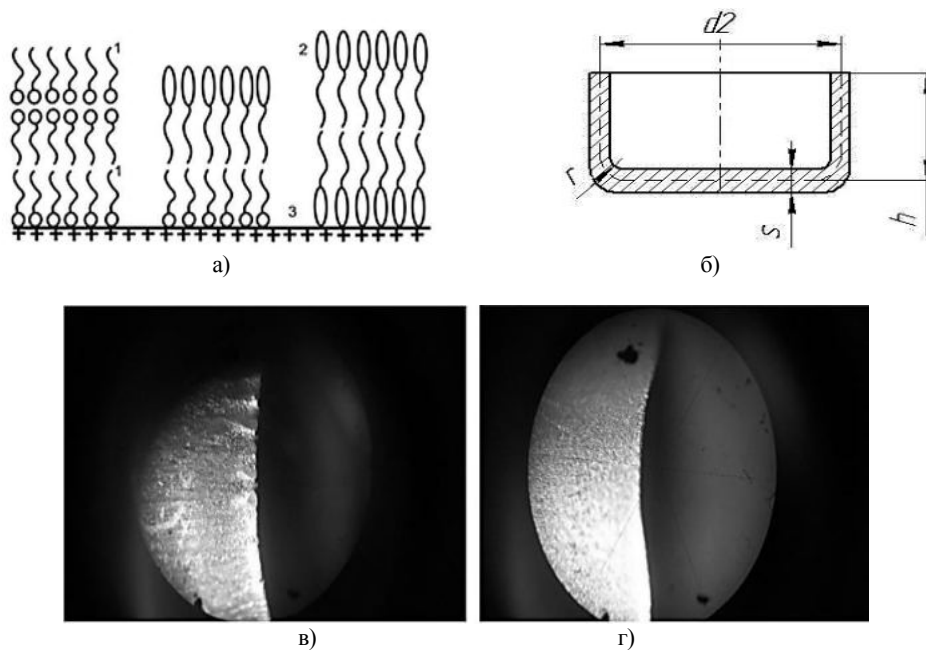


Рис. 2. Модификация штампового инструмента фторорганической наноконпозицией
а – структуры Ленгмюра, б – полуфабрикат вытяжки (свертки), в – кромка полуфабриката после свертки без модификации инструмента, г – кромка полуфабриката после свертки с модификацией инструмента

Модифицированные поверхности инструмента и полуфабрикатов оценивали способом измерения поверхностной энергии. Поверхностная энергия – прямое проявление межмолекулярных взаимодействий. Молекулы, находящиеся на поверхности жидкости или твердого тела, испытывают воздействие неуравновешенных молекулярных сил, вследствие чего получают дополнительную энергию по сравнению с молекулами, находящимися внутри жидкости или твердого тела.

Известно, что трибологические свойства узлов трения во многом определяются величиной их поверхностной энергии и соотношения ее дисперсионной и полярной составляющих обрабатываемого материала. Модифицирование уравнивает величины поверхностной энергии материалов. Этот факт может быть использован для назначения оптимального вида обработки композицией деталей из разных материалов, входящих в одну трибосистему. Модифицирование также увеличивает долю дисперсионного компонента. В жидкости поверхностная энергия проявляет себя как сила, стремящаяся уменьшить площадь поверхности до минимально возможной величины. Поверхность твердого тела также обладает дополнительной свободной энергией. Но, поскольку подвижность молекул на поверхности твердого тела отсутствует, эта поверхностная энергия не может непосредственно наблюдаться в виде поверхностного натяжения, поэтому измерять поверхностную энергию твердых тел можно только с помощью косвенных методов. Краевой угол – это угол между рассчитанным контуром капли и поверхностью образца, проекция которой на изображении капли называется базовой линией. Краевой угол (угол смачивания) измеряет смачиваемость твердой поверхности жидкостью. В случае полного смачивания (растекания) краевой угол 0° . Между 0° и 90° твердая поверхность смачивается жидкостью, если угол больше 90° – не смачивается. В случае ультрагидрофобности материалов возникает, так называемый эффект лотоса – краевой угол достигает теоретического предела 180° . Работа, которую необходимо применить для увеличения поверхности, называется свободная энергия поверхности (СЭП). Так как энергия измеряется на единицу площади, единицы измерения СЭП $\text{мДж}/\text{м}^2$, что эквивалентно $\text{мН}/\text{м}$. Для твердых поверхностей используется термин «свободная энергия поверхности», а для жидкостей – «поверхностное натяжение». Результаты измерения поверхностной энергии ниобия и кобальта представлены на рис. 3 и в таблице 3.

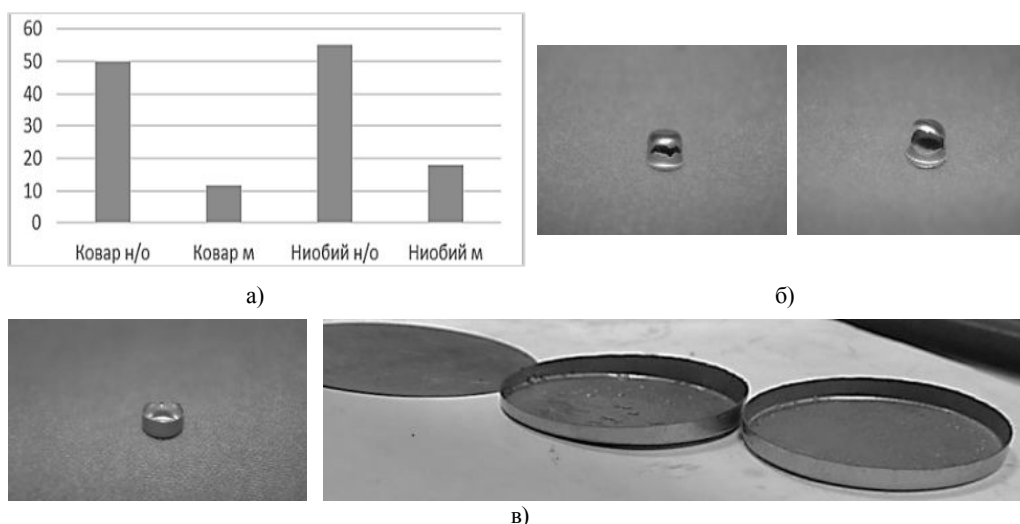


Рис. 3. Результаты модификации фторорганической нанокomпозицией
 а – свободная поверхностная энергия материалов до и после нанесения активного смазочного покрытия;
 б – детали до модификации инструмента; в – полуфабрикаты свертки ниобия и молибдена

Таблица 3

Результаты измерения поверхностной энергии тугоплавких материалов до (н/о) и после (м) модификации

Материал	Краевой угол, град		Поверхностная энергия, мН/м
	Вода	Бромнафталин	
Ковар н/о	59,04	23,22	49,9
Ковар м	117,89	88,84	11,44
Ниобий н/о	50,75	19,08	54,97
Ниобий м	107,85	73,62	18,12

Комплекс физико-механических свойств тугоплавких материалов в технологии их изготовления оказывает влияние на формирование остаточных напряжений в процессе штамповки. По классификации Давиденкова остаточные напряжения подразделяют на 3 рода: 1 – действующие в объеме всего тела (макроскопические), 2 – действующие в объеме сравнимом с размером зерна (микроскопические), 3– действующие в размерах, сравнимых с размером атомно-кристаллической решетки. Проведенные эксперименты и анализ литературы позволил авторам предположить, что причинами возникновения брака на операциях штамповки тугоплавких металлов являются остаточные напряжения. Механизм действия активного смазочного покрытия заключается в параллельно протекающих процессах химической очистки поверхности металлов или сплавов от продуктов коррозии и восстановления и упрочнении поверхности за счет окислительно-восстановительных, электрохимических и диффузионных процессов, протекающих при взаимодействии композиционных составов с металлической поверхностью. Одновременное уменьшение коэффициента трения до минимальных значений (менее 0,01) происходит за счет образования промежуточного слоя сложного химического состава, одновременно уменьшающего дальнейший износ поверхности и исключается адгезия с полуфабрикатом ниобия (молибдена) в процессе вытяжки, тем самым блокируются процессы приводящие к образованию остаточных напряжений на поверхности полуфабриката за счет снижения адгезии. Предполагаем, что блокируется возможность образования остаточных напряжений 3-го рода, после чего отжиг не требуется. Применение модификации инструмента позволило полностью исключить операции межоперационного отжига, а также внедрить в технологию комбинированную вытяжку через 2 матрицы за счет снижения трения и адгезии с инструментом.

Библиографический список

1. *Погодин-Алексеев Г. И.* О хрупком и вязком состояниях металлов // *Металловедение и термическая обработка.* 1965. № 8.
2. Молибден. Пер. с англ. Сб. статей под ред. А. К. Натансона. М.: изд-во Иностранной литературы, 1962.
3. *Клытин Б. А.* Температурная зависимость механических свойств молибдена, ниобия и никеля // Сб. трудов ЦНИИЧермет. 1965. Вып. 39.
4. *Богоявленский К. Н., Рус В. В.* Исследование механических свойств и деформируемости молибдена и ниобия // Сб. трудов Санкт-Петербургского государственного политехнического университета Петра Великого. 1967. №282.
5. *Лобов В. А., Олехвер А. И., Ремшев Е. Ю.* Разработка технологии изготовления тонкостенных дисковых электродов для резонансных разрядников // *Известия ТулГУ. Технические науки.* Вып. 11: в 3-х ч. Ч.1. Тула: Изд-во ТулГУ, 2017. С. 119 – 125.
6. *Белов А. В., Агошков О. Г., Путиев К. А* и др. Патент РФ № 2384600, МПК C09D. Антифрикционная композиция, обладающая антиадгезионными и антикоррозийными свойствами, способ получения антифрикционного покрытия и применение композиции. № 2008103241/04; заявл. 01.02.2008; опубл. 20.03.2010, Бюл. №8.

**УПРУГОПЛАСТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПРИ РАСЧЕТЕ НА
ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ ОБОРУДОВАНИЯ СПЕЦИАЛЬНОГО
НАЗНАЧЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПАКЕТА КЭ-АНАЛИЗА
«ЗЕНИТ-95»**

Т. Э. Романченко, Е. П. Фомин

АО «Бриг», Санкт-Петербург

В процессе подготовки расчетной документации на изделие можно столкнуться с ситуацией, когда при данных условиях невозможно удовлетворить основным используемым критериям прочности. В частности, этими условиями могут быть геометрические ограничения по уже заказанной поковке на изделие и невозможность обеспечить для нее необходимые физико-механические свойства, характеризующие работу изделия в упругой зоне. В этом случае должен быть произведен дополнительный анализ существующих критериев прочности, нашедших свое отражение в отечественных или иностранных стандартах.

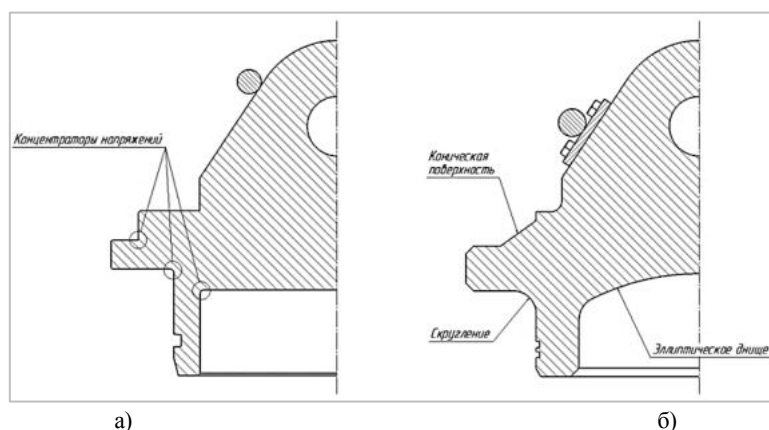
Типовым критерием прочности при упругой постановке задачи является отсутствие превышения значениями эквивалентных напряжений, возникающих в изделии, значений допускаемых напряжений. Допускаемые напряжения $[\sigma]$, МПа, для рабочих условий согласно ГОСТ Р 51365 определяются следующим образом:

$$[\sigma] = \min\left(\frac{\sigma_T}{1,5}; \frac{\sigma_B}{2,4}\right), \quad (1)$$

где σ_T – предел текучести материала при проектной температуре, МПа; σ_B – временное сопротивление разрыву при проектной температуре, МПа.

Однако данное условие прочности значительно увеличивает требования к изделию и в некоторых случаях его выполнить невозможно, главным образом из-за зон концентрации напряжений. Зоны концентрации напряжений могут быть в той или иной степени исключены изменением геометрии, созданием скруглений и плавных переходов, или же пересмотром всей конструкции.

В качестве примера можно привести расчет на прочность такелажной (испытательной) крышки фонтанной арматуры. Данное изделие предназначено для осуществления грузоподъемных операций с фонтанной арматурой и ее пневмогидравлических испытаний.



а) б)
Рис. 1. Геометрия такелажной (испытательной) крышки
а) исходная; б) после преобразований

В разработанной на предварительных этапах конструкции крышки возникало несколько зон концентрации напряжений. Были приняты решения по созданию конусной части в качестве замены прямого угла и по замене плоского днища на эллиптическое, что уменьшило возникающие напряжения, но удовлетворить критерию прочности при упругой постановке задачи эти действия не позволили. Изменение геометрии такелажной крышки показано на рис. 1.

Решением данной проблемы стало использование упругопластической постановки задачи, когда допускается превышение предела текучести материала и анализ прочности проводится по деформациям. Используется два критерия допускаемых деформаций согласно ISO 13628:

- *Критерий локального разрушения*

Эквивалентная пластическая деформация по Мизесу ε_{pc} в любой точке тела не должна превышать следующего значения:

$$\varepsilon_{pc} \leq \min \left[0,1; 0,5 \cdot \left(1 - \frac{\sigma_T}{\sigma_B} \right) \right] \quad (2)$$

- *Критерий глобального разрушения*

Средняя деформация по любому сечению компонента не должна превышать 0,02 (2%).

Для упругопластического анализа необходимо иметь кривую деформирования материала (диаграмму напряжений-деформаций), определяющую поведение материала изделия при возникающих в нем напряжениях. Данная кривая может быть определена с использованием методики из иностранного документа ASME Boiler and pressure vessel code. Методика позволяет получить кривую деформирования, используя известные физико-механические характеристики материала.

Полная деформация в этой методике ε_t определяется как

$$\varepsilon_t = \frac{\sigma_T}{E} + \gamma_1 + \gamma_2, \quad (3)$$

где E – модуль упругости при указанной температуре; γ_1 – деформация в области микро-деформации кривой деформирования; γ_2 – деформация в области макро-деформации кривой деформирования.

Деформации в областях микро- и макро-деформации кривой деформирования определяются как

$$\gamma_1 = \frac{\varepsilon_1}{2} (1 - \tanh[H]); \quad (4)$$

$$\gamma_2 = \frac{\varepsilon_2}{2} (1 - \tanh[H]), \quad (5)$$

где ε_1 – пластическая деформация в области микро-деформации кривой деформирования; ε_2 – пластическая деформация в области макро-деформации кривой деформирования; H – параметр аппроксимации кривой деформирования.

Пластические деформации в областях микро- и макро-деформации кривой деформирования определяются следующим образом

$$\varepsilon_1 = \left(\frac{\sigma_T}{A_1} \right)^{\frac{1}{m_1}}; \quad (6)$$

$$\varepsilon_2 = \left(\frac{\sigma_T}{A_2} \right)^{\frac{1}{m_2}}, \quad (7)$$

где A_1 – постоянная аппроксимации кривой для упругой области кривой деформирования; A_2 – постоянная аппроксимации кривой для пластической области кривой деформирования; m_1 и m_2 – показатели аппроксимации кривой деформирования.

Постоянные аппроксимации кривой A_1 и A_2 определяются как

$$A_1 = \frac{\sigma_T(1 + \varepsilon_{yT})}{(\ln[1 + \varepsilon_{yT}])^{m_1}}; \quad (8)$$

$$A_2 = \frac{\sigma_B e^{m_2}}{m_2 m_2}, \quad (9)$$

где ε_{yT} – величина деформации при условном (техническом) пределе текучести, равна 0,2%.

Показатели аппроксимации m_1 и m_2 вычисляются по формулам

$$m_1 = \frac{\ln[R] + (\varepsilon_p - \varepsilon_{yT})}{\ln \left[\frac{\ln[1 + \varepsilon_p]}{1 + \varepsilon_{yT}} \right]}; \quad (10)$$

$$m_2 = 0,6 \dots 0,75(1 - R), \quad (11)$$

где $R = \frac{\sigma_T}{\sigma_B}$ – отношение предела текучести к пределу прочности материала; ε_p – параметр аппроксимации кривой, для сталей принимается равным 2^{-5} .

Параметр аппроксимации кривой Н вычисляется по формуле

$$H = \frac{2[\sigma_T - (\sigma_T + K\{\sigma_B - \sigma_T\})]}{K(\sigma_B - \sigma_T)}, \quad (12)$$

где $K = 1,5R^{1,5} - 0,5R^{2,5} - R^{3,5}$ – материальный параметр кривой деформирования.

Развитие кривой деформирования должно быть ограничено значением предельного напряжения растяжения $\sigma_{B,t}$ при предельной деформации растяжения, которое вычисляется по формуле

$$\sigma_{B,t} = \sigma_B e^{m_2}. \quad (13)$$

Такелажная (испытательная) крышка выполнена из материала сталь AISI 8630, имеющего категорию прочности КП540(55): предел текучести равен 517 МПа, предел прочности – 655 МПа. Таким образом, для данного материала, согласно формулам (3) – (13), имеется следующая диаграмма деформирования:

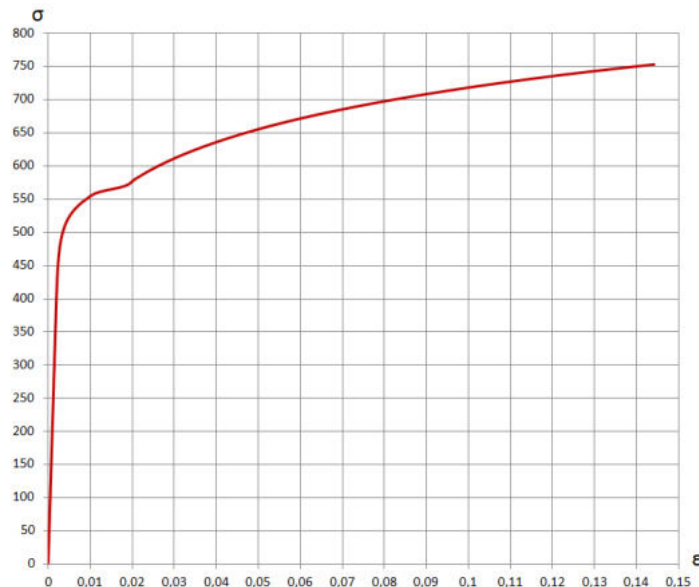


Рис. 2. Кривая деформирования материала

Использование пакета конечно-элементного анализа «Зенит-95» позволяет проводить расчеты на прочность как при упругой постановке задачи, так и при упругопластической, т.е. задавать характер кривой деформирования по характерным точкам.

На рис. 3 изображена КЭ-модель такелажной крышки в соединении с элементами испытательной конструкции.

Основным расчетным случаем для испытательной оснастки является ее нагружение вместе с испытываемой фонтанной арматурой внутренним давлением. Для крышки величина давления, на которое она должна рассчитываться на прочность, определяется исходя из следующих положений.

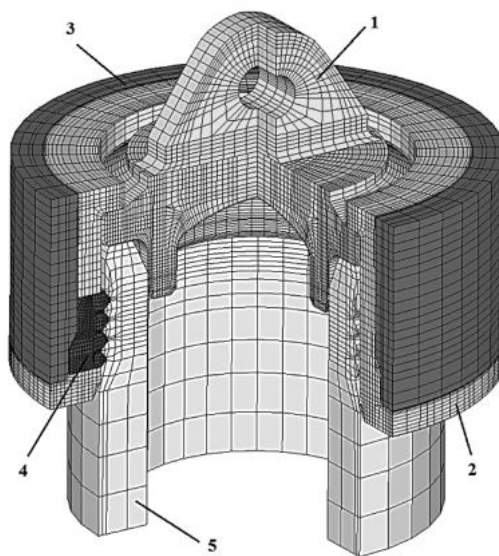


рис. 3. КЭ-модель испытательной оснастки:

1 – такелажная/испытательная крышка, 2 – корпус (штулка), 3 – гайка,
4 – запирающий элемент (сухарь), 5 – колонная головка (штулка ПВО)

В соответствии с ГОСТ Р 51365 конструкция корпусных деталей фонтанной арматуры должна обеспечивать возможность их опрессовки пробным давлением $1,5P_p$, где P_p – расчетное давление, МПа. Расчетное давление для элементов сосудов или аппаратов принимают, как правило, равным рабочему давлению. Здесь рабочее давление корпусных деталей фонтанной арматуры равно 69 МПа.

Таким образом, испытательное давление центрального канала фонтанной арматуры $P_{исп.ФЛ}$ равно 103,5 МПа. Для такелажной (испытательной) крышки это давление принято рабочим, поэтому расчет на прочность крышки проводится при давлении, равном испытательному, увеличенному в полтора раза, $P_{исп.кр}$:

$$P_{исп.кр} = 1,5 \cdot P_{исп.ФЛ} = 155,25 \text{ МПа}$$

В результате получилась значительная величина внутреннего давления, при котором прочность изделия не может быть обоснована с использованием упругой постановки задачи.

Напряженно-деформированное состояние всей конструкции изображено на рис. 4.

Видно, что во всех зонах концентрации напряжений превышен предел текучести материала. Общие и пластические эквивалентные деформации представлены на рис. 5.

Из рисунков видно, что значения общих деформаций не превышают 0,02, соответственно, средние значения по любому сечению не будут превышать 0,02. Таким образом, критерий глобального разрушения выполняется. Пластические деформации не превышают допустимо-

го значения 0,1 (10%) для выбранного материала. Таким образом, критерий локального разрушения также выполняется.

Из проведенных расчетов можно сделать вывод, что при анализе прочности крышки при критическом давлении, равном 155,25 МПа, может быть гарантирована ее работоспособность в условиях гидроиспытаний фонтанной арматуры, если рассматривать упругопластическую постановку задачи.

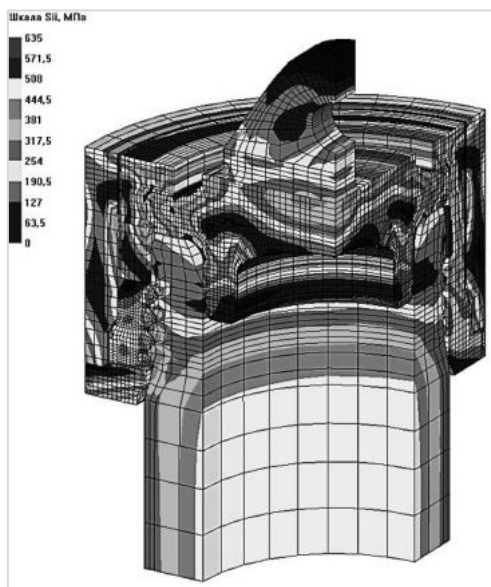


Рис. 4. Распределение напряжений во всей конструкции

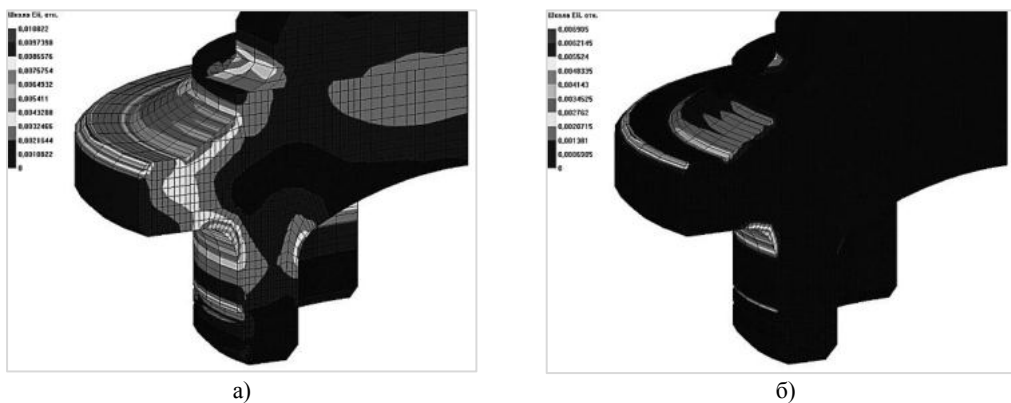


Рис. 5. Эквивалентные деформации в крышке
а) общие; б) пластические

Библиографический список

1. ГОСТ Р 51365 – Нефтяная и газовая промышленность. Оборудование для бурения и добычи. Оборудование устья скважины и фонтанное устьевое оборудование. Общие технические требования.

2. ISO 13628 – Petroleum and natural gas industries. Design and operation of subsea production systems (Нефтяная и газовая промышленность. Проектирование и эксплуатация систем подводной добычи).

3. ASME Boiler and pressure vessel code, Section VIII, Division 2 – Rules for construction of pressure vessels (Правила проектирования сосудов под давлением).

4. Курков С. В. Метод конечных элементов в задачах динамики механизмов и приводов – СПб: Политехника, 1991.

5. Сосуды и трубопроводы высокого давления Т.1.: Справочник / А. М. Кузнецов [и др.]; под ред. А.М. Кузнецова. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение», 2014.

УДК 533.17

ТЕПЛОВОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ПРИ ЗАТЕКАНИИ ГОРЯЧЕГО ВОЗДУХА В СООРУЖЕНИЕ

А. Г. Сенникова

Акционерное общество «Конструкторское бюро специального машиностроения»

Рассмотрена физическая картина затекания горячего воздуха в сооружение. Приводятся результаты исследований. Определяются поля температуры и скорости воздуха в сооружении в процессе затекания.

Введение. Задача обеспечения выхода изделия в период действия высокотемпературных течений воздуха является актуальной. Затекание этих течений в сооружение в момент открывания крыши и выхода изделия, когда последнее практически не защищено, может привести к появлению повышенных тепловых и силовых нагрузок на элементы сооружения, нарушению нормального функционирования аппаратуры. В настоящее время существует возможность полноценного теоретического исследования подобных процессов.

Анализ и расчеты показывают, что процесс затекания является существенно нестационарным и неустойчивым и сопровождается образованием сложных вихревых структур внутри сооружения, причем результаты расчетов могут существенно зависеть от качества сетки в интересующей области.

Постановка задачи и методология ее решения. Примем, что воздух течет со стороны, противоположной открытию крыши, т.е. по оси X, ось Y направлена вверх, ось Z – в сторону, перпендикулярную оси Y и повернутую на 90° в одну из сторон от оси X (рис. 1). Отметим, что данный случай является наихудшим, т.к. в этом случае происходит наиболее интенсивное затекание горячего воздуха в сооружение.

На рис. 1 показана трехмерная расчетная область в соответствии с размерами сооружения в программе Cgeo Parametric 2,0, загруженная в ANSYS Design Modeler. На рис. 1 показаны сечения А-А, Б-Б и В-В, в которых будут приведены расчетные поля параметров. Сечение В-В при изображении контуров крыши будет выглядеть аналогично рис. 1а. Результаты в сечении В-В выводятся с изображением контуров крыши.

Процесс затекания является существенно нестационарным. Помимо конструкции сооружения, скорости и температуры воздуха (существенной является сила Архимеда) он также зависит от степени турбулизации натекающего потока. В работе параметры турбулентности задавались по аналогии со свободным ветровым течением.

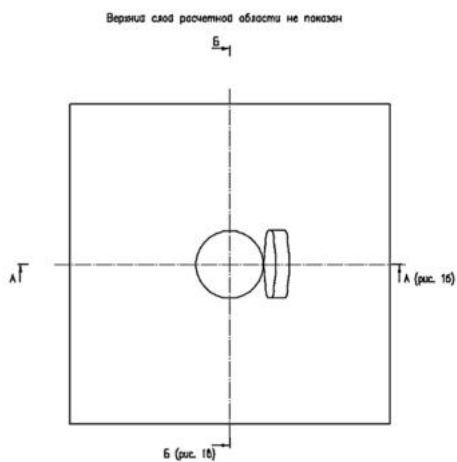


Рис. 1.а. Расчетная область для условий сооружения: а – вид сверху на расчетную область, включающую сечение В-В

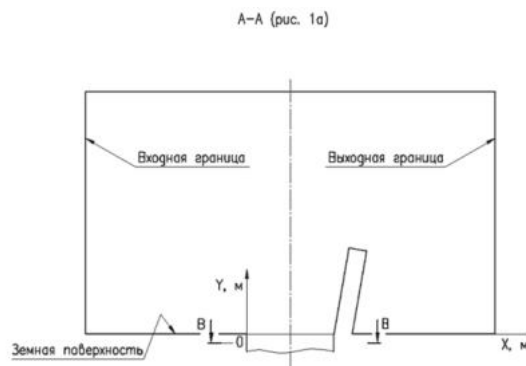


Рис. 1.б. Расчетная область для условий сооружения: б – сечение А-А

При проведении расчетов, в качестве начальных условий (ниже земной поверхности) задаются параметры невозмущенной атмосферы до воздействия. Параметры воздуха над сооружением (над земной поверхностью) в начальный момент времени равны параметрам внешнего течения. Скорость принимается направленной вдоль оси X . Такая постановка приведет к реализации на начальной стадии волновых процессов при натекании неподторможенного потока на открытую крышу. Однако эти процессы не оказывают существенного влияния на процесс замещения одних параметров воздуха на другие.

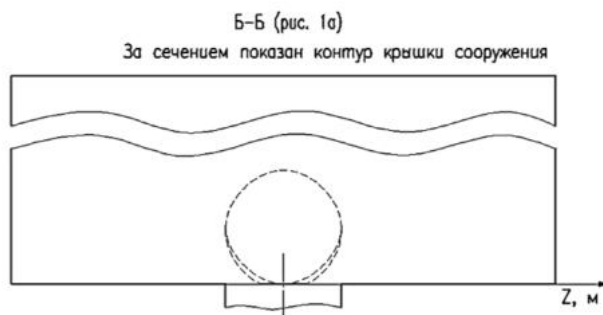


Рис.1.в. Расчетная область для условий сооружения: в – сечение Б-Б

Учитывая достаточно большую размерность задачи и очень большой промежуток времени, для которого нужно произвести расчет, приходится использовать, относительно малоресурсный, подход RANS. С учетом этого обстоятельства в работе использовалась модель $k - \varepsilon$ RNG, которая, являясь универсальной, достаточно хорошо описывает внешние течения. Учитывая, что пограничное течение над сооружением является первичным и характеристики турбулентности этого течения влияют на процессы затекания, примем в качестве входных граничных условий по турбулентности параметры именно этого течения.

Решение задачи в программном комплексе ANSYS. При выполнении расчетов в программе Fluent для моделирования турбулентности применена ренормализационная $k-\varepsilon$ модель "RNG $k-\varepsilon$ " [1]. Данная модель была разработана на основе строгих статистических методов (renormalization group theory).

Граничные условия и настройки решателя (Solution) заданы следующим образом [1]:

- выбран тип решателя Density Based;
- задана неявная схема (Implicit) решения задачи.

Для проведения расчетов построена конечно-элементная сетка (рис. 2) при трехмерной постановке задачи. Исследование сеточной сходимости было проведено в работе [2] для модельных условий (стенд). Поскольку расчетная область и параметры близки, характерный размер ячейки сетки для сооружения выбирается исходя из полученных результатов при сеточной сходимости по стенду с учетом масштаба конструкции.

С учетом сеточной сходимости, найденная оптимальная расчетная сетка для условий стенда при минимальном характерном размере ячейки, может быть переведена, с учетом масштаба конструкции.

Результаты. На основе проведенных исследований общую схему установившегося течения можно представить следующим образом.

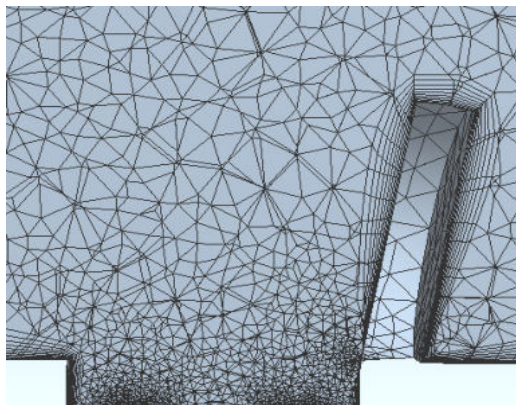


Рис. 2. Конечно-элементная сетка

Приземное течение воздуха затормаживается перед открытой крышей и обтекает ее. Часть течения разворачивается вниз по внутренней стороне крыши и втекает в сооружение.

Затекающая струя, проходя горловину, изгибается за счет эффекта Коанда [3] в сторону стенки горловины сооружения.

В целом вся картина, кроме описанных, явно выраженных течений, включает большое количество застойных зон, отрывных и вихревых течений, которые накладываясь на основные течения, хотя и не нарушают описанной картины, но вносят в нее те или иные искажения.

На рис. 3 показано распределение параметров (температуры и скорости) при исходных данных, указанных выше.

На рис. 3 отчетливо просматривается пристеночный слой на поверхностях сооружения и земной поверхности. На рис. 3б видно со стороны набегающего потока воздуха замедление скорости течения воздуха рядом с открытой крышей сооружения. На рис. 3д, 3е наблюдается небольшое отклонение от симметричности, вызванное турбулентностью потока.

Выводы

1. Создана модель сооружения в трехмерной (Creo Parametric 2,0) постановке задачи, позволяющая проводить качественные исследования течений воздуха.
2. В результате проведенных исследований получена количественная информация о распределении параметров воздуха рядом с сооружением.

3. На основе анализа результатов установлена физическая картина процесса затекания в сооружение приземного течения нагретого воздуха, характеризующаяся сложной трехмерной структурой течения, наличием циркуляционных зон, интенсивным теплообменом и нестационарностью течения.

4. Проведенные исследования показали, что ниже линии затекания течения воздуха внутрь сооружения повышение температуры происходит значительно медленней. Это объясняется тем, что передача механической и тепловой энергии в нижние слои воздуха осуществляется через зону турбулентного смешения.

Полученные в работе результаты могут быть использованы при разработке новых и улучшении старых сооружений.

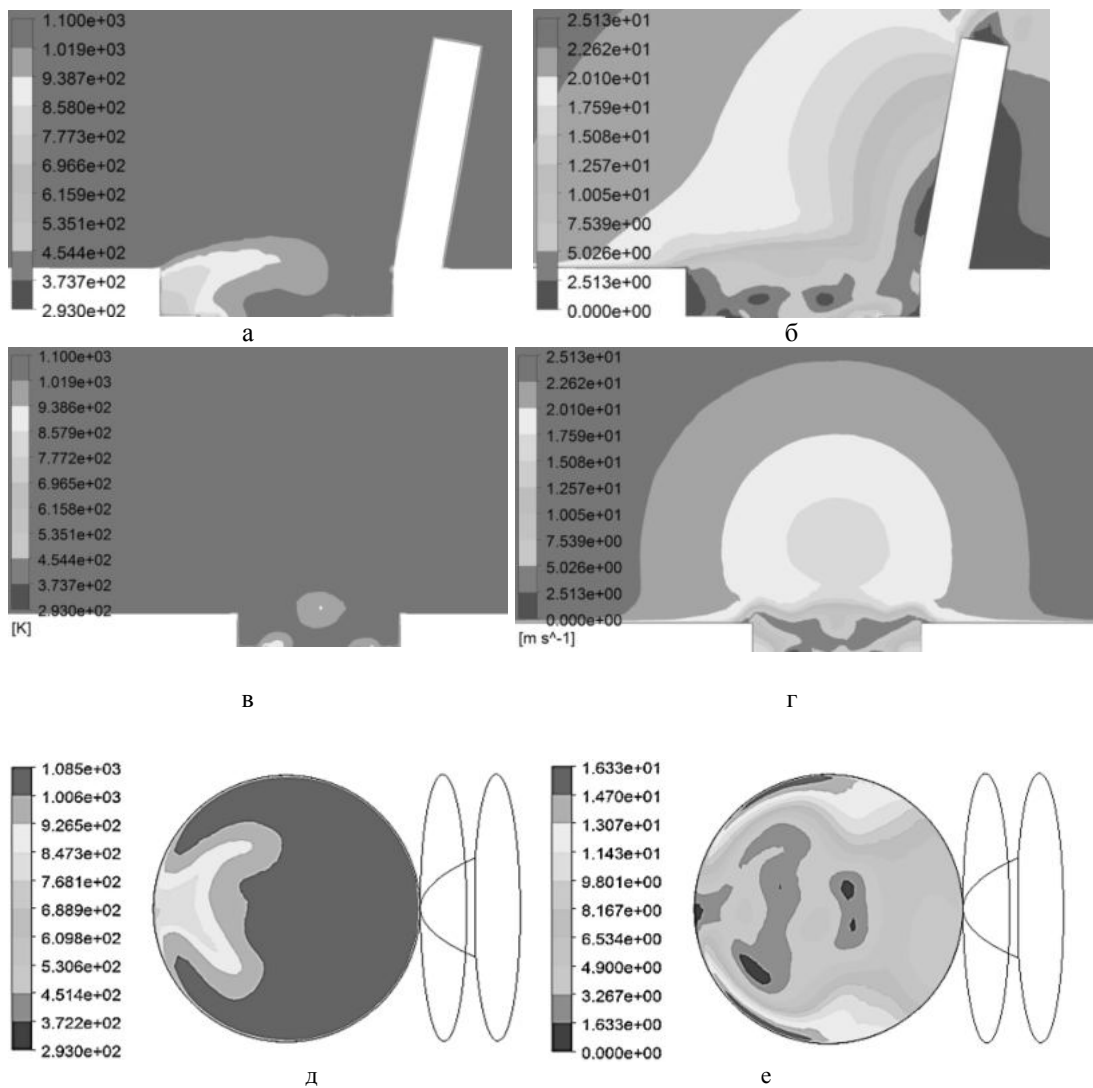


Рис. 3. Распределение параметров при трехмерной постановке задачи: сечение А-А: а – температура; б – скорость; сечение Б-Б: в – температура; г – скорость; сечение В-В: д – температура; е – скорость;

Библиографический список

1. Батурин О. В., Батурин Н. В., Матвеев В. Н. Расчет течений жидкости и газа с помощью универсального программного комплекса Fluent: учебное пособие. Самара: Изд-во СГАУ, 2009.
2. Сенникова А. Г. Исследование сходимости по расчетной сетке применительно к сооружению // Молодежь. Техника. Космос: материалы X ОМНТК. Том 2. СПб: БГИУ «Военмех», Изд-во «Инфо-Да». 2018. С. 37.
3. Рид. Р., Праусниц Дж., Шервуд Т. Свойства газов и жидкостей: Справочное пособие / Пер. с англ. под ред. Б. И. Соколова. 3-е изд., перераб. и доп. Л.: Химия, 1982.

УДК 533.6.072

ПОРТАТИВНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА С МЕХАНИЗАЦИЕЙ

А. В. Сиверин

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

Цель работы: разработать и сконструировать установку, которая позволит исследовать качественные процессы обтекания участка крыла с механизацией на различных этапах полета для дальнейшего применения ее в учебном процессе.

План выполнения проекта:

- I. Разработка и создание аэродинамической установки для визуализации процессов обтекания.
- II. Разработка и создание модели крыла самолета.
- III. Продувка модели крыла самолета.
- IV. Анализ результатов.

Разработка и создание установки для визуализации процессов обтекания.

Не случайно было принято решение начать работу с создания аэродинамической установки, ведь именно от нее зависит то, каким будет крыло (его размах, толщина и др.)

Принцип действия аэродинамических труб основан на принципе относительности Галилея: вместо движения тела в неподвижной среде изучается обтекание неподвижного тела потоком газа. В аэродинамических трубах экспериментально определяются действующие на летательный аппарат аэродинамические силы и моменты, исследуется распределение давления и наблюдается картина обтекания тела.

Для достижения максимального приближения к возможностям и свойствам реальных аэродинамических труб, к аэродинамической установке выдвинуты следующие требования:

1. Рабочая часть установки должна обеспечивать продувку моделей крыльев площадью не менее 100 кв. см.
2. Конструкция установки должна обеспечивать непосредственное наблюдение и фотосъемку процессов в ее рабочей части.
3. Вся установка должна поддаваться транспортировке.
4. Поток, создаваемый в трубе должен быть максимально приближен к ламинарному.
5. Аэродинамическая установка должна обеспечивать проведение продувок с числами Рейнольдса Re не ниже 100000, где $Re=70 \cdot V \cdot b$, V – скорость потока в м/сек, b – хорда профиля в мм (например, если выбрана модель крыла с хордой 100 мм., то в трубе должна обеспечиваться скорость потока не менее 15 метров в секунду).

На первом этапе определен размер основания установки 70см×40см.

Используемые материалы:

1. Прямоугольный лист ДСП.
2. Лист оргстекла.
3. Две железные линейки (в качестве опор).
4. Расходный материал: шурупы и саморезы различных размеров, заклепки и черная самоклеящаяся лента (рис. 1).

Для обеспечения большей стабильности потока, стойка крепления двигателя выполнена в форме лопастей винта (рис. 1).

По числу Рейнольдса и формуле этого числа $Re=70 \cdot V \cdot b$, где $Re \approx 10^5$, можно определить либо скорость потока V , с которой требуется продувать крыло известной хорды b , либо ходу крыла b , при известной скорости потока V .

Таким образом, длина хорды профиля b вычисляется по формуле: $b=Re/(70V)$, где скорость потока V , которую создает силовая установка (винт), измеряется анемометром

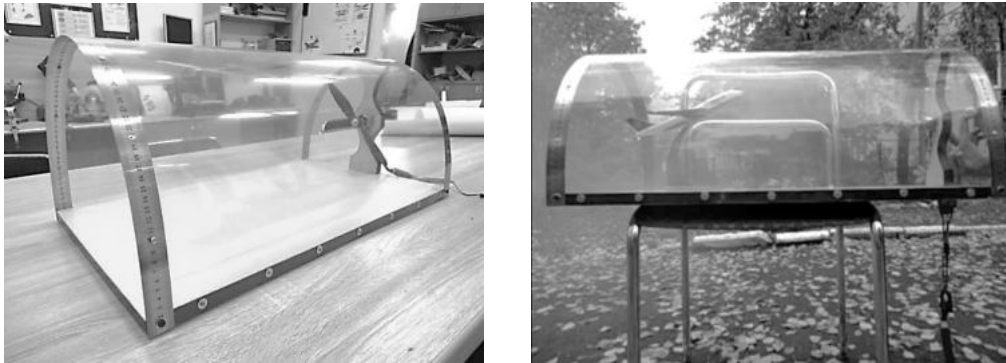


Рис. 1. Установка для визуализации процессов обтекания



Рис. 2. Измерение скорости с помощью анемометра, изменение расположения винта

Помимо скорости потока важным критерием в трубе является структура потока. При первой продувке использовался цветной дым и масштабная модель самолета. «Нагнетание» потока в трубу (воздух засасывается винтом в трубу с внешней стороны) вызвало турбулизацию (беспорядочное движение жидкости, а также ее энергичное перемешивание, вызванное пульсацией скорости потока) при прохождении потока через винт. Поэтому были проведены еще

несколько серий исследований, эксперименты с лопастями, направлением тяги винта, его расположением в установке. В результате найден наиболее подходящий вариант, при котором винт направлен внутрь установки и воздух «всасывается» винтом в рабочую часть, это обеспечило относительную стабильность потока до его непосредственного «касания» с винтом. Скорость потока при таком расположении составила 6 м/с, при этом она была стабильной во всех точках рабочей части установки.

Создание и конструирование модели крыла самолета. Определив структуру и скорость потока, из описанной выше формулы рассчитывается минимально допустимое значение длины хорды профиля $b=238\text{мм}=24\text{см}$.

Для эксперимента целесообразней сделать хорду длиной в 25см.

При определении толщины профиля отталкивались от размеров «машинок» - устройств, необходимых для движения подвижных частей крыла. За минимальную толщину принято значение $40\text{мм}=4\text{см}$.

При хорде профиля в 25см исследовать в трубе крыло полного размаха нет возможности, поэтому рассматривается его участок. Значение размаха крыла принимается $300\text{мм}=30\text{см}$. Для осуществления, задуманного требуется 4 нервюры.

На этапе изготовления нервюр принято решение сделать их разного размера, чтобы получить хорошие значения при вычислении геометрических характеристик крыла, значения которых приведены ниже.

а) Размах крыла $l=30\text{см}$.

б) Профиль крыла несимметричный (именно такой профиль используется на большинстве современных гражданских самолетов).

в) Хорда профиля крыла b у четырех нервюр соответственно:

$$b_1=253\text{мм}; b_2=251\text{мм}; b_3=249\text{мм}; b_4=247\text{мм};$$

$$b_{cp} = (b_o + b_k)/2 = (253\text{мм} + 247\text{мм})/2 = 250\text{мм} = 0,25\text{м}$$

г) Сужение крыла $\mu = b_o/b_k = 253\text{мм}/247\text{мм} = 1,02$

д) Удлинение крыла $\lambda = l/b_{cp} = (30,15\text{м})/0,25\text{м} = 0,6$

е) Относительная толщина профиля c крыла у четырех нервюр соответственно:

$$c_1=45\text{мм}; c_2=43\text{мм}; c_3=41\text{мм}; c_4=40\text{мм};$$

$$c = c_w/b_{cp} = 45\text{мм}/250\text{мм} = 0,18$$

ж) Площадь крыла $S = l * b_{cp} = 0,3\text{м} * 0,25\text{м} = 0,075\text{м}^2 = 75000\text{мм}^2$

з) Средняя аэродинамическая хорда (САХ)

$$b_a = 4/3 * l * ((\mu^2 + \mu + 1) / (\lambda * (\mu + 1)^2)) = 4/3 * 0,3 * (1,02^2 + 1,02 + 1) / (0,6 * (1,02 + 1)^2) = 0,5\text{ м}$$

Таблица 1

Размах крыла l	Средняя хорда профиля крыла b_{cp}	Сужение крыла μ	Удлинение крыла λ	Относительная толщина профиля c	Площадь крыла S	САХ b_a
0,3 м	0,25 м	1,02	0,6	0,18	750 см ²	0,5

По основной формуле подъемной силы: $Y = \frac{c_y * \rho * S * V^2}{2}$, где c_y – коэффициент подъемной силы: $c_y = 2 * m * (\alpha - \alpha_0)$, где α - угол атаки, α_0 – нулевой угол атаки; m вычисляется по формуле: $m = \frac{\pi}{(1-\mu)}$, Получаем:

$$Y = \frac{2\pi * (\alpha - \alpha_0) * \lambda * \rho * S * V^2}{2} = \pi * (\alpha - \alpha_0) * \lambda * \rho * S * V^2$$

$$\alpha = 5^\circ, \rho = 1,225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \text{ (весовая плотность на уровне земли, при } +15^\circ\text{C)}$$

$$Y = 3,14 * 5 * 1,2м * 1,225 \frac{\text{КГ}}{\text{М}^3} * 0,075\text{м}^2 * 36 \frac{\text{М}^2}{\text{С}^2} = 62,3133 \text{ [Н]}$$

при использовании массовой плотности воздуха $\rho=0,125 \frac{\text{КГ} * \text{С}^2}{\text{М}^4}$

$$Y = 3,14 * 5 * 1,2м * 0,125 \frac{\text{КГ}}{\text{М}^3} * 0,075\text{м}^2 * 36 \frac{\text{М}^2}{\text{С}^2} = 6,3585 \text{ [КГ]}$$

После сборки каркаса крыла следует установка элементов механизации крыла (рис. 3).

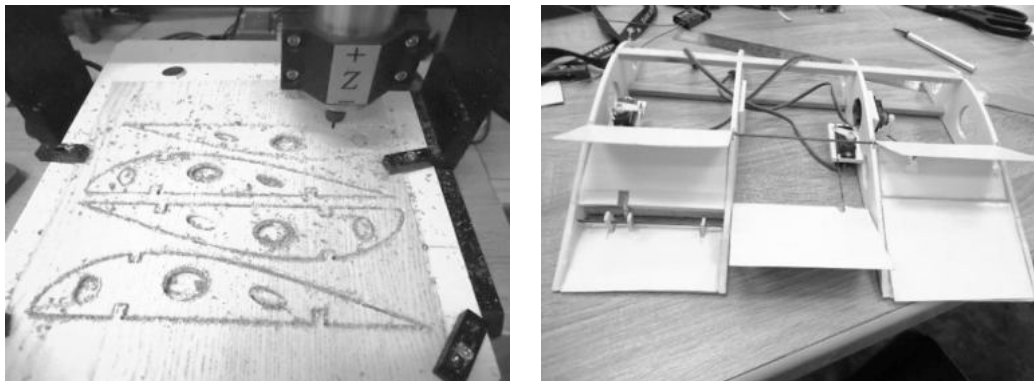


Рис.3. Конструирование модели крыла

I. Закрылки

В работе используются два щитка-закрылка размером по 50 мм=5 см каждый, расположенные соответственно у корневой и концевой нервюры, щиток-закрылок (рис. 4) наиболее простой в изготовлении, использовании, а значит и в наблюдении. При отклонении щитка повышается давление на нижней поверхности крыла, кроме того, между щитком и крылом образуется разрежение, куда засасывается пограничный слой с верхней поверхности крыла, также увеличивается и кривизна профиля, что приводит к увеличению критического угла атаки крыла.

II. Предкрылок

На исследуемой модели крыла применен один предкрылок типа «отклоняемый носок», который будет располагаться на всю величину размаха крыла (рис. 5).

Образующаяся при выдвигании закрылков сужающаяся щель разгоняет поток воздуха в нем и тот, в свою очередь, воздействует на пограничный слой, повышая его устойчивость и заставляя срыв на большие углы атаки.

Предкрылки и закрылки обычно работают в комплексе. Однако для разных типов самолетов возможны специфические режимы их раздельной работы (Например, дозаправка в воздухе).

III. Интерцепторы

Для исследуемой модели крыла применены два интерцептора. Условно применяемые в полете и при посадке, располагаться они будут между элероном, первый у корневой, второй у концевой хорды крыла соответственно.

Это плоские элементы на верхней поверхности крыла служат для торможения потока и как следствие увеличение давления на верхней поверхности крыла и уменьшение подъемной силы крыла (рис. 6). Интерцепторы иногда называют органами непосредственного управления подъемной силой. Эффект действия интерцепторов используется в процессе пилотирования и для торможения. В первом случае они работают (отклоняются) в паре с элеронами (теми, которые отклоняются вверх) и называются элерон-интерцепторы. Во втором случае синхронный выпуск интерцепторов позволяет изменить вертикальную скорость самолета без изменения угла тангажа (то есть, не опуская его нос).

IV. Элерон

Элероны – аэродинамические органы управления, симметрично расположенные на задней кромке крыла у самолетов нормальной схемы (рис. 7), предназначенные для управления углом крена самолета. Принцип действия элеронов состоит в том, что у части крыла, расположенной перед элероном, поднятым вверх, подъемная сила уменьшается, а у части крыла перед опущенным элероном подъемная сила увеличивается; создается момент силы, изменяющий скорость вращения самолета вокруг оси, близкой к продольной оси самолета.

Таким образом, для исследуемой модели крыла необходим один элерон, размер, которого будет равен расстоянию между двумя нервюрами.

V. Для приближения модели крыла по свойствам и внешним признакам к оригинальным крыльям самолетов, с помощью 3-D печати была изготовлена и установлена модель двигателя самолета (рис. 8).

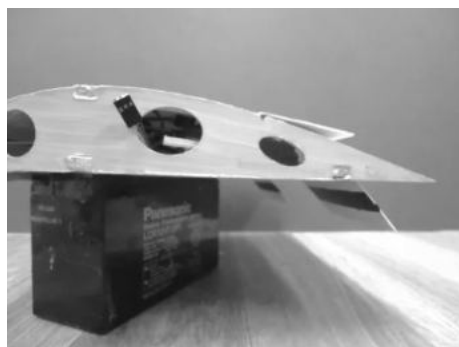


Рис. 4. Щиток-закрылок



Рис. 5. Предкрылок – отклоняемый носок

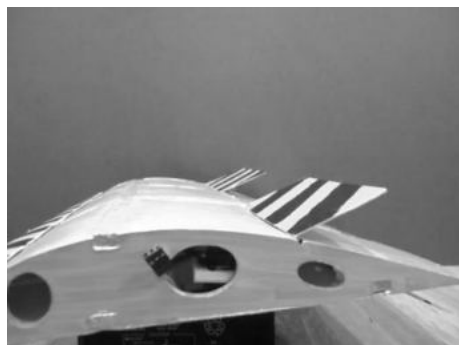


Рис. 6. Интерцептор



Рис. 7. Элерон



Рис. 8. Модель турбины

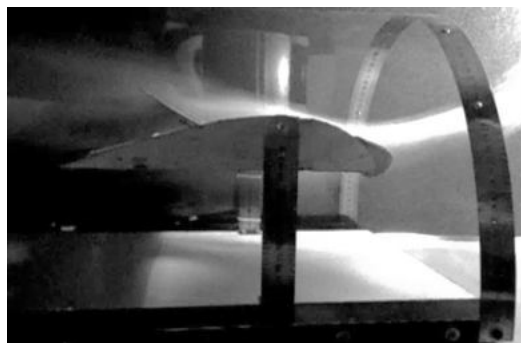


Рис. 9. Задействованы интерцепторы



Рис. 10. Задействованы все элементы



Рис. 11. Установка в процессе работы

Продувка модели крыла самолета. Модель крыла устанавливается в рабочей части установки на необходимом расстоянии, в данном случае крыло установлено на высоте 13 см, двигатель работает на малых оборотах. Затем к началу трубы подносится заранее приготовленный дым. В качестве дыма используются цветные дымовые «бомбочки», они удобны фитилем, с помощью которого мы можем регулировать время загорания, а также цветной дым позволяет лучше определить характер обтекания.

В момент воспламенения скорость вращения винта увеличивается и достигает своего максимального значения 6 м/с, таким образом, в момент, когда в рабочую часть установки попадает «подкрашенный» поток, он уже движется со скоростью, соответствующей теоретическим расчетам.

Крыло продувается в 6 позициях:

1. Механизация полностью убрана

Исследуется характер обтекания крыла на полетных режимах

2. Опущены закрылки

Исследуется характер обтекания крыла при изменении кривизны его профиля, опущенный закрылок (щиток) в зависимости от градуса отклонения соответствует взлетному или посадочному состоянию крыла.

3. Задействованы предкрылки совместно с закрылками

Исследуется характер обтекания крыла при изменении кривизны его профиля, опущенный предкрылок соответствует взлетному или посадочному состоянию крыла

4. Подняты интерцепторы (рис. 9).

Исследуется характер обтекания крыла при изменении кривизны его профиля, исследуется прерывание потока, образование завихрений и/или срывов потока, в зависимости от того, какой интерцептор поднят, крыло соответствует полетному или посадочному состоянию

5. Опущен/поднят элерон

Исследуется характер обтекания крыла, направление обтекания при изменении угла крена.

6. Задействованы закрылки, предкрылки, а также интерцепторы.

Исследуется характер обтекания крыла, в данном состоянии он соответствует посадочному режиму в момент касания взлетно-посадочной полосы (рис. 10).

Каждый отдельный этап продувки записывается на камеру.

Анализ полученных результатов. Разработана, сконструирована и изготовлена установка, позволяющая исследовать качественно процесс взаимодействия крыла с воздушным потоком при использовании различных элементов механизации крыла: предкрылка, закрылков, интерцепторов, элерона.

Возможности установки позволяют варьировать скорость воздушного потока от 0 до 7 м/с, угол атаки крыла в пределах $0 - 5^{\circ}$, выбирать различные методы визуализации течения,

дистанционно задействовать совместно или раздельно элементы механизации и влияние на параметры обтекания крыла, производить наблюдение и фотосъемку процесса взаимодействия крыла с потоком.

УДК 681.2.08

РАЗРАБОТКА МОНОБЛОКА ДЛЯ АНАЛИТИЧЕСКИХ ВЕСОВ С МАГНИТОЭЛЕКТРИЧЕСКИМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕМ

Н. Р. Туркина, Ф. Ю. Мустафаев

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

За последние годы весы претерпели существенные изменения. Ежегодно увеличивается ассортимент, точность измерения, время реакции, совершенствуются модули преобразователей и изменяется их конструкция. Аналитические весы применяются при выполнении физических и химических анализов во всех отраслях промышленности. Для таких анализов важной задачей является высокая точность взвешивания компонентов, поэтому дискретность весов не может превышать 0,1 мг.

Развитие технологии обработки металлов, методов математического моделирования позволило создать преобразователь в виде моноблока. Практическим результатом данной работы является создание действующей конструкции аналитических весов. Один из вариантов макета магнитоэлектрических преобразователей показан на рисунке 1.

Созданные ранее магнитоэлектрические преобразователи содержали огромное количество деталей, которые усложняли сложность их изготовления, сборки и настройки. Гибкие узлы содержали плоские пружины, которые приводили к появлению микропроскальзывания.

Принцип действия весов с магнитоэлектрическим преобразователем основан на возвращении в исходное, нулевое положение рычага электрическим током. После того, как катушка компенсирует силу, оказываемую грузом, оптический датчик обнаруживает стабильное нулевое положение. Данный принцип использует компенсацию нагрузки электромагнитной силой путем изменения силы тока, протекающего через катушку магнита (см. рис. 2). Сигнал тока оцифровывается, компенсируется влияние температуры окружающей среды и преобразователя, после чего результат отображается на дисплее.

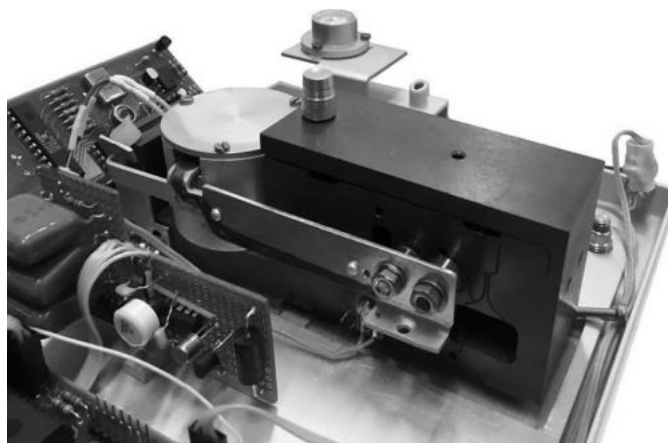


Рис. 1. Вариант магнитоэлектрического преобразователя

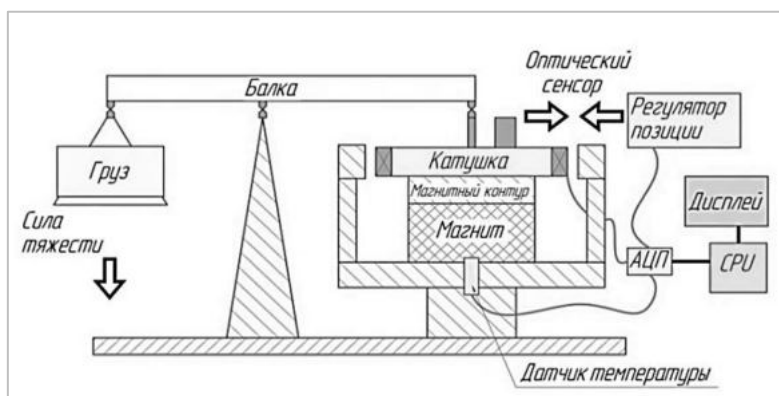


Рис. 2. Принцип работы весов с магнитоэлектрическим преобразователем

В электромагнитных весах вместо классических рычагов рычажных весов в конструкции используются подшипники (шарниры), которые компенсируют силу тяжести груза и позволяют определить массу груза. При нагружении рычаг с катушкой перемещается, и сигнал от оптического сенсора поступает на регулятор позиции, который, изменяя подаваемый в катушку ток, возвращает катушку в исходное нулевое положение. Компенсирующий ток с шунта поступает на вход АЦП с высоким разрешением. Далее цифровой сигнал с АЦП поступает на вход микроконтроллера, а микроконтроллер на дисплей выводит измеренную массу.

В данной работе представлена разработка и испытание механического преобразователя аналитических весов по технологии «Моноблок». Эта технология позволяет при помощи электроэрозионной обработки изготовить монолитный блок, который объединит различные механические функции: рычажная система, направляющие элементы, шарнир (см. рис. 3).

На базе разработанного и изготовленного моноблока был собран весовой узел (см. рис. 4), который содержит сам моноблок, систему рычагов, передачи перемещения в узел с постоянным магнитом и компенсационной катушкой. В состав преобразователя также входят датчики температуры, оптический излучатель и 4-х квадрантный фотоприемник и электронная схема обработки сигналов схема измерения тока.

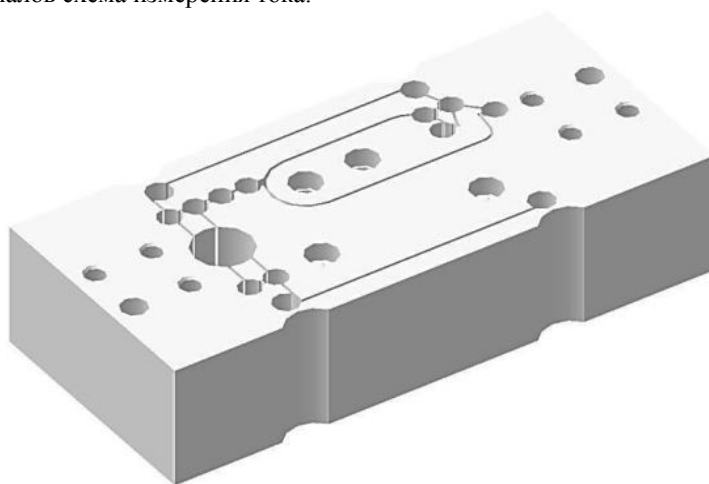


Рис. 3. Механический преобразователь весов

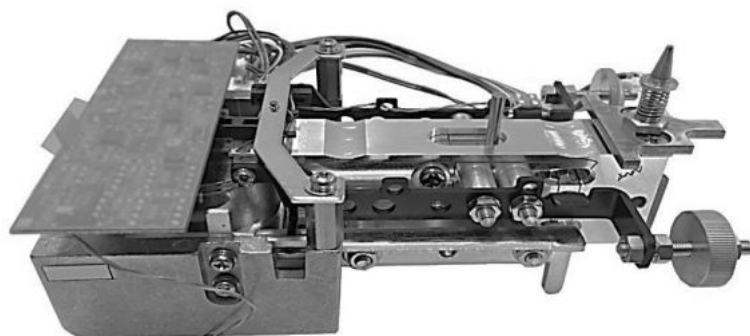


Рис. 4. Весовой узел

Наиболее очевидным преимуществом технологии моноблоков является сокращение количества деталей, уменьшение габаритов преобразователя и повторяемость полученных деталей по параметрам. Как правило, для изготовления монолитного блока используется проволочная электроэрозионная обработка.

Проволочная электроэрозионная обработка (см. рис. 5) – это сложная технология резки металлических конструкций. Процесс выглядит следующим образом: заготовка и инструмент устанавливаются на станке, присоединяются к источнику рабочего тока и помещаются в емкость с диэлектрической рабочей жидкостью. При включении питания возникает электрический потенциал на границах заготовки и инструмента. По достижении требуемой разности потенциалов происходит бой межэлектродного промежутка с созданием направленного разряда, вызывающего электрическую эрозию материала.

При проектировании представленной конструкции весов использовались программы Компас 3D, Solid Works, в них создавались 3D-модели и комплект чертежей.

Важнейшей задачей при разработке конструкции моноблока являлся также выбор материала. Изучив и проанализировав механические характеристики и влияние старения, были выбраны титан и авиационный алюминий марки Д16Т, так как материал должен обладать высокой статической прочностью и хорошей выносливостью при циклических нагрузках. Механические характеристики выбранного материала Д16Т (Д – дюралюминий; 16 – номер сплава в серии; Т – закаленный и естественно состаренный) соответствует всем предъявляемым требованиям к данной детали, характеристики выбранного сплава приведены на рис. 6.

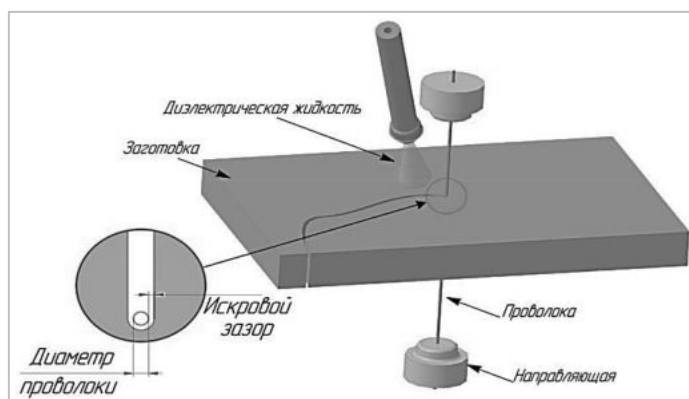


Рис. 5. Проволочная электроэрозионная обработка

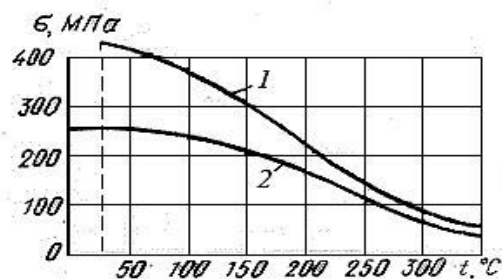


Рис. 6. Механические характеристики сплава Д16Т при изменении температуры.
1 – предел прочности, 2 – предел текучести

После электроэрозионной резки титанового бруска в узких зазорах моноблока оставались микрочастицы, которые ухудшали характеристики магнитоэлектрического преобразователя. Поэтому в окончательном варианте выбор был остановлен на алюминиевом сплаве Д16Т.

В настоящее время алюминиевый сплав Д16Т (Д16АТ) активно применяется в авиастроении. Из него изготавливают корпуса летательных аппаратов, детали двигателей, шасси, топливные баки, крепежные устройства и др. Детали из авиационного алюминия используются и в интерьере салона. Так же алюминиевый сплав проще и дешевле обрабатывать, а после закалки его характеристики не уступают сплаву титана. Таким образом, применение в качестве преобразователя моноблока из алюминиевого сплава Д16Т, позволило создать магнитоэлектрический преобразователь для аналитических весов.

В настоящее время представленная в данной работе разработка механического преобразователя аналитических весов по технологии «Моноблок» проходит адаптацию под типовые задачи исследований для решения ряда специальных задач, в частности, это исследования для нужд метрологии, атомной энергетики, космической и авиационной промышленности.

УДК 669.713

МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СОПЛА ПЕРЕМЕННОЙ СТЕПЕНИ РАСШИРЕНИЯ

А. А. Черепня, К. А. Бурковецкий, В. В. Бутко, М. Н. Охочинский

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

Рассматривается сопло с переменной степенью расширения. Проведен анализ работы существующих схем выдвижения, которые применяются до запуска двигателя. Представлена схема выдвижения конических насадков используя пневмоцилиндры, позволяющая повысить надежность системы, снизить ее массу, снизить ударные нагрузки на силовые элементы конструкции узла стыка. Подробно рассмотрен состав и принцип действия конструкции. Приводятся расчеты на прочность и устойчивость некоторых элементов конструкции.

В ракетной технике сохраняются основные направления в области снижения пассивной массы конструкции, обеспечения наибольшей энергетики двигательных установок, а также возможности управления и отслеживания процессов, происходящих в узлах конструкции. При создании перспективных двигателей важнейшими задачами являются повышение энергетических характеристик и надежности, увеличение ресурса, обеспечение многозадачности, улучшение массовых характеристик. Одним из основных параметров, характеризующих сте-

пень совершенства ракетного двигателя, является удельный импульс, увеличение которого может быть достигнуто увеличением степени расширения сопла камеры двигателя.

В некоторых двигателях современных межконтинентальных баллистических ракет (МБР) используются сопла с дискретно изменяемой степенью расширения, т.е. с телескопическими последовательно выдвигаемыми насадками, для повышения энергетики в заданных габаритах двигателей. Особенность компоновки таких сопел явилась незаменимым техническим решением для вооружения железнодорожных ракетных комплексов и подводных лодок ВМФ, с их жесткими габаритными требованиями. Впервые схема двигателей с переменной степенью расширения была применена в 1979 году при создании ракетного комплекса РТ-23 УТТХ «Молодец» с МБР 15Ж61 подвижного железнодорожного базирования, далее такая компоновка нашла применение на высотных ступенях МБР Р-39, Р-39УТТХ «Барк», Р-30 «Булава» подводного базирования и других ракетах.

У России сейчас примерно 50% ядерных ракет находятся на подводных лодках, планируется, что их доля увеличится до 75%. Такое соотношение уже сегодня есть у военных конкурентов России – США, Франции и Великобритании. Поэтому разработка, модификация и новые технические решения, в частности для уменьшения габаритов ракет подводного базирования для нужд ВМФ, остаются как никогда актуальными.

Сопла изменяемой геометрии в нерабочем положении имеют компактную укладку и небольшие габаритные размеры по длине двигателя, а в рабочем – удлиняются и приобретают заданный профиль. При переводе в рабочее положение изменяется длина и диаметр, используя специально предназначенный для этих целей привод или энергию газов, истекающих из двигателя. В данной статье рассмотрен способ выдвижения насадков используя газ, подаваемый в пневмоцилиндры, удерживаемые в сложенном состоянии при помощи вакуума, что является одним из главных технических решений и особенностью данной конструкции раздвижного сопла.

Немаловажной деталью в изобретении выдвигаемого соплового насадка является то, из чего он изготовлен. А именно, из композиционных материалов (КМ) различных классов, прежде всего из углерод-углеродных (УУКМ) и углерод-керамических (УККМ). Применение выдвигающегося неохлаждаемого насадка из КМ позволяет обеспечить высотные условия, существенно уменьшить массу сопла и увеличить среднетраекторный удельный импульс. Также важно определить соответствующую скорость выдвижения насадка. Она не должна быть слишком большой, так как при такой скорости могут возникнуть ударные волны, мешающие правильному функционированию двигательной установки. Скорость выдвижения не должна быть и слишком медленной, так как вылетающий из среза сопла газ начнет попадать в пространство между днищем двигателя и сопловым насадком, и снизится удельный импульс (проблема решается холодным раздвижением насадка). Определение времени выдвижения насадков является важнейшим параметром, чем быстрее произойдет выдвижение и стопорение насадков, тем меньше будет пауза при разделении ступеней.

В современных конструкциях РДТТ чаще всего применяют сопла с жесткими выдвигаемыми насадками (рис. 1), в данной статье рассматривается именно такой тип конструкции.

Как было сказано ранее, в качестве направляющих используются три пневмоцилиндра, расположенные на неподвижной части сопла и обеспечивающие соосное движение насадков в трех плоскостях, исключая их перекося (рис. 2). В сложенном состоянии насадки располагаются вокруг неподвижной части сопла и удерживаются в таком положении за счет создания вакуума в полости пневмоцилиндров, такое техническое решение повышает надежность и позволяет отказаться от зацепов в виде различных штоков или винтов, которые предотвращали преждевременный сход насадков из-за перегрузок на старте и дальнейшем движении на траектории.

Пневмоцилиндры имеют телескопическую конструкцию и в сложенном состоянии располагаются под большим углом к оси сопла (рис. 3). Концевые фланцы насадков имеют цилиндрические участки с уплотняющей прокладкой. В конечном положении прокладка поджимается и создает необходимую герметичность стыка и фиксацию. Газогенератор вырабатывает

рабочий газ, поступающий в пневмоцилиндры, который раздвинет конструкцию (рис. 4), зафиксирует насадки в местах стыка и будет под давлением прижимать их к уплотнителям. В роли защелок-фиксаторов выступают упругие пластины, расположенные не по всей окружности на неподвижной части сопла или насадке, а только в трех местах, наиболее близких к пневмоцилиндрам.

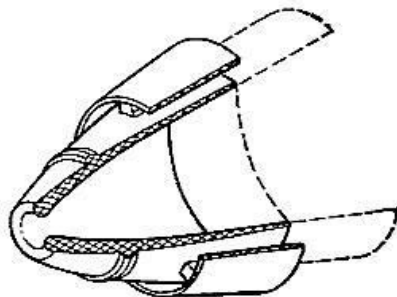


Рис. 1. Сопла с жесткими выдвигаемыми насадками

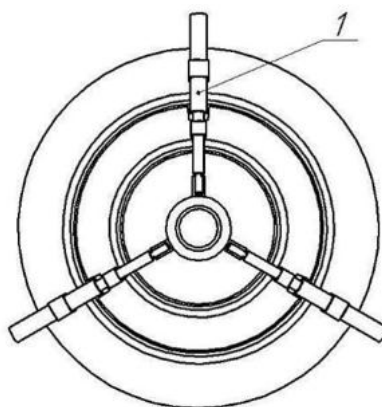


Рис. 2. Сопло с переменной степенью расширения вид сзади

Для обеспечения работоспособности всей конструкции, необходимо:

- надежное срагивание и движение насадков в натуральных условиях;
- надежная фиксация насадков в рабочем положении после выдвижения;
- реализация требуемого времени выдвижения;

обеспечение минимальных возмущающих воздействий при выдвижении и фиксации насадков.

Сопло переменной степени расширения состоит из неподвижного раструба 2, на котором расположены три пневмоцилиндра 1, состоящие из штока 1', первой составляющей пневмоцилиндра 1'' и второй 1'''. Насадки 3 и 4 связаны с пневмоцилиндрами шарнирно-кулисным механизмом 7. На неподвижном раструбе 2 и насадке 3 находятся фиксаторы 5 и уплотнительные кольца 6.

Для уменьшения массы конструкции раздвижения насадков был произведен расчет пневмоцилиндров на прочность и устойчивость (рис. 5). Для решения этой задачи использовалась среда ANSYS Workbench.

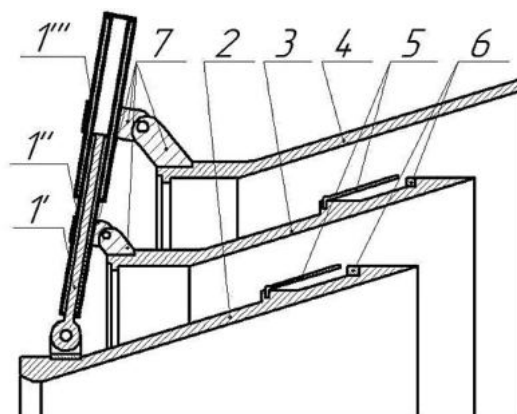


Рис. 3. Сопло с переменной степенью расширения в сложенном состоянии

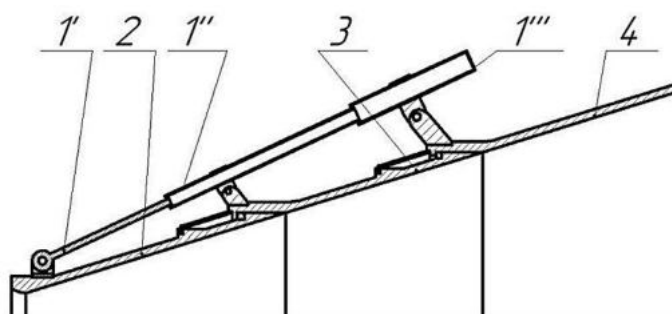


Рис. 4. Сопло с переменной степенью расширения в разложенном состоянии

В расчете конструкций на прочность встречаются три типа задач, различающихся формой использования условий прочности:

- проверка напряжений (проверочный расчет);
- подбор сечений (проектный расчет);
- определение грузоподъемности (определение допустимой нагрузки).

Расчеты в данной статье сведены к решению задачи подбора сечений.

В качестве материала всех элементов используется сталь:

$E = 2,1 \cdot 10^{11}$ Па – модуль упругости;

$\mu = 0,3$ – коэффициент Пуассона;

$\rho = 7850 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность;

$[\sigma] = 160$ МПа – допустимое напряжение, можно взять больше, но примем к сведению коэффициент безопасности.

Расчет штока 1 был произведен:

- на прочность под действием атмосферного внешнего давления 0,1 Мпа;
- на устойчивость под действием осевой нагрузки 3,85 кН создаваемой вдуваемым газом.

После расчета минимальный диаметр штока, обеспечивающий его прочность был равен 6,3 мм.

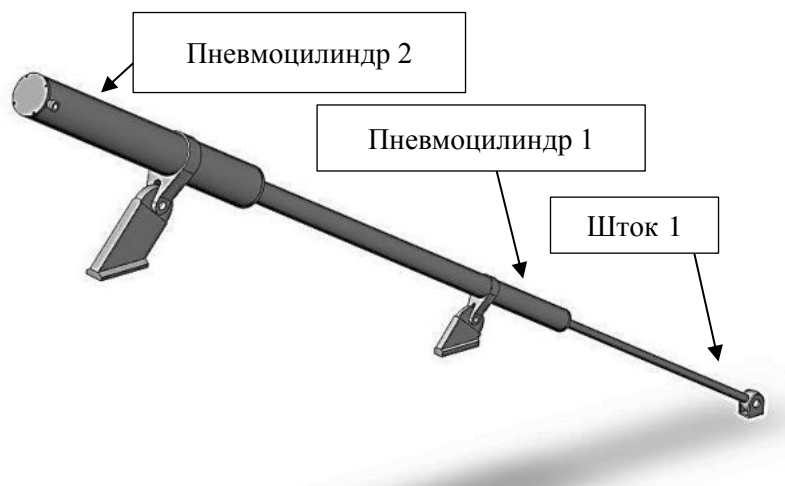


Рис. 5. Механизм раздвижения

Таблица 1
Расчеты в ANSYS для штока 1

	σ расчетное	σ допускаемое
Шток, нагруженный осевым сжимающим усилием:	159 МПа	160 МПа
Шток под действием внешнего атмосферного давления:	0,2 МПа	

Расчет пневмоцилиндра номер 1.

Данный расчет был произведен в соответствии с ГОСТ Р 52857.2-2007 – Сосуды и аппараты. Нормы и методы расчета на прочность. Расчет цилиндрических и конических обечаек, выпуклых и плоских днищ и крышек.

Был произведен расчет:

- на прочность под действием вдуваемого внутреннего давления 7,3 Мпа;
- на прочность под действием атмосферного внешнего давления 0,1 Мпа;
- на устойчивость под действием осевой нагрузки 3,85 кН создаваемой газом.

Был сделан вывод, что при осевой сжимающей силе возникают самые большие напряжения, и нужно взять толщину больше $s_p = 0,64$ мм для того, чтобы цилиндр выдержал все прикладываемые к нему нагрузки. Примем $s = 0,72$ мм.

Расчет пневмоцилиндра номер 2.

Данный расчет будем производить в соответствии с ГОСТ Р 52857.2-2007 – Сосуды и аппараты. Нормы и методы расчета на прочность. Расчет цилиндрических и конических обечаек, выпуклых и плоских днищ и крышек.

Был произведен расчет:

- на прочность под действием вдуваемого внутреннего давления 7,3 Мпа;
- на прочность под действием атмосферного внешнего давления 0,1 Мпа.

Расчетную толщину стенки цилиндра под действием внутреннего давления $s=0,65$ мм.

Таблица 2
Расчеты в ANSYS для пневмоцилиндра 1

	σ расчетное	σ допускаемое
Цилиндр, нагруженный осевым сжимающим усилием:	156 МПа	160 МПа
Цилиндр под действием внутреннего избыточного давления:	72 МПа.	
Цилиндр под действием внешнего атмосферного давления:	1,0 МПа.	
Цилиндр под действием совместных осевой силы и внутреннего давления:	65 МПа.	

Таблица 3
Расчеты в ANSYS для пневмоцилиндра 2

	σ расчетное	σ допускаемое
Цилиндр под действием внутреннего избыточного давления:	150 МПа	160 МПа
Цилиндр под действием внешнего атмосферного давления:	1,0 МПа	

Посредством этих вычислений, толщина стенок двух цилиндров и диаметр штока значительно уменьшились, конструкция механизма раздвижения стала легче.

Таблица 4
Результаты расчетов

	Сокращение массы
шток 1	на 74 %;
пневмоцилиндр 1	на 76 %;
пневмоцилиндр 2	на 77 %.

Таким образом, в конечном виде конструкция раздвижного сопла с высокой степенью расширения будет выглядеть следующим образом:

- в разложенном состоянии (рис. 6);
- в собранном положении (рис. 7).

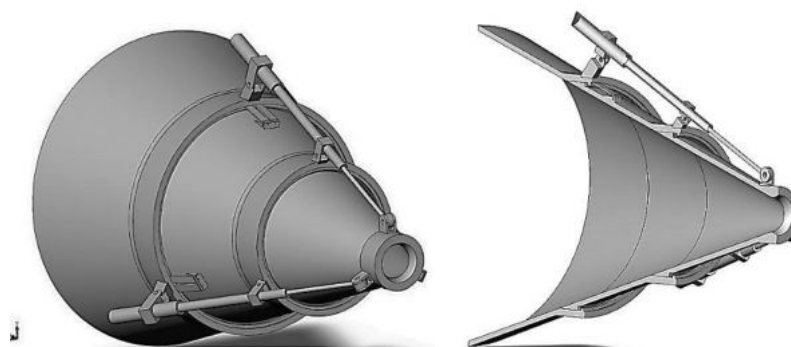


Рис. 6. Облегченная конструкция в разложенном состоянии

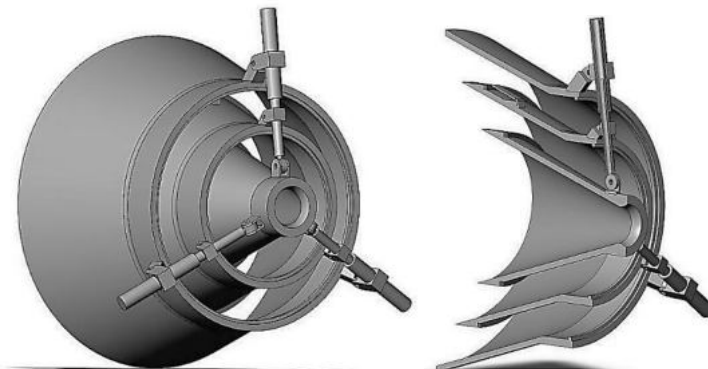


Рис. 7. Облегченная конструкция в собранном состоянии

Заключение. Вопрос совершенствования конструкции сопла с переменной степенью расширения остается чрезвычайно актуальным, изобретение выдвижного соплового насадка позволяет решать ряд вопросов для нужд ракетной техники и вооружения страны. Модель находится не на конечном этапе разработки, дальнейшая проработка конструкции сопла и всего двигателя РДТТ БР, решение прочностных задач, совершенствование конструкции, новые технические решения будут продолжаться. Например, на данный момент ведутся исследования по оценке рассеивания оси сопла с учетом технологических погрешностей изготовления сопла в сборке, производится расчет на точность изготовления, учитывая вероятности погрешностей изготовления деталей сопла. Проектируется система подачи газогенераторного газа и газогенератор, который будет вырабатывать газ для пневмоцилиндров, выбираются возможные конструкционные материалы.

Как итоговый результат – была подана заявка на патент, причем проведенный анализ существующих аналогов по данной теме показал, что принятые в работе технические решения являются новыми.

Библиографический список

1. Охочинский М. Н., Афанасьев К. А. Системы разделения в ракетной технике. Часть 2: Системы отделения полезных нагрузок и обтекателей. Учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2013.
2. Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. Учебник для машиностроительных вузов. М.: Машиностроение, 1987.
4. Фахрутдинов И. Х. Ракетные двигатели твердого топлива. М.: Машиностроение, 1981.
5. Лавров Л. Н. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1993.
6. Шишков А. А., Панин С. Д., Румянцев Б. В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. Справочник. М.: Машиностроение, 1988.
7. Погорелов В. И. Строительная механика тонкостенных конструкций. СПб. БГТУ «Военмех», 2007.
8. Бызов Л. Н., Охочинский М. Н. Пакет прикладных программ «САПР ракетных транспортных систем»: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2005.
9. «Булава» – гордость или позор? [Электронный ресурс]. URL: <https://inosmi.ru/military/20101101/163979339.html>.

**РАЗРАБОТКА ИМИТАЦИОННО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ
КРАНО-МАНИПУЛЯТОРНОЙ УСТАНОВКИ****И. В. Шестаков, Н. Р. Сафин, С. В. Брякунов***ПАО «Машиностроительный завод имени М. И. Калинина»*

Современные подходы к проектированию предполагают производить отработку свойств и характеристик разрабатываемого изделия на ранних стадиях НИОКР, не дожидаясь изготовления опытного образца в «железе». Преимущества такого подхода очевидны: опытный образец не только собирается «с первого раза», но и эффективно работает с заданными параметрами или, по крайней мере, значительно снижается уровень неопределенности в работе различных узлов, агрегатов и систем. Одним из таких подходов заключается в разработке и использовании имитационно-математических моделей будущих изделий. Для этого необходимы следующие условия:

1. Наличие мощных современных программных средств (напр.: «Creo», «ANSYS», «MatLab» и пр.);
2. Наличие квалифицированных специалистов;
3. Наличие «баз знаний», например, в виде готовых математических/компьютерных элементов, из которых можно собрать модель верхнего уровня;
4. Наличие компьютерной техники с необходимыми характеристиками.

Следует отметить то, что имитационно-математические модели практически всегда являются «мультидисциплинарными», поэтому возникают определенные проблемы при интеграции программного обеспечения (ПО) и передаче данных.

В данной статье кратко описана разработка крано-манипуляторной установки (КМУ) в процессе которой использовалось моделирование с целью исследования кинематических и динамических характеристик, а также синтеза и отладки алгоритмов.

Области использования КМУ достаточно широки и большинство таких установок входят в состав машин двойного назначения (гражданского и военного). Они могут быть использованы в составе [1]: транспортно-заряжающих машин артиллерийских и ракетных комплексов, инженерных машин для прокладки колонных путей и дорог, строительства аэродромов, мостов и переправ, оборудования артиллерийских и ракетных огневых позиций, командных пунктов, пунктов связи и др. В данной статье под КМУ понимается крановый механизм военного назначения, предназначенный для последовательного перезаряжания пусковых установок (ПУ) и пуско-заряжающих установок (ПЗУ).

Структура данной разработки имитационно-математической модели КМУ включает следующие этапы: разработка модели гидравлической части; разработка модели механической части; разработка модели электрической части; разработка системной модели; синтез алгоритмов управления; запуск модели на машине реального времени. На данном этапе созданы математические модели подсистем и собственно системная модель КМУ. Реализация модели на машине реального времени будет опубликована в дальнейшем.

Общий вид 3D-модели (выполненной в ПО «Creo») рассматриваемого изделия представлен на рис. 1. Кран состоит из следующих основных частей, связанных между собой кинематическими связями: базы, поворотного основания, стойки, стрелы, телескопической части и лебедки.

Разработка модели гидравлической части была разделена на пять подзадач: формирование списка компонентов схемы, моделирование отдельных компонентов, верификация и доработка моделей агрегатов, сборка модели и моделирование базовых режимов. Основные компоненты гидравлической части включают: гидромотор (лебедки и основания); цилиндр (стойки, стрелы и телескопа); клапаны (предохранительные, и обратные); распределители; магистрали.



Рис. 1. Общий вид геометрической модели КМУ

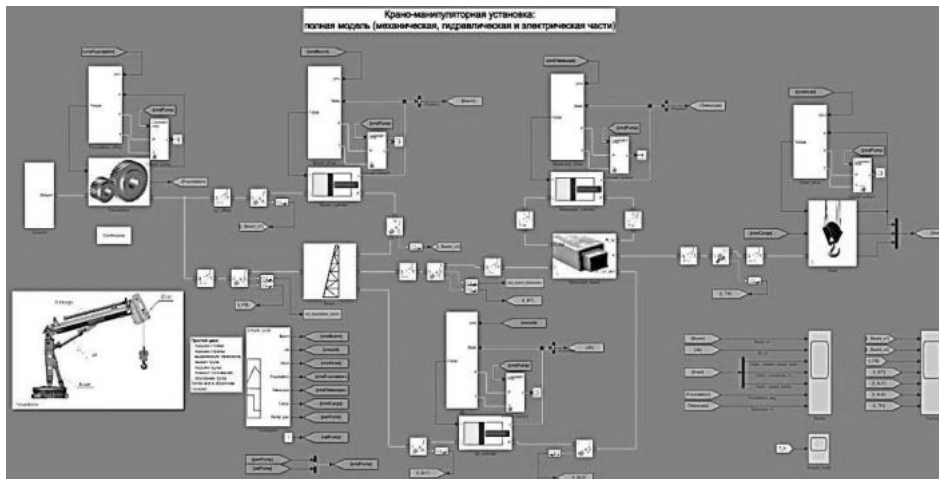


Рис. 2. Общий вид системной модели КМУ

Общий вид системной модели КМУ приведен на рис. 2. Структура системной модели является достаточно сложной, что объясняется главным образом тем, что каждая подсистема блоков включает свои внутренние блоки, внутри которых, также свои блоки и элементы, и так до степени возможной детализации и учета требуемых факторов.

Для примера на рис. 3 приведена подсистема блока для гидромотора основания.

В модели возможны два типа управления: разомкнутый и замкнутый. Разомкнутый тип управления представляет собой выдачу команд в заранее определенном порядке через заданные промежутки времени, т.е. отработка циклограммы, что приведено на рис. 4. Для задания команд используется блок Signal Builder.

На рис. 4 отмечены: Boom – стойка; Jib – стрела; Hoist – лебедка; Foundation – основание; Telescope – телескоп; Cargo - груз. Условная циклограмма работы включает: подъем стойки; подъем стрелы; выдвижение телескопа; опускание каната лебедки; сцепление груза; подъем каната лебедки; поворот основания; опускание каната лебедки; отпуская груза; подъем каната лебедки; поворот основания обратно; сборка телескопа; опускание стрелы и стойки.

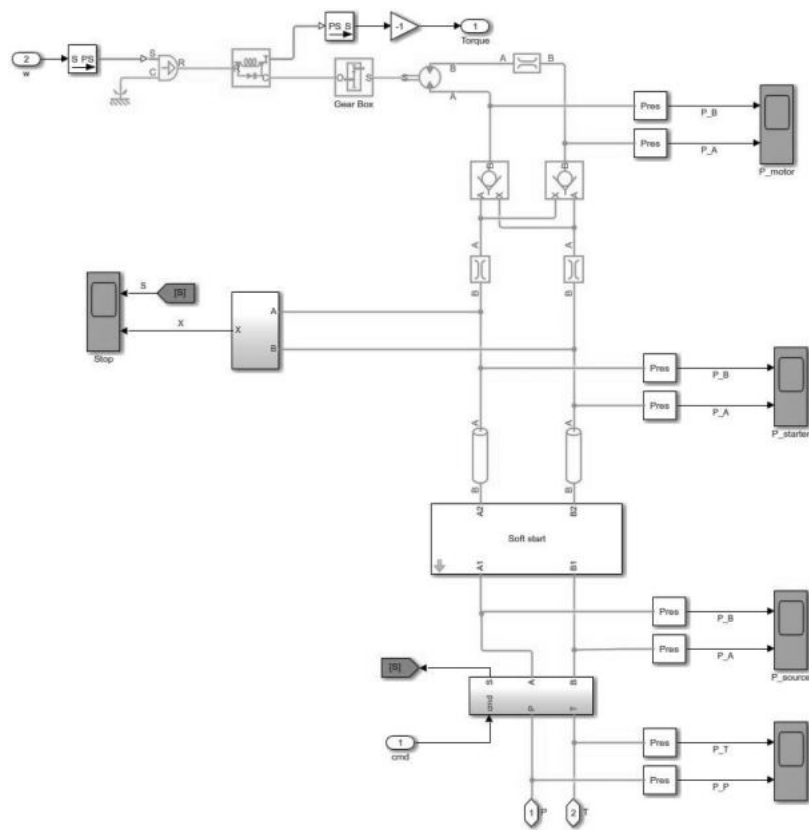


Рис. 3. Структурная схема гидромотора основания КМУ

Для реализации замкнутого типа управления выбран метод конечных автоматов на основе модуля Stateflow. Система управления с обратной связью основывается на информации от конечных датчиков, предположительно размещаемых на всех агрегатах КМУ. Общий вид замкнутой системы управления показан на рис. 5.

На рис. 5 отмечены: IDLE – холостой ход; Boom_UP – подъем стойки; Jib_UP – подъем стрелы; Telescope_UP – выдвижение телескопа; Hoist_DOWN – опускание каната лебедки (повторяется 2 раза); Cargo_LOADING – сцепление груза; Hoist_UP – подъем каната лебедки; Foundation_LEFT – поворот основания на левую сторону; Foundation_RIGHT – поворот основания на правую сторону; Telescope_DOWN – сборка телескопа; Jib_DOWN – опускание стрелы; Boom_DOWN – опускание стойки. Таким образом, использование метода конечных автоматов, реализованного в модуле Stateflow, позволяет использовать в алгоритме стандартные алгоритмические шаблоны, такие как ветвления и циклы.

На рис. 6 приведены выходные характеристики работы системной модели КМУ по скорости и перемещениям отдельных агрегатов. В частности, Boom, m – перемещение штока в цилиндре стойки; Jib, m – перемещение штока в цилиндре стрелы; Hoist – rotation speed, rad/s – скорость навивки каната на барабан лебедки; Hoist – coordinate, m – перемещение каната лебедки (опускание/подъем); Hoist – speed, m/min – скорость подъема каната лебедки; Foundation, deg – угол поворота основания; Telescope, m – перемещение штока в цилиндре телескопа.

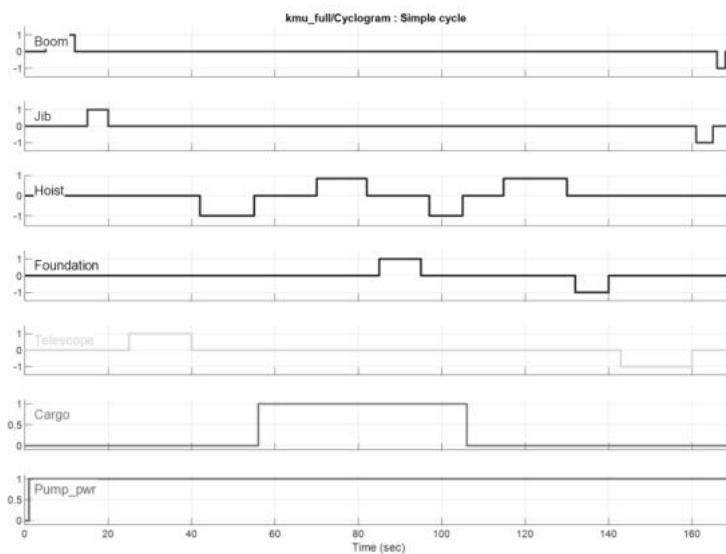


Рис. 4. Циклограмма разомкнутой системы управления

На рис. 7 приведены реакции в шарнирах по работе системной модели КМУ (по осям x, y, z – синий, желтый и красный цвета соответственно).

На рис. 8 приведены выходные характеристики электропривода КМУ (сверху-вниз): частота вращения; электромагнитный момент; ток статора; ток ротора.

Внедрение преобразователей частоты (ПЧ) позволяет получить необходимый для крановых механизмов диапазон регулирования скорости (1:5 – 1:10), как в двигательном, так и в тормозном режимах работы, что ранее достигалось лишь в случае применения электропривода постоянного тока. Повышается удобство управления краном, существенно увеличивается ресурс механических передач, тормозов и металлоконструкций из-за снижения динамических нагрузок при пусках и торможениях механизмов [2]. С внедрением ПЧ появляется возможность отказа от дроссельного (дискретного) регулирования в гидравлической части и замена ее на пропорциональное регулирование в электрической части трансмиссии. Система управления силовым контроллером электропривода КМУ реализовано на основе скалярного типа управления.

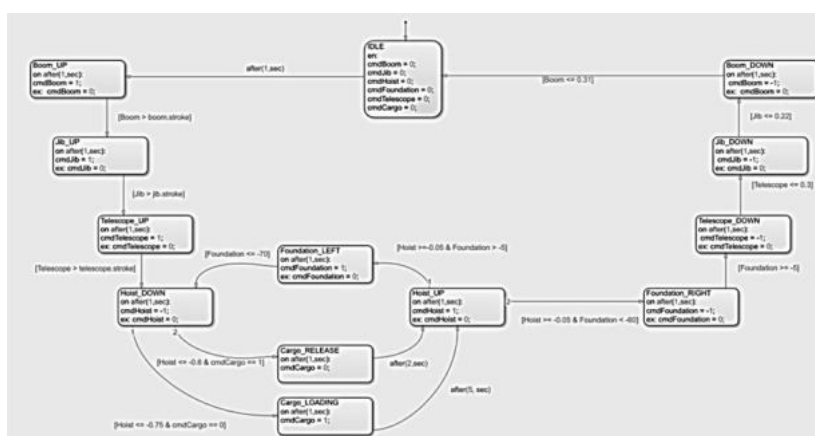


Рис. 5. Циклограмма замкнутой системы управления

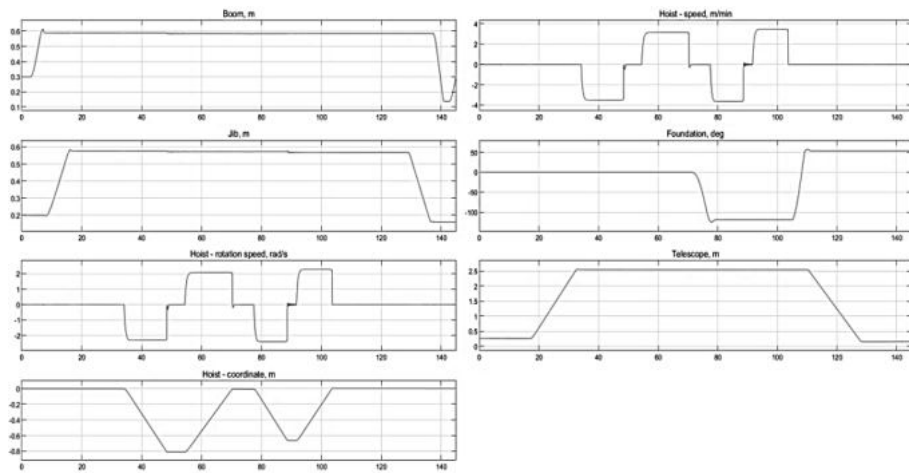


Рис. 6. Выходные характеристики работы системной модели КМУ

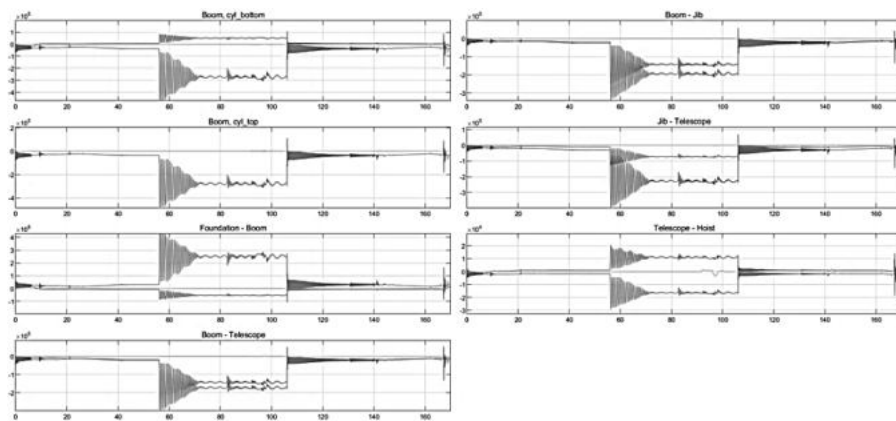


Рис. 7. Реакции в шарнирах системной модели КМУ



Рис. 8. Выходные характеристики электропривода КМУ

Выводы. Таким образом, построенная в пакете Matlab Simulink имитационно-математическая модель КМУ позволяет исследовать: характеристики и переходные процессы гидропривода (давление, расход); характеристики и переходные процессы механической части (траектории перемещений, реакции в шарнирах, скорость подъема груза, нагрузочный момент от лебедки); электромагнитные характеристики и переходные процессы электропривода (силового контроллера и АД) и т.д.

Полученные результаты способствуют выбору оптимальных параметров узлов, элементов и анализировать поведение работы КМУ при различных условиях. В частности:

- поведение крана при работе с грузами малых и больших масс;
- поведение крана при регулировании скорости электродвигателя гидропривода;
- поведение крана при работе от одного/двух насосов гидропривода;
- поведение крана при варьировании циклограммы его работы;
- изменение габаритных размеров крана;
- изменение объема цилиндров стойки, стрелы и телескопа;
- изменение объема насосов гидропривода;
- изменение объема гидромоторов;
- изменение плотности рабочей жидкости;
- изменение мощности электродвигателя;
- изменение частоты коммутации силовых ключей контроллера;
- и другие изменения параметров и режимов работы крана.

Библиографический список

1. *Лагереv И. А.* Сравнительный анализ гидравлических кранов-манипуляторов транспортно-технологических машин и гидравлических манипуляторов промышленных роботов // Научно-технический вестник Брянского государственного университета, 2016, № 3. С. 16 – 49.

2. *Попов Е. В., Онищенко Г. Б.* Частотно-регулируемый электропривод механизмов грузоподъемных кранов // Известия ТулГУ. Технические науки. 2010. Вып. 3: в 5 ч. Ч. 2. С. 179 – 184.



АЭРОГИДРОГАЗОДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, ДИНАМИКА ПОЛЕТА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 623.419

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НЕСКОЛЬКИХ ИСТОЧНИКОВ ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ В РАБОТЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ

К. А. Бурковецкий, В. В. Бутко, А. С. Прядкин

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

Рассмотрен вопрос комплексирования информационных каналов на борту беспилотных летательных аппаратов - в данном случае, противокорабельных крылатых ракет (ПКР) ВМФ. Приведены краткие характеристики информационных каналов, применение которых целесообразно на борту ПКР, предложены варианты их комплексирования.

В настоящее время основным средством поражения корабельных группировок ВМС вероятного противника являются комплексы противокорабельных крылатых ракет (ПКР) ВМФ. В современных комплексах ПКР ВМФ одним из возможных способов повышения эффективности их боевого применения является управление пространственно-временной структурой (ПВС) залпа ПКР.

Для эффективного управления ПВС залпа в процессе предстартовой подготовки необходимо выдать целеуказание с качеством не ниже заданного. К сожалению, в настоящее время, в связи с существующим состоянием системы целеуказания (ЦУ) ВМФ, это не всегда представляется возможным.

Таким образом, возникает задача получения информации о цели (ее координатах, параметрах движения, и т.д.) на борту каждой ПКР в составе залпа при подлете к цели. Противник, обнаружив залп ПКР, неизбежно примет меры противодействия, в том числе информационного характера (применит средства радиоэлектронной борьбы (РЭБ), выставит ложные цели, и т.д.). Для снижения уровня воздействия средств РЭБ на информационные каналы ПКР целесообразно применять их комплексирование на борту ПКР. В этом случае применение средств РЭБ, эффективных против информационных каналов ПКР одного типа, окажется менее эффективным против каналов другого типа. Это позволит, в конечном итоге, обеспечить необходимую эффективность боевого применения комплексов ПКР по морским целям.

Одной из задач информационных каналов на борту ПКР, в том числе при их комплексировании, является распознавание обнаруженных целей, отнесение их к определенному классу из существующего алфавита классов (ложная цель (помеха), реальная цель, авианосец, крейсер, эсминец, фрегат, и т.д.).

К общим принципам построения систем распознавания КР ВМФ можно отнести [3]:

1. Поскольку распознавание проводится в условиях неопределенности (законы распределения признаков не всегда известны, априорные классы целей определены недостаточно, противник противодействует проведению распознавания, и т.д.), система распознавания должна адаптироваться к изменяющимся условиям обстановки.

2. В процессе распознавания должна использоваться априорная информация о классах объектов (типах целей), то есть данные целеуказания.

3. Распознавание должно проводиться в несколько этапов, используя накопление и уточнение данных от информационных каналов КР.

4. В различных условиях обстановки распознавание должно проводиться с качеством не ниже заданного, по ограниченному числу признаков (или даже по одному), при их потенциально высокой информативности.

5. В процессе распознавания целей на борту КР с применением комплексирования каналов должно производиться отождествление целей по данным различных информационных каналов.

6. Различные типы информационных каналов, применяемые на борту КР при комплексировании, должны компенсировать недостатки друг друга.

К основным типам информационных каналов, применение и комплектование которых целесообразно на борту КР, можно отнести:

- радиолокационный канал сантиметрового диапазона;
- радиолокационный канал миллиметрового диапазона;
- оптический канал;
- инфракрасный канал.

Все перечисленные типы каналов имеют свои достоинства и недостатки. Проведем их краткий анализ.

Радиолокационный канал сантиметрового диапазона. Достоинством данного информационного канала является низкий уровень затухания (относительно последующих типов информационных каналов), малая зависимость от гидрометеоров (дождя, снега, града), независимость качества работы от времени суток. К недостаткам можно отнести слабую (также относительно последующих типов информационных каналов) разрешающую способность, а также большие габариты и масса аппаратуры (сотни кг), что критично в условиях ограниченного объема БСУ КР. Данный диапазон целесообразно применять для первичного обнаружения на больших дальностях (десятки км) и, возможно, первичного распознавания целей.

Радиолокационный канал миллиметрового диапазона. Достоинствами данного информационного канала является достаточно высокая разрешающая способность (по сравнению с предыдущим типом), позволяющая производить распознавание целей с достаточно высоким качеством, и относительно малые габариты и масса аппаратуры (десятки кг), независимость качества работы от времени суток. В то же время разрешающая способность данного типа хуже, чем у двух последующих (оптического и инфракрасного канала). К недостаткам данного типа можно отнести быстрое затухание в атмосфере (по сравнению с предыдущим типом), достаточно сильную зависимость от гидрометеоров (из-за сопоставимых размеров гидрометеоров с длиной полуволны). Данный диапазон целесообразно применять для первичного (вторичного) обнаружения на относительно малых дистанциях (единицы км) и в качестве основного средства распознавания целей.

Оптический канал. Достоинствами данного информационного канала является высокая разрешающая способность (по сравнению с предыдущими типами), позволяющая производить распознавание целей с высоким качеством, и малые габариты и масса аппаратуры (единицы кг). К недостаткам данного типа можно отнести быстрое затухание в атмосфере (по сравнению с предыдущими типами), сильную зависимость от гидрометеоров (аналогично предыдущему типу), ухудшение разрешающей способности с увеличением расстояния до цели, резкое снижение качества работы при направлении на Солнце (возможна компенсация светофильтрами или скачкообразным снижением чувствительности), а также при работе в темное время суток. Данный диапазон целесообразно применять для вторичного обнаружения на малых дистанциях (единицы км) и в качестве основного средства распознавания целей.

Инфракрасный канал. Достоинствами данного информационного канала является высокая разрешающая способность (по сравнению с первыми двумя типами), позволяющая производить распознавание целей с высоким качеством, и малые габариты и масса аппаратуры (единицы кг). Недостатки данного типа: быстрое затухание в атмосфере, сильная зависимость от гидрометеоров, ухудшение разрешающей способности с увеличением расстояния до цели, резкое снижение качества работы при направлении на Солнце (возможна компенсация светофильтрами или скачкообразным снижением чувствительности), зависимость качества работы

от времени суток (в темное время суток, в отсутствие солнечного света, качество выше). Данный диапазон, как и предыдущий, целесообразно применять для вторичного обнаружения на малых дистанциях (единицы км) и в качестве основного средства распознавания целей.

Рассмотрев данные типы информационных каналов, можно сделать следующие выводы:

1. Каждый из рассмотренных типов каналов обладает присущими ему достоинствами и недостатками.

2. В целях наиболее рационального построения системы распознавания и компенсации недостатков информационных каналов различных типов целесообразно проводить комплексирование каналов следующим образом:

- для оперативных (оперативно-тактических) КР (по крупным целям) - комплексирование каналов первого типа и одного из трех - второго...четвертого типа;
- для тактических КР (по малоразмерным целям) - комплексирование каналов второго типа и одного из двух – третьего...четвертого типа.

3. В светлое время суток в качестве вторичного целесообразно применять канал третьего типа, а в темное время суток – канал четвертого типа.

Библиографический список

1. Айвазян С. А., Енюков И. С., Мешалкин Л. Д. Прикладная статистика: основы моделирования и первичная обработка данных. М.: Финансы и статистика, 1983.

2. Аникин А. А. Разработка и моделирование систем комплексирования разнородных наблюдений. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Ульяновский ГТУ, 2006.

3. Гришин Ю. П., Ипатов В. П. Радиотехнические системы / Под ред. Ю.М. Казаринова. М.: Высшая школа, 1990.

4. Кузьмин С. З. Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации. М.: Радио и связь, 1986.

УДК 623.419

РАЗМНОЖЕНИЕ ЛОЖНЫХ ЦЕЛЕЙ В ЗОНЕ ОБЗОРА БОРТОВОГО КООРДИНАТОРА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

К. А. Бурковецкий, В. В. Бутко, А. С. Прядкин

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

Одной из наиболее важных и наиболее сложных задач, стоящих перед бортовой системой управления беспилотных летательных аппаратов (крылатых ракет) в процессе стрельбы, является наведение на заданную в полетном задании цель для ее поражения с заданной вероятностью. Решению этой задачи служит распознавание обнаруженных в процессе поиска целей, селекция ложных целей и выбор цели, назначенной к поражению. В работе представлена зависимость числа целей в зоне обзора головки самонаведения крылатой ракеты от времени обзора (с учетом «размножения» ложных целей в процессе обзора), получена зависимость вероятности успешности поиска и распознавания от времени подсопровождения целей. Сделан вывод о необходимости сокращения времени обзора и повышения поисковой производительности крылатых ракет ВМФ.

Комплексы противокорабельных ракет (ПКР) в настоящее время являются основным средством борьбы с группировками надводных кораблей на море. Эффективность их боевого применения в значительной степени зависит от помехозащищенности (ПМЗ) бортовых систем управления (БСУ).

Анализ текущего состояния и перспектив развития концепций и средств информационного противодействия залпу ПКР, разработанных для ВМС иностранных государств, показывает, что процесс боевого применения оружия будет протекать в условиях интенсивного радиоэлектронного противодействия (РЭП) противника.

На эффективность боевого применения ПКР существенно влияет поисковая производительность - свойство головки самонаведения (ГСН) ПКР обследовать заданную область пространства с требуемой эффективностью за заданное время (время обзора).

На величину времени обзора влияет период сканирования головки самонаведения T_u , который можно найти из соотношения [4]:

$$T_u = \frac{\alpha_{\max}}{\omega_A}, \quad (1)$$

где ω_A – угловая скорость сканирования ДНА, α_{\max} – максимальный сектор обзора ГСН.

Угловую скорость сканирования ДНА ω_A можно выразить через параметры обзора пространства [4]:

$$\omega_A = \frac{F_u \cdot \theta_{0,5}}{N_{\min}} \quad (2)$$

где N_{\min} – минимальный необходимый объем выборки для принятия решения, F_u – частота повторения импульсов, $\theta_{0,5}$ – ширина диаграммы направленности антенны (ДНА) по уровню 0,5.

Величину ω_A из (2) подставим в (1), получим:

$$T_u = \frac{N_{\min} \cdot \alpha_{\max}}{F_u \cdot \theta_{0,5}} \quad (3)$$

Рассмотрим формулу (3). Как было сказано ранее, на величину времени обзора влияет период сканирования головки самонаведения T_u , который зависит от сектора обзора α_{\max} , а сектор обзора определяется размерами ОВПЦ. Также сложно увеличить частоту повторения импульсов F_u , так как она определяется максимальной дальностью действия ГСН. Увеличение ширины ДНА $\theta_{0,5}$ ухудшает коэффициент усиления антенны и разрешающую способность по угловым координатам. Таким образом, в целях повышения помехозащищенности может быть уменьшен только объем выборки N_{\min} .

С другой стороны, минимальный необходимый объем выборки N_{\min} при известном отношении сигнал/шум q в обнаружителе Неймана-Пирсона может быть приближенно рассчитан по формуле [4]:

$$N_{\min} \approx \frac{[\Phi^{-1}(1-p_{\text{лт}}) + \Phi^{-1}(1-p_{\text{пс}})]^2}{q^2}, \quad (4)$$

где Φ – функция Лапласа, $p_{\text{лт}}$ – вероятность ложной тревоги, $p_{\text{пс}}$ – вероятность пропуска сигнала, q – отношение сигнал/шум.

Иначе говоря, объем выборки является функцией характеристик качества обнаружения:

$$N_{\min} = f(p_{\text{по}}, p_{\text{лт}}, q), \quad (5)$$

где $p_{\text{по}}$ – вероятность правильного обнаружения, $p_{\text{лт}}$ – вероятность ложной тревоги, q – отношение сигнал/шум.

Таким образом, для обеспечения заданных характеристик качества при оптимальности обнаружителя по критерию Неймана-Пирсона необходимый объем выборки не менее заданного. Меньший объем выборки не позволяет обеспечить заданные характеристики качества.

Целью работы является выявление зависимости между успешностью поиска и распознавания морской цели в условиях воздействия пассивных ложных отвлекающих целей (ЛОЦ) от поисковой производительности головки самонаведения противокорабельной крылатой ракеты (ГСН ПКР).

В пакете MatLab разработана программа, моделирующая процесс постановки пассивных ложных отвлекающих целей (облако дипольных отражателей (ОДО) и надувной уголкового отражателя (НУО)) кораблем-целью [2, 3]. Предполагается, что излучение при работе в активном режиме головки самонаведения ПКР (в режиме поиска целей) обнаруживается станцией радиотехнической разведки корабля-цели, после чего производится постановка ложных целей. Время постановки ложных целей (ОДО) подчинено нормальному закону распределения. Дальность постановки ОДО соответствует типовым фигурам ложных целей (ЛЦ), что учтено через время полета ОДО (подчинено равномерному закону распределения). Время постановки НУО подчинено равномерному закону распределения. В программе использован алгоритм работы современных ГСН ПКР, при котором новая обнаруженная цель некоторое время «подсопровождается». Во время подсопровождения производится распознавание цели, отнесение ее к классу «реальная цель» или «помеха» (путем спектрального анализа пачки отраженных импульсов). При распознавании рассчитывается ширина спектра сигнала (ширина спектра огибающей пачки).

С использованием применяемых алгоритмов распознавания невозможно распознавание целей «на проходе» (с постоянной угловой скоростью сканирования диаграммы направленности антенны): при этом либо ухудшается качество распознавания (снижается вероятность правильного распознавания, или возрастает вероятность перепутывания) при уменьшении времени обзора, либо возрастает общее время обзора (работы ГСН ПКР на излучение), что снижает скрытность работы ГСН и, тем самым, ухудшает ее помехозащищенность.

Динамика изменения фоноцелевой обстановки в зоне обзора ГСН ПКР зависит от временных характеристик комплексов выстреливаемых помех (КВП) и времени обработки радиолокационной информации о целях в ГСН ПКР.

Алгоритм работы программы следующий.

- 1) Задаем следующие исходными данными (таблица 1):
 - количество выставляемых ложных целей – ОДО и НУО;
 - начальное время одного сканинга (поворота антенны) без учета подсопровождения целей;
 - количество сканингов в зоне обзора;
 - интервал времени полета ОДО на дальность постановки (равномерное распределение);
 - математическое ожидание и среднее квадратическое отклонение времени раскрытия ОДО (нормальное распределение);
 - математическое ожидание и среднее квадратическое отклонение времени реакции комплекса выстреливаемых помех (нормальное распределение);
 - интервал времени постановки НУО (равномерное распределение);
 - время подсопровождения каждой новой цели для ее распознавания;
- 2) Разыгрываем текущие значения вышеуказанных случайных величин в данной реализации;
- 3) Моделируем постановку ложных целей (ОДО и НУО);
- 4) Моделируем работу ГСН ПКР в режиме поиска целей;
- 5) Каждая новая обнаруженная цель (попавшая в полосу обзора), реальная или ложная, подсопровождается, за счет чего возрастает время работы ГСН в зоне обзора;
- 6) Сохраняем текущие значения зависимости числа целей в зоне обзора ГСН ПКР от времени работы ГСН, для данной реализации;
- 7) Сохраняем текущие значения зависимости среднего времени обзора при работе ГСН ПКР, от времени работы ГСН, для данной реализации;
- 8) Усредняем значения зависимости числа целей в зоне обзора ГСН ПКР от времени работы ГСН по всем реализациям;
- 9) Усредняем значения зависимости среднего времени обзора при работе ГСН ПКР, от времени работы ГСН, по всем реализациям.

Таблица 1
Исходные данные для работы программы

Наименование параметра, ед.	Значение параметра
Количество выставляемых ложных целей (ОДО, НУО), шт.	ОДО-7, НУО-1
Начальное время одного сканинга (поворота антенны) без учета подсопровождения целей, с	5
Количество сканингов в зоне обзора, шт.	5
Интервал времени полета ОДО на дальность постановки (равномерное распределение), с	10...15
Математическое ожидание времени раскрытия ОДО (нормальное распределение), с	7
Среднеквадратическое отклонение времени раскрытия ОДО (нормальное распределение), с	0,5
Математическое ожидание времени реакции комплекса выстреливаемых помех (нормальное распределение), с	2
Среднеквадратическое отклонение времени реакции комплекса выстреливаемых помех (нормальное распределение), с	0,2
Интервал времени постановки НУО (равномерное распределение), с	10...30
Время подсопровождения каждой новой цели для ее распознавания, с	0,5

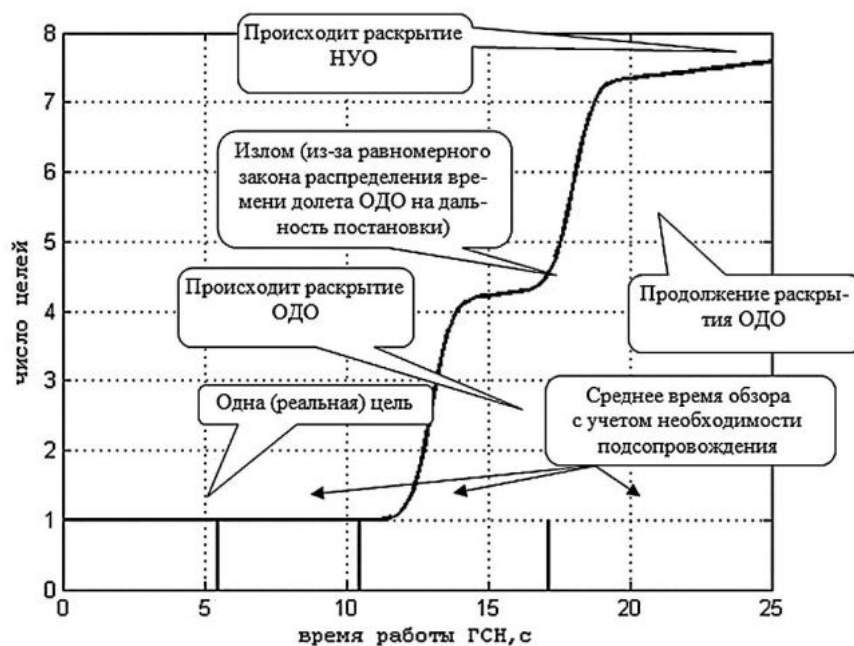


Рис. 1. Зависимость числа целей в зоне обзора ГСН от времени.

Результаты представлены на рис. 1. Вертикальными полосами показано среднее время обзора при работе ГСН ПКР с учетом необходимости «подсопровождения» каждой раскрывшейся ложной цели.

Зависимость имеет достаточно сложную форму. Вначале существует только одна цель - реальная. Затем (в среднем быстрее, чем НУО) выставляются ОДО. На среднем участке суще-

ствуется излом, благодаря равномерному закону распределения времени полета ОДО на дальность постановки. После всех выставленных ОДО график подчинен равномерному закону распределения (постановка НУО).

Время обзора в процессе «размножения» ложных целей вынужденно возрастает. Теоретически может наступить такой момент, когда время обзора возрастет настолько, что обзор области возможного положения цели (ОВПЦ) головкой самонаведения ПКР не сможет быть закончен. Необходимо искать и реализовать такие технические решения, которые позволили бы уменьшить время работы ГСН ПКР в активном режиме при обнаружении цели и ее распознавании без потери качества.

Выводы

1. Существующие алгоритмы распознавания целей (используемые в современных ПКР) не позволяют проводить распознавание (отнесение к классу «реальная цель» - «ложная цель») «на проходе» в процессе работы ГСН ПКР.
2. Обнаруженную в процессе обзора цель необходимо некоторое время «подсопровождать», что увеличивает время обзора ГСН ПКР.
3. Теоретически может наступить такой момент, когда время обзора возрастет настолько, что обзор зоны обзора головкой самонаведения ПКР не сможет быть закончен.
4. Время работы ГСН ПКР в активном режиме необходимо сокращать.
5. В ходе дальнейших исследований планируется создать экспериментальную модель процесса постановки пассивных ложных отвлекающих целей (облака диполей) и надувного уголкового отражателя кораблем-целью при работе ГСН ПКР, позволяющую провести верификацию работы описанной выше имитационной модели данного процесса.

Библиографический список

1. Айвазян С. А., Енюков И. С., Мешалкин Л. Д. Прикладная статистика. Основы моделирования и первичная обработка данных. М.: Финансы и статистика, 1983.
2. Ганин М. П. Планирование эксперимента. Л: ВМА, 1980.
3. Ганин М. П., Свейников А. А. Теория вероятностей и ее применение для решения задач ВМФ. Л: ВМА, 1968.
4. Гришин Ю. П., Ипатов В. П. Радиотехнические системы / Под ред. Ю.М. Казаринова. М.: Высшая школа, 1990.

УДК 623.428.2.

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ ОБЪЕКТОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ВЗРЫВА

И. В. Гречушкин, П. Е. Каширин, О. А. Кочетов

Научно-исследовательский институт

*(военно-системных исследований материально-технического обеспечения ВС РФ)
Военной академии материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулёва*

Рассматриваются актуальные вопросы по повышению уровня живучести объектов в условиях воздействия ударной волны взрыва. Авторами предлагается новый способ защиты объектов от воздействия ударной волны взрыва.

В настоящее время актуальными являются вопросы защиты объектов от воздействия ударной волны взрыва, в том числе, защита мобильных пусковых установок (МПУ) в Вооруженных Силах Российской Федерации.

Грунтовые МПУ и другие машины подвижного ракетного комплекса выполняются, как правило, самоходными, но могут быть и прицепными, буксируемыми специальными тягачами. Достоинства грунтовых МПУ заключаются в высокой скорости их перемещения, скрытности передвижения и в целом высокой боеготовности. В тоже время МПУ грунтового типа практически не защищены от огневого воздействия противника [1].

В современных условиях ведения военных действий предполагаемый противник может применить для поражения МПУ оружие массового поражения, а так как площадь возможных стартовых позиций велика, то с большой долей вероятности для их поражения будет использоваться воздушный взрыв боеприпасов площадного действия.

Такие взрывы применяются главным образом для поражения наземных, (надводных) объектов, в тех случаях, когда требуется на наибольшей площади вывести из строя личный состав, военную технику и сооружения противника и вместе с тем избежать сильного радиоактивного заражения местности. Следовательно, МПУ с большой долей вероятности могут быть подвергнуты воздействию воздушной ударной волны взрыва

Для обеспечения защиты МПУ от воздействия ударной волны взрыва и других поражающих факторов оружия массового поражения, предлагается применить схему, размещенную на рис.1 – 3.

По предложенному конструктивному варианту исполнения МПУ могут представлять собой седельный тягач с колесной формулой 16х16 на базе МЗКТ-79221 с двигателем 12Н360 с трехосным полуприцепом, на котором в горизонтальном положении размещался, закрытый створками из специальной броневой стали, транспортно-пусковой контейнер.

Для обеспечения повышение параметров выживаемости МПУ предлагается следующий алгоритм развертывания ПУ на стартовой позиции: при получении команды об угрозе применения оружия массового поражения, а так же при пуске изделия, тягач останавливается, сгружает полуприцеп с ТПК на землю и тянет его за собой. Благодаря наличию особого плугоподобного устройства полуприцеп самозакапывается, обеспечивая дополнительную защиту от поражающих факторов оружия массового поражения. При этом колесная база поднимается, за счет специальной конструкции амортизации, и оказывается под защитным экраном.

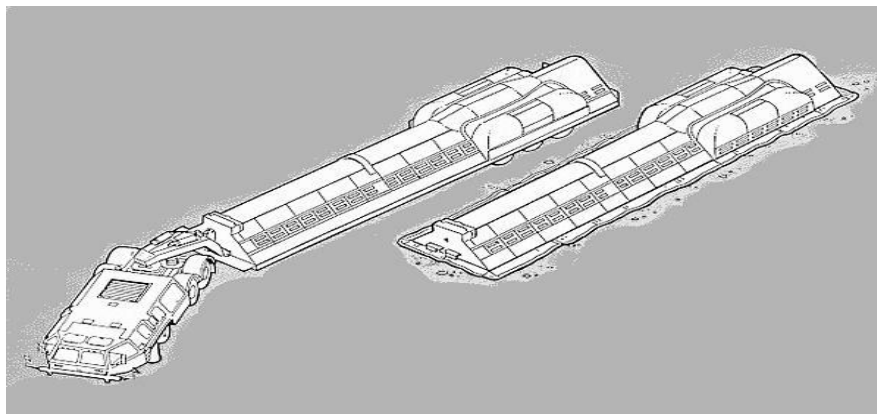


Рис. 1. Аналог МПУ с тягачом и без

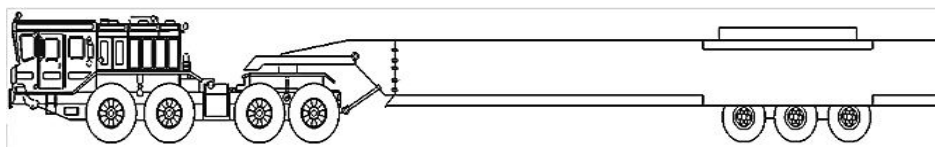


Рис. 2. МПУ с тягачом – вид сбоку

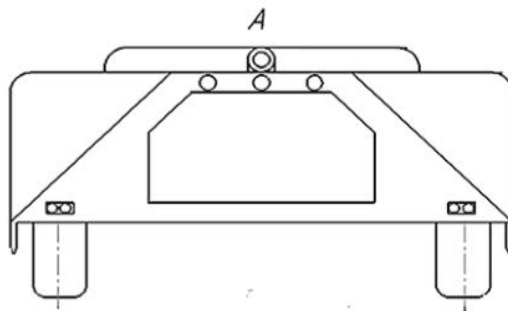


Рис. 3. МПУ – вид сзади

Защитный экран представляет собой две створки из специальной комбинированной брони (бронесталь, тонкие листы обедненного урана, плотный полимер), при этом особая геометрия экрана позволяет минимизировать воздействие ударной волны взрыва. Расчет воздействия ударной волны на пусковую установку (ПУ) ведется по схеме размещенной на рис. 4 [2].

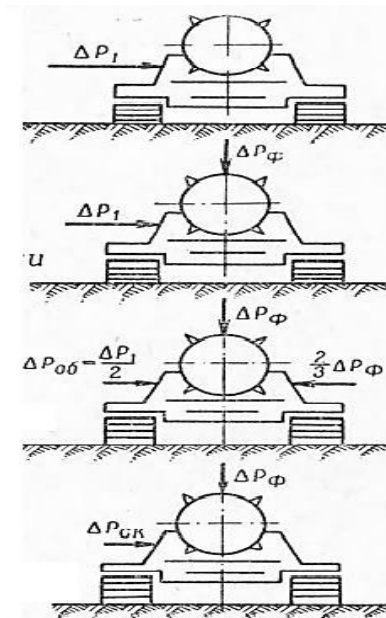


Рис. 4. Схема воздействия ударной взрывной волны при обтекании МПУ

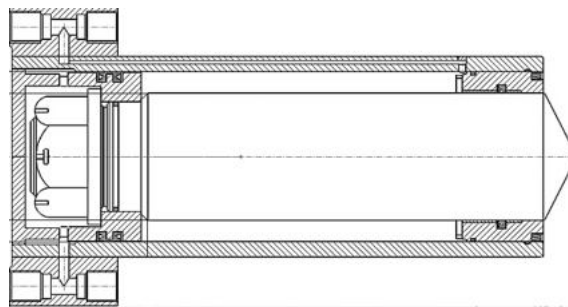


Рис. 5. Схема домкрата(ов) с конусовидным штоком для обеспечения устойчивости ПУ [3]

После самозакапывания ПУ включаются в работу домкраты, расположенные симметрично относительно оси полуприцепа, погружаясь в грунт на определенную глубину, они обеспечивают устойчивость агрегата от сдвига (рис. 5).

При выполнении данного алгоритма время развертывания ПУ на полевой позиции в положение максимальной защищенности и устойчивости должно составлять около 2 мин.

Стоит отметить, что в таком положении ПУ, обладает малозаметностью для средств национальной разведки предполагаемого противника, что является несомненным достоинством и так хорошо замаскированному комплексу.

Таким образом, предложенный способ позволяет повысить эффективность защиты МПУ от воздействия поражающих факторов оружия массового поражения.

Библиографический список

1. *Маликов В. Г., Комисарик С. Ф., Коротков А. М.* Наземное оборудование ракет. М.: Воениздат, 1971.
3. *Алеиков М. Н., Жуков И. И., Савин Н. В., Кукушкин Д. Д., Марков О. П., Фомин Ю. Г.* Физические основы ракетного оружия. М.: Воениздат, 1972.
4. *Марутов В. А., Павловский С.А.* Гидроцилиндры. Конструкция и расчет. М.: Машиностроение, 1966,

УДК 532.3

ГИДРОДИНАМИКА ПОДВОДНЫХ ОБЪЕКТОВ

А. Р. Гутнев, М. С. Яковчук

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

Актуальность задачи движения подводного аппарата сводится к нахождению его гидродинамических характеристик и решению уравнений движения. В общем случае объект имеет 6 степеней свободы: поступательные перемещения и угловые. Неизвестными параметрами, необходимыми для определения гидродинамических характеристик и решения уравнений движения являются гидродинамические силы и моменты, действующие на объект со стороны потока. В настоящее время для их нахождения либо ставят эксперимент, либо используют средства вычислительной гидродинамики (CFD). В данной работе производится нестационарное прямое моделирование движения подводного аппарата с расчетом гидродинамических сил и моментов.

Основной целью данной работы является определение сил и моментов, действующих на подводный аппарат с учетом работы движителей путем численного моделирования в высокотехнологичных программных пакетах расчета гидродинамики. Так же создание общей методики моделирования движения подводного аппарата.

В качестве модели было использовано тело, приближенное к геометрии торпеды (рис.1). Задача решалась в нестационарной постановке. Масса подводного аппарата – 100кг., основные моменты инерции: 0,25, 40, 40 относительно осей X, Y, Z соответственно. В начальный момент времени подводный аппарат неподвижен, скорость вращения винта – 20 рад/сек. Первые 8 сек. винт вращался, при этом подводный аппарат был зафиксирован. Задача решалась с помощью совместной работы уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу с подключаемой моделью турбулентности k-omega SST. Так же для получения параметров движения подводного аппарата было подключено средство пользовательского программирования, реализованного в виде макроса.

Суть макроса заключается в следующем (рис. 2): на каждом временном шаге решатель рассчитывает силы и моменты, действующие на аппарат. Далее эти данные используются, как начальные условия для решения дифференциальных уравнений, описывающих движение подводного аппарата. В конце каждого временного шага с помощью стандартных операций скоростям подводного аппарата присваиваются значения, вычисленные с помощью дифференциальных уравнений. Перемещения и углы, на которые отклонился подводный аппарат, вычисляются решателем.

Для решения была построена неструктурированная сетка объемом приблизительно в 1350 000 ячеек. К области с винтом было произведено сгущение сетки (рис. 3). Максимальный размер ячейки – 0,1 м., минимальный размер ячейки – 0,001 м.

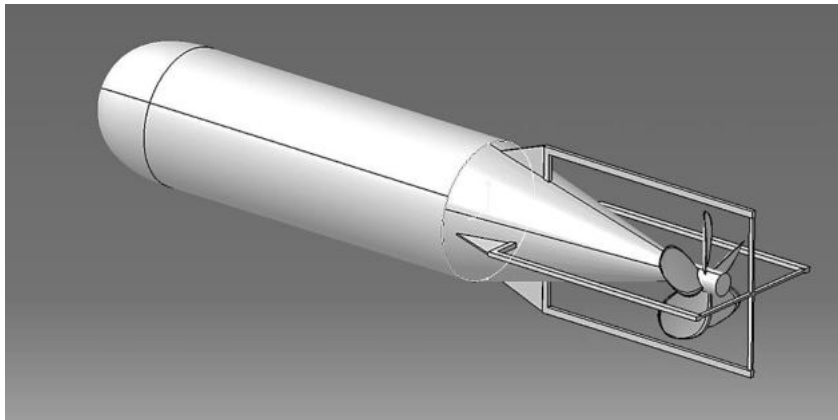


Рис. 7. Модель – тело, приближенное к геометрии торпеды



Рис. 8. Средство пользовательского программирования, реализованного в виде макроса

Условия на границе расчетной области – равенство нулю избыточного давления. Условия на стенке: прилипания и непротекания.

В итоге было смоделировано движение подводного аппарата за счет сил и моментов, действующих на него. Результаты расчета приведены на графиках (рис.4).

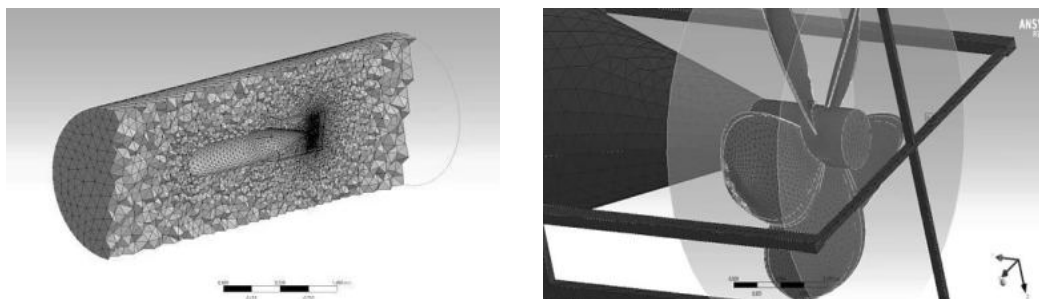


Рис. 9. Сгущение сетки

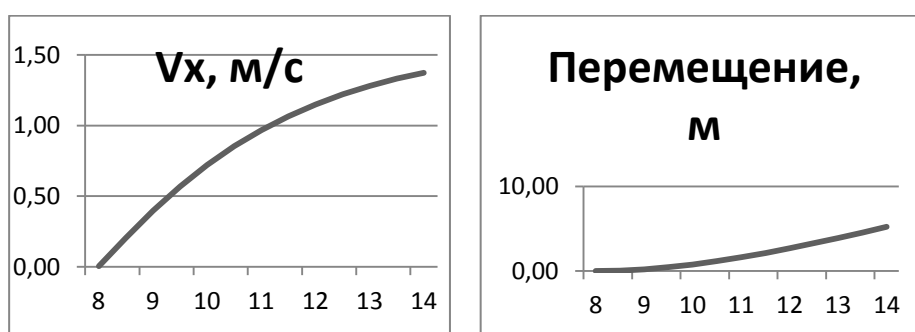


Рис. 10. Результаты расчета

Из графиков видно, что значение скорости со временем стремится к асимптоте. Это связано с увеличением силы сопротивления со стороны потока с увеличением скорости движения подводного аппарата. В итоге за 6.6 секунд движения объект переместился на 5.24 метра и развил скорость 1.37 М/сек. Таким образом, методика расчета гидродинамики и моделирования движения подводного аппарата показала свою работоспособность. В дальнейшем возможно будет задавать более сложные условия для движения подводного аппарата, например, движение с работающей системой управления или добавление случайных возмущений со стороны потока в виде подводных течений или следа от другого движущегося подводного объекта.

УДК 629.7 : 521.3

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ КИНЕТИЧЕСКОГО ПЕРЕХВАТА

С. Н. Ельцин, Д. А. Смирнов, М. М. Степанов

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

Введение. Современные системы наведения способны обеспечить кинетический перехват ГЧ БР на скоростях более 10 км/с. Широко известен перехват противоракетой GBI головной части-мишени межконтинентальной баллистической ракеты, который произошел 30 мая 2017 г. Кроме того, известна и успешная статистика перехвата противоракетой THAAD, которая в 2007 г. перехватывала ракеты SCUD, в 2012 г. перехватывала ракету мишень E-LRALT.

Такие противоракеты, как THAAD, SM-3 и GBI являются противоракетами разного класса и движущимися на разных скоростях (GBI – противоракета дальнего космоса, скорость

движения порядка 8км/сек, ТНААД – противоракета ближнего космоса, скорость движения порядка 4км/сек). В связи с этим представляется интерес о возможности стрельбы разными противоракетами по одной и той же высокоскоростной цели, летящей на заатмосферном участке траектории, например, головной части баллистической ракеты, спускающейся со скоростью бкм/сек.

Концепция кинетического перехвата была выдвинута в США после анализа противодействия комплексов Patriot иракским ракетам Р-11(Скад). Несмотря на большой перерасход ракет (до 28 ракет Patriot на каждую Р-11), существенная часть баллистических ракет (по разным данным, от 52 % до 91 %) так и не была поражена, а пораженные ракеты получали осколочные повреждения двигательных отсеков, несколько отклонялись от цели, но боеголовки оставались полностью функциональными.

Американские инженеры считали, что осколки, образующиеся при подрыве зенитной управляемой ракеты (ЗУР), обладают слишком малой энергией для поражения прочной боеголовки БР. Хотя еще в 1961 году советские противоракеты В-1000 с ОБЧ успешно уничтожали боеголовки ракет Р-5 и Р-12, а уничтожение боеголовки Р-11 осколочной боеголовкой стандартной войсковой ЗУР было осуществлено российской С-300 в 1995 году. Тем не менее, поражение боеголовки осколками таит в себе актуальную проблему: осколочные повреждения могут вывести боеголовку из строя, но не гарантируют ее полного разрушения и не могут сбить с траектории. На радарх противоракетной обороны будет невозможно отличить выведенную из строя (но не разрушенную) вражескую боеголовку от исправной, что потребует дополнительных усилий и расхода противоракет на уничтожение уже выведенных из строя боеголовок [1].

На рис.1 изображены характерные траектории полета существующих кинетических перехватчиков (КП) США с указанием диапазона дальностей перехватываемых ракет и располагаемого времени подлета до зоны перехвата. Перехватчик может выводиться в расчетную точку встречи с боеголовкой (БГ) в пространстве носителя или в составе боевой ступени (БС). В любом случае за начало работы перехватчика принимается момент отделения от носителя или БС. В составе КП имеются инфракрасная головка самонаведения (ИкГС), двигательная установка, позволяющая КП маневрировать и осуществлять его стабилизацию.

Как видно из рис. 1, перехват осуществляется в основном на внеатмосферном участке траектории на нисходящей ветви траектории БГ [2].

После захвата цели ГСН КП осуществляется его отделение от БС (носителя) наведение на нее. ГСН измеряет положение цели относительно КП (углы фазирования φ и рассогласования).

Постановка задачи. В основу оценки возможности перехвата были положены две математические модели:

- модель полета перехватчика в режиме самонаведения (метод пропорционального сближения);
- модель полета цели (спуск неуправляемой ГЧ БР по параболе).

Запишем систему уравнений, обеспечивающих наведение КП на боеголовку [3]. в обозначениях: V – скорость движения ракеты, $V_{ц}$ – скорость движения цели θ - угол возвышения ракеты, $\theta_{ц}$ – угол возвышения цели, φ – угол наклона линии визирования ракеты, r – расстояние между ракетой и целью, k – коэффициент пропорциональности, g – гравитационная постоянная; $\frac{dr}{dt}$ – описывает изменение расстояния между ракетой и целью; $\frac{d\varphi}{dt}$ – описывает угловую скорость вращения линии визирования ракеты; $\frac{d\theta}{dt}$ – описывает угловую скорость вращения ракеты; $\frac{dx}{dt}, \frac{dy}{dt}$ – описывает изменение соответствующих координат с течением времени ракеты; $\frac{v \frac{d\theta}{dt}}{g}$ – описывает нормальные поперечные перегрузки, испытываемые ракетой; $\frac{dx_{ц}}{dt}, \frac{dy_{ц}}{dt}$ – описывает изменение соответствующих координат с течением времени цели, $\frac{d\theta_{ц}}{dt}$ - описывает угловую скорость вращения цели.

$$\begin{aligned} \frac{dr}{dt} &= V_u \cos(\theta_u - \varphi) - V \cos(\theta - \varphi) \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{1}{r} (V_u \sin(\theta_u - \varphi) - V \sin(\theta - \varphi)) \\ \frac{d\theta}{dt} &= k \frac{d\varphi}{dt} \\ \frac{dx}{dt} &= V \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} &= V \sin \theta \\ \frac{dV}{dt} &= g \cdot \sin \theta + V_n \left(\frac{d\theta}{dt} \right) \\ n_y &= \frac{V \frac{d\theta}{dt}}{g} \\ \frac{dx_u}{dt} &= V_u \cos \theta_u \\ \frac{dy_u}{dt} &= V_u \sin \theta_u \\ \frac{dV_u}{dt} &= g \sin \theta_u \\ \frac{d\theta_u}{dt} &= \frac{g \cos \theta_u}{V_u} - \frac{V_u \cos \theta_u}{R_z + y_u} \end{aligned}$$

Особенностью метода пропорционального сближения является то, что при выборе различного коэффициента k можно получить различные траектории. Так, при малом значении k получаем траекторию похожую на метод погони, при больших значениях k получаем траекторию похожую на метод параллельного сближения. Проведенные кинематические исследования показывают, что для наведения на цель, скорости которых соизмеримы со скоростью ЛА, целесообразно использовать методы наведения с упреждением, причем метод пропорционального сближения и его частный случай – метод параллельного сближения, обеспечивают траектории, близкие к прямолинейным. В связи с этим, для построения траектории ракеты будем использовать k с большими значениями. Однако стоит отметить, что полный анализ свойств траекторий, проведенный с учетом динамики системы наведения, показывает, что при чрезмерном увеличении параметра k траектории вблизи цели приобретают неблагоприятный характер.

Для решения задачи будем использовать следующие допущения:

- цель является не маневрирующей;
- угол возвышения и угол тангажа перехватчика в каждый момент времени является одинаковым;
- угловая скорость вращения ГСН обеспечивает слежение за целью при нахождении цели в области видимости ГСН.
- сопротивление воздуха не учитывается, поскольку перехват осуществляется на внеатмосферном участке траектории;
- вращение Земли не учитывается, т.к. время протекания процесса мало.

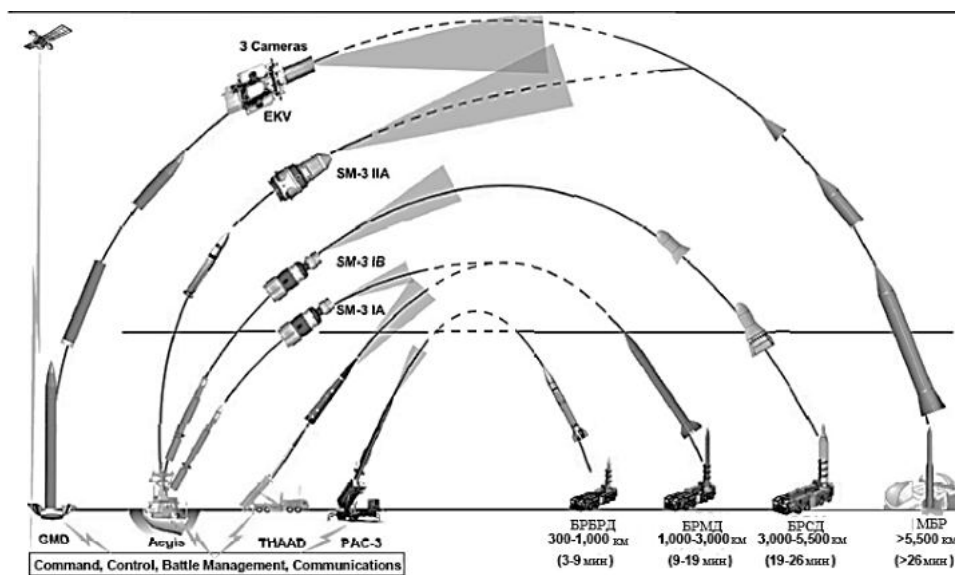


Рис. 1. Характерные траектории КП и БР

Также для решения задачи прием некоторые характеристики противоракеты: максимальный угол видимость ГСН $\pm 30^\circ$, максимальная дальность полета боевой ступени перехватчика 350км, максимальные поперечные перегрузки 30g.

Варьируемыми параметрами для исследования зон наведения будут:

- скорость перехватчика (4км/сек...7км/сек);
- взаимное начальное угловое расположение объектов ($180^\circ \dots 360^\circ$);
- дальность наведения (0км...300км).

Данная задача решается методом Рунге-Кутты четвертого порядка, начальные условия которой представляют собой постоянные и варьируемые параметры перехватчика, перечисленные выше, и параметры полета БР (скорость спуска бкм/сек, угол возвышения 35°). Шаг интегрирования при решении задачи принимался $dt=0,1$ сек.

Для удобства решения задачи и представления результатов, выше описанную систему уравнений будем решать в системе координат связанной с начальным положением цели, ось ОУ которой будет сонаправлена с вектором скорости БГ, а ось ОХ повернута на $\pi/2$ относительно оси ОУ.

Обсуждение результатов. Как показали результаты расчета, наведение и попадание в цель возможно при больших коэффициентах пропорциональности. Это связано с тем, что при малых значениях и больших взаимных углах расположения траектория наведения противоракеты в конечный момент времени подходит под углами близкими к 90° к траектории ГЧ. В связи с чем, для наведения на цель требуется достаточно высокая угловая скорость вращения противоракеты, а малые коэффициенты пропорциональности (порядка $k=3, 4,5$) не обеспечивают этого и очень часто происходит срыв наведения из-за потери цели ГСН. При больших коэффициентах пропорциональности, траектория противоракеты стремится в точку упреждения, что в свою очередь с одной стороны уменьшает требуемую угловую скорость вращения на конечных участках траектории для наведения на цель, однако при больших взаимных углах расположения возможна также потеря цели из области видимости ГСН, но зона наведения при использовании больших коэффициентов пропорциональности гораздо больше, чем при малых. В качестве расчетного параметра коэффициента пропорциональности было принято $k=15$.

Также стоит отметить, что при прочих равных условиях у противоракет, которые наводятся на больших скоростях, зона наведения шире, чем у противоракет, наводящихся на

меньших скоростях при наведении на больших дальностях (порядка 300 км). Это связано с тем, что они успевают выйти на встречный курс, и навестись на ГЧ при тех же взаимных угловых положениях, в отличие от ракет, двигающихся на меньших скоростях, которые вынуждены осуществлять достаточно большой разворот в сторону цели.

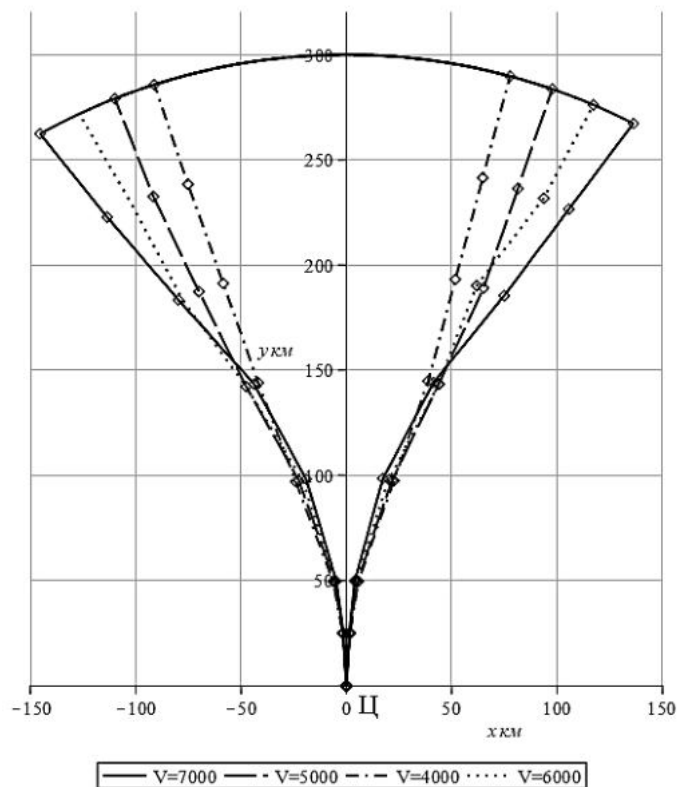


Рис. 2. Характерные зоны наведения боевой ступени в СК связанной с начальным положением цели

Однако, как видно из рис. 2 при уменьшении дальности зоны наведения начинают выравниваться и после некоторого значения (порядка 100 км) более эффективными становятся противоракеты с меньшими скоростями, т.к. они успевают развернуться в сторону цели и навестись. Противоракеты с большими скоростями двигаются с максимальными поперечными перегрузками и в определенный момент времени ГЧ уходит из области видимости ГСН.

Еще одной особенностью наведения противоракеты на цель является и то, что зона наведения не является симметричной относительно оси ОУ в системе координат, проведенной через начальное положение цели. В этой системе координат левая часть шире, чем правая. Это объясняется тем, что в правой части зоны наведения противоракета преимущественно движется сверху вниз за целью, а в левой – снизу вверх, поэтому средняя скорость движения в левой части зоны наведения будет ниже на несколько сотен метров в секунду, что делает ее более маневренной (рис.3а, рис.3б).

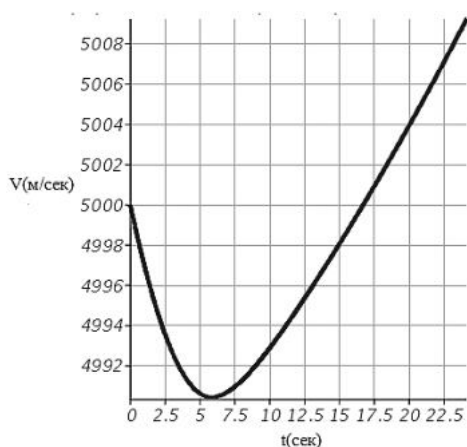


Рис.3а. Изменение скорости перехватчика при наведении на цели с положения $+17^{\circ}$ относительно цели

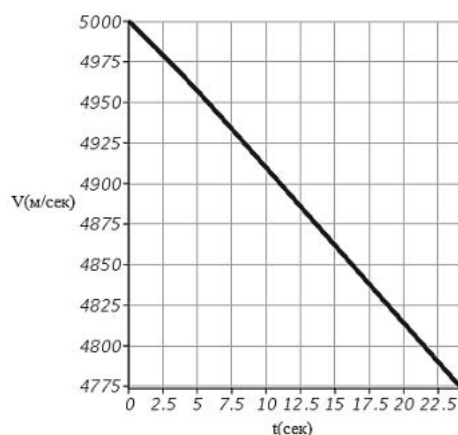


Рис.3б. Изменение скорости перехватчика при наведении на цели с положения -17° относительно цели

Библиографический список

1. URL: <http://www.washprofile.org>. Дата обращения 10.10.2018;
2. Зенитная управляемая ракета Standard-3 (SM-3/ RIM-161) // Ракетная техника. [Электронный ресурс]. URL: <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/sm3/sm3.shtml>. Дата обращения 10.10.2018
3. Толтегин О. А. Математические модели систем летательных аппаратов. СПб: БГТУ «Военмех», 2016. С. 37, 44 – 45, 103.

УДК 623.462.24

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗОНЫ ДОСТИЖИМОСТИ НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ ДВИЖЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ JL-2 ПРОТИВОРАКЕТой STANDARD 3 – 1В

Е. В. Обидин¹, И. А. Одегов²

¹Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова
²ФГУП «Крыловский государственный научный центр»

Настоящая работа рассматривает решение задачи оценки возможности встречи противоракеты (ПР) корабельного базирования с баллистической ракетой подводных лодок (БРПЛ) на активном участке траектории ее полета. Решение задачи проводилось применительно к известным данным о параметрах траекторий БРПЛ JL-2 ВМС Китая и противоракеты (ПР) Standard 3 – 1В ВМС США.

Метод исследования – расчет точки встречи противоракеты и БР с учетом пространственно-временного баланса, определение расстояния достижимости противоракетой БР на заданном угле курса между местоположениями крейсера управляемого ракетного оружия (УРО) и атомной подводной лодкой с баллистическими ракетами (ПЛАРБ). Результаты исследования оформляются в виде зоны достижимости БРПЛ JL-2 противоракетой Standard 3 – 1В при стрельбе на максимальную дальность встречи ракет.

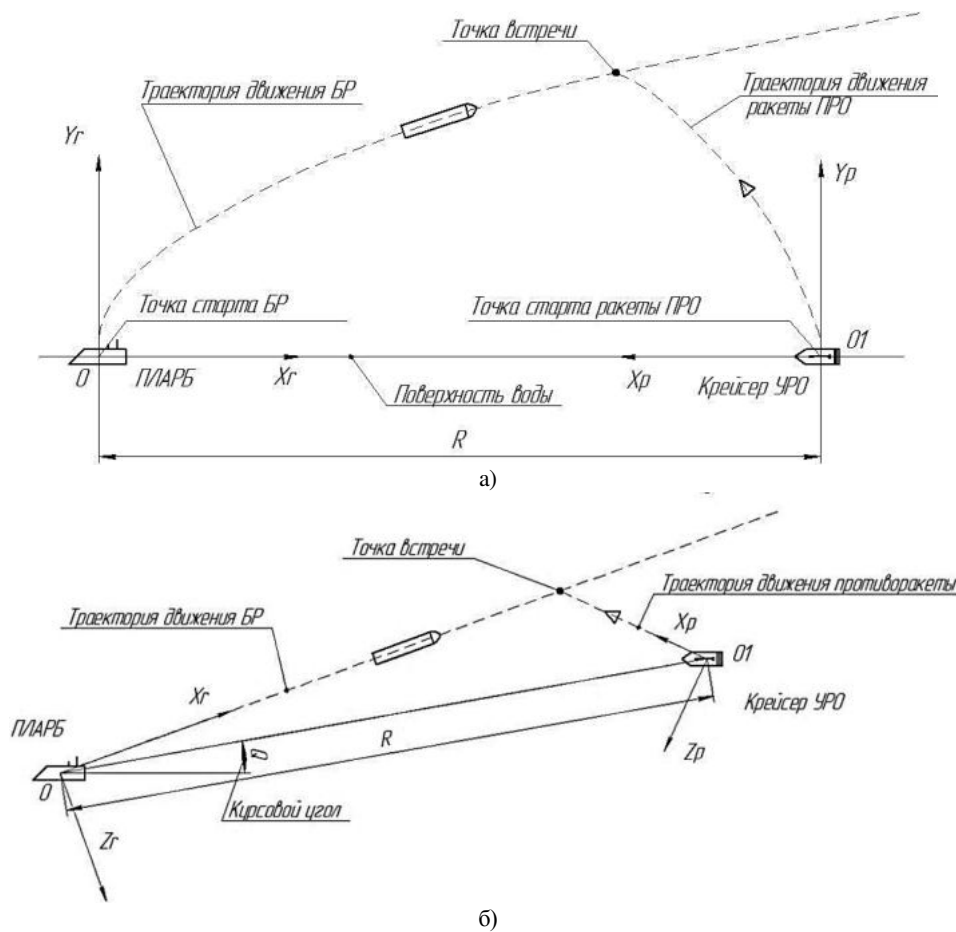


Рис. 1. Схема встречи БР JL-2 противоракетой Standard 3 – 1В,
а) вид в плоскости OX_rY_r ; б) вид в плоскости OX_rZ_r

Физическая модель. На рис. 1 изображено схематичное построение физической картины встречи БР JL-2 противоракетой Standard 3 – 1В. Под носителем БР JL-2 принимаем китайскую атомную подводную лодку с баллистическими ракетами (ПЛАРБ) проекта 094 «Jin», под носителем противоракет Standard 3 – 1В принимаем ракетный крейсер управляемого ракетного оружия (УРО) типа «Ticonderoga».

Система координат $OX_rY_rZ_r$ привязана к точке старта БР. Ось X_r откладывается в плоскости стрельбы, ось Y_r и Z_r перпендикулярны X_r рис. 1(а,б). Система координат $O1X_rY_rZ_r$ связана с точкой старта противоракеты. Ось X_r откладывается в плоскости стрельбы противоракеты, Y_r и Z_r составляют также правую систему координат.

На рис. 2 представлена схема формирования слепой зоны РЛС с учетом прямолинейного распространения радиоизлучения сантиметрового диапазона, используемого в РЛС AN/SPY-1 и допущении о сферичности поверхности Земли. Слепая зона РЛС учитывается только при использовании корабельной системы обнаружения в качестве основного средства целеуказания.

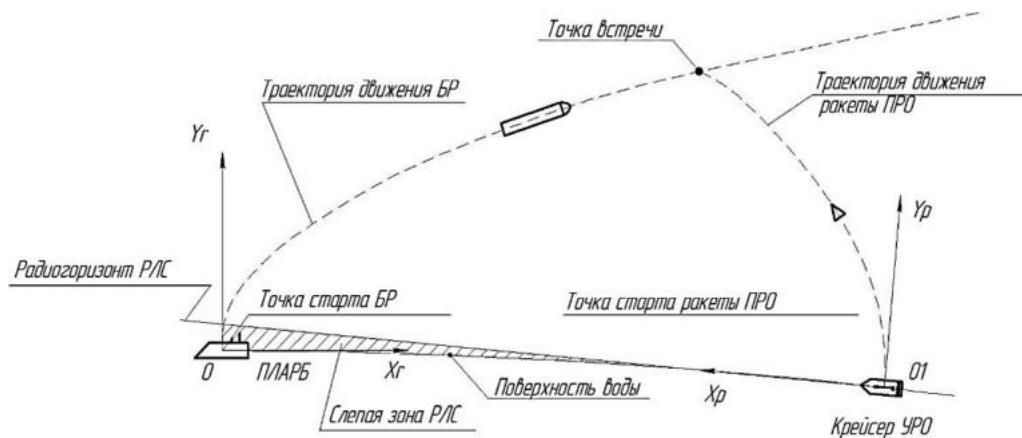


Рис. 2. Схема формирования слепой зоны РЛС

Начало процесса моделирования – выход БР из-под воды после старта из шахты ПЛАРБ. Полет ракеты JL-2 происходит в плоскости стрельбы задаваемой через азимут AZ_{START} . Траектория полета БР на активном участке задается табличными параметрами. Вскоре после выхода БР из-под воды происходит ее обнаружение средствами противоракетной обороны (ПРО) на дальности R и курсовом угле Q на место старта БР. Система «Aegis» идентифицирует цель, рассчитывает траекторию цели и формирует полетное задание для противоракет, суммарная длительность данных процессов задается параметром T_{IDEN} .

Параллельно моделируется работа комплекса «Aegis»:

- обнаружение БР радиолокационной станцией надводного корабля УРО;
- предстартовая подготовка, формирование и ввод полетных заданий в ПР;
- старт ПР;
- моделирование полета ПР.

Количество ПР выделяемых на одну БР задается предварительно.

Старт противоракеты осуществляется после формирования и ввода полетного задания. Определяется точка возможного пересечения траекторий БР и ПР совместно с временем ее достижения ПР. Встреча ракет считается состоявшейся при равенстве времен движения БР (T_{BR}) и ПР (T_{PRO}) в точку встречи с учетом суммы временных задержек системы «Aegis».

До тех пор, пока не стартовало выделенное число ПР на текущую цель, обслуживание следующей по счету БР не происходит.

Временной баланс рассчитывается по формуле (1):

$$T_{PRO} + \sum \Delta T_i = T_{BR} \quad (1)$$

где ΔT_i – временные задержки системы «Aegis» на формирование полетного задания.

Необходимо выполнение условия, приведенного в формуле (2):

$$T_{PRO_MIN} \leq T_{PRO} \leq T_{PRO_MAX} \quad (2)$$

где T_{PRO_MIN} – минимально необходимое время работы противоракеты; T_{PRO_MAX} – максимально возможное время работы противоракеты.

Время полета противоракеты в точку встречи определяется при помощи предварительно рассчитанных изохрон движения. На рис. 3 представлен пример траекторий движения и изохрон. Траектории полета построены на основе решения дифференциальных уравнений, описывающих движение противоракеты в пространстве. При помощи изохрон определяем время полета ПР в точку встречи.

Для решения задачи определения зоны достижимости на активном участке движения баллистической ракеты JL-2 противоракетой Standard 3 – 1B необходимо найти максимальное

расстояние (R) на заданном курсовом угле (Q) между точкой местоположения ПЛАРБ и корабля УРО, на котором ПР возможна встреча с БР к заданному моменту времени ее движения.

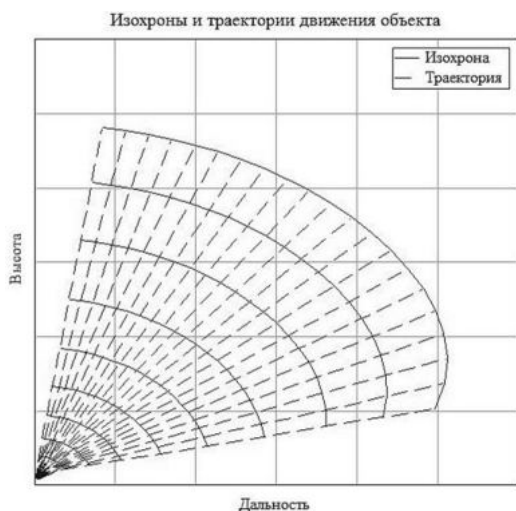


Рис. 3. Пример траекторий движения и их изохрон

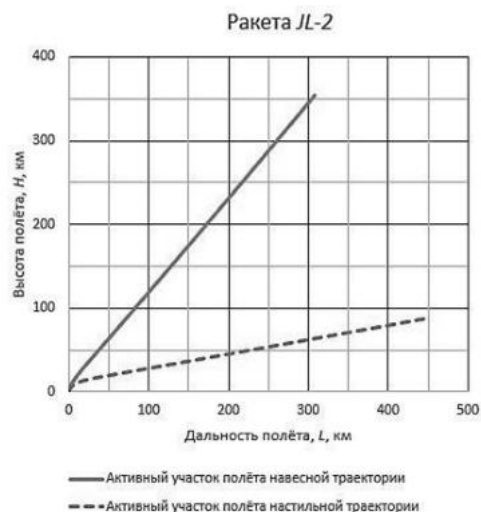


Рис 4. Траектории движения БР JL-2

Расчет настильной и навесной траектории ракеты JL-2 на дальность 8000 км

Исходные данные для расчета траекторий ракеты JL-2:

- $N = 3$ – число ступеней;
- $M_0 = 42000$ кг – стартовая масса ракеты;
- $L_0 = 13$ м – полная длина ракеты;
- $D = 2$ м – диаметр ступеней;
- $M_{пн} = 700$ кг – масса полезной нагрузки;
- $L_{полн} = 8000$ км.

По исходным данным спроектирована ракета в системе автоматизированного проектирования «БГТУ РБ». На рисунке приведены параметры движения рассчитанной БР для навесной и настильной траектории. Активный участок БР заканчивается на 160 секунде.

Допущения модели и исходные данные. Допущения модели определения зоны достижимости:

- поверхность Земли описывается сферой с радиусом 6371 километр;
- движение БРПЛ и крейсера УРО не учитывается;
- ПЛАРБ не подвергается воздействию средств со стороны сил противника.

Исходные данные для расчета:

- $AZ_{START} = 90$ град – азимут плоскости стрельбы БР;
- $AZ_{KURS} = 90$ град – истинный курс ПЛАРБ;
- $T_{SAFE} = 160$ с – время конца активного участка;
- $T_{PRO_MIN} = 50$ с – минимально необходимое время работы противоракеты;
- $T_{PRO_MAX} = 240$ с – максимальное время работы противоракеты;
- $N_{BR} = 16$ шт – число БР в залпе;
- $\Delta T_{BR} = 10$ с – темп стрельбы БР, с;
- $\Delta T_{PRO} = 3$ с – темп стрельбы ПР, с;
- $N_{RAS_PRO} = 2$ шт – количество ПР направляемых на одну БР;
- $T_{IDEN} = 5$ с – время необходимое на формирования полетного задания для противоракеты.

Результаты расчета. На рис. 5 представлены зависимости изменения расстояния R от времени движения БР на траектории для настильной (рис. 5.а) и навесной (рис. 5.б) траекторий при различных курсовых углах.

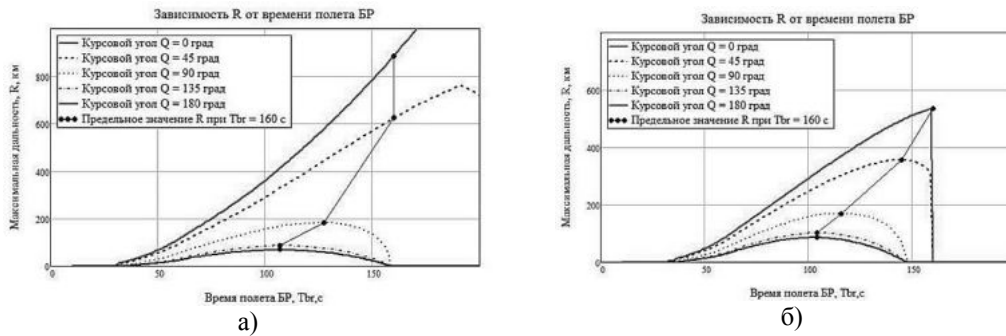


Рис. 5. Зависимость изменения дальности R от времени полета БР на курсовых углах 0, 45, 90, 135 и 180 градусов для настильной (а) и навесной (б) траектории полета

Предельное значение R выбирается исходя из того, как расположено значение абсциссы экстремума относительно времени T_{SAFE} . Если оно левее T_{SAFE} , то в качестве предельного значения R выбирается значение экстремума. Иначе предельное значение R соответствует дальности при времени T_{SAFE} .

Восходящая часть зависимости R от T_{BR} обусловлена тем, что увеличение T_{BR} по условию (1) ведет к увеличению T_{PRO} , что позволяет увеличить R . Нисходящая часть зависимости возникает в связи с тем, что ПР не успевает долететь до точки встречи с БР, поэтому необходимо уменьшать R , чтобы выполнялось условие временного баланса (1).

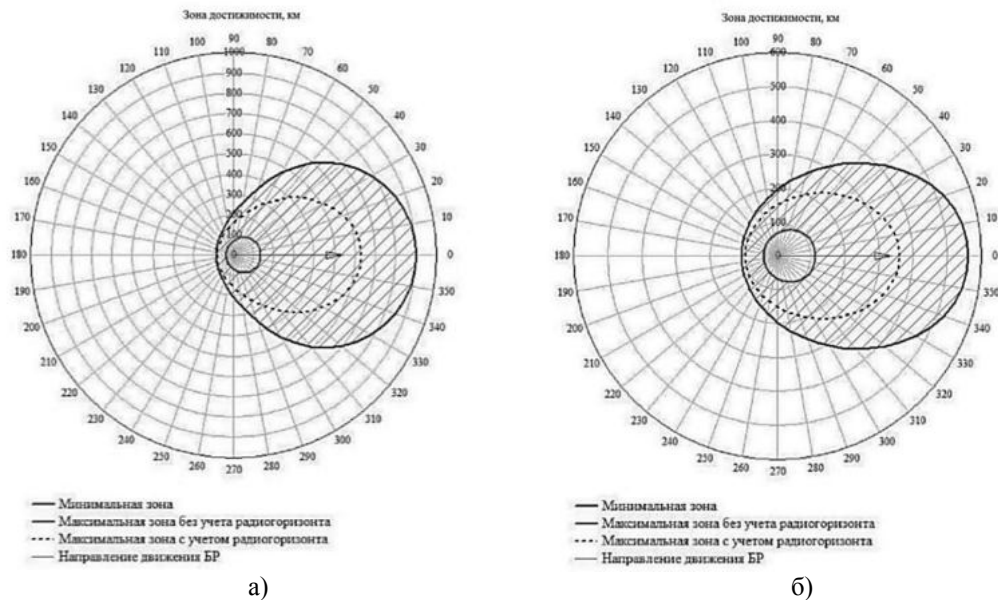


Рис. 6. Зона достижимости противоракетой на времени полета БР 160 секунд:
а) настильная траектория БР, б) навесная траектория БР

На рис. 6 представлены зоны достижимости БР противоракетой, для настильной (рис. 6.а) и навесной (рис. 6.б) траектории движения БР. Заштрихованная область, ограниченная мак-

симальной и минимальной зоной соответствует возможности встречи противоракеты с БР при ограничениях (2) и времени движения БР не более 160 секунд. В таблице 1 представлены результаты расчета зоны достижимости.

Таблица 1
Результаты расчета зоны достижимости

Курсовой угол, Q , град	R при настильной траектории, км			R при навесной траектории, км		
	Без радиогоризонта	С радиогоризонтом	Минимальная зона	Без радиогоризонта	С радиогоризонтом	Минимальная зона
0	900.347	630.232	115.341	561.182	359.693	111.964
45	644.343	400.773	114.946	384.672	255.25	98.18
90	206.94	157.07	69.569	195.468	150.574	67.435
135	102.587	93.307	40.94	122.459	105.857	46.318
180	83.093	79.292	33.82	104.764	94.11	40.089
225	102.587	93.307	40.94	122.459	105.857	46.318
270	206.94	157.07	69.569	195.468	150.574	67.435
315	644.343	400.773	114.946	384.672	255.25	98.18
360	900.347	630.232	115.341	561.182	359.693	111.964

Библиографический список

1. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для вузов. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1973.
2. Исаков А. Л. Пакет прикладных программ САПР баллистических ракет и ракет-носителей космических летательных аппаратов: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2014.
3. Комаровский Ю. А. Использование различных референц-эллипсоидов в судовождении: учебное пособие. 2-е изд., перераб. и доп. Владивосток: Мор. гос. ун-т, 2005.
4. Климчик А. С., Гомолицкий Р. И., Фурман Ф. В., Сёмкин К. И. Разработка управляющих программ промышленных роботов: курс лекций. Минск: 2008;
5. http://en.wikipedia.org/wiki/RIM-161_Standard_missile_3;
6. http://globalsecurity.org/wmd/world/china/type_94.htm;
7. http://en.wikipedia.org/wiki/Jin-class_submarine;
8. <http://missilethreat.csi.org/missile/jl-2>;
9. <http://en.wikipedia.org/wiki/JL-2>.

УДК 533.65.013

МЕТОДИКИ УТОЧНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

В. Г. Новиков, Ю. Н. Тимошин

АО «Конструкторское бюро специального машиностроения»

Проведено сравнение методик уточнения аэродинамических коэффициентов управляемого аэродинамическими рулями летательного аппарата (ЛА) по результатам летных испытаний (ЛИ). При этом рассмотрены методика, использующая соотношения расширенного фильтра Калмана, и методика, основанная на методе максимального правдоподобия. В обеих методи-

ках для описания движения ЛА используются уравнения его углового движения вокруг центра масс. Приведен пример результатов обработки данных с летных испытаний для одного из известных образцов летательного аппарата по методу расширенного фильтра Калмана, и проведено сравнение результатов с результатами, полученными по методу максимального правдоподобия.

Использование метода расширенного фильтра Калмана. Для обработки результатов летных испытаний летательных аппаратов рассматривается использование расширенного фильтра Калмана (РФК) [1].

При этом в состав параметров математической модели движения ЛА включаются собственно параметры, уточняющие аэродинамические характеристики (АДХ), которые представляют мультипликативные добавки к априорным АДХ, то есть к АДХ, полученным на этапах, предваряющих ЛИ.

Уточненные АДХ имеют вид:

$$\begin{aligned} C d_{ym} &= C d_a(1 + \Delta C d); \\ C y_{ym} &= C y_a(1 + \Delta C y); \\ C a p_{ym} &= C a p_a(1 + \Delta C a p), \end{aligned} \quad (1)$$

где $C d$ – коэффициент центра давления; $C y$ – коэффициент нормальной силы; $C a p$ – коэффициенты управляющей силы рулей; $\Delta C d$, $\Delta C y$, $\Delta C a p$ – мультипликативные добавки к ним.

Здесь индекс «а» означает априорное значение аэродинамического коэффициента, полученное по результатам расчетно-экспериментальной отработки ЛА на этапах, предшествующих ЛИ, а «ym» – уточненное по результатам ЛИ значение.

Кроме того, в вектор параметров состояния включаются ветровые поправки. Уточненные значения скорости ветра в проекциях на оси местной системы координат оху z вычисляется по формулам:

$$\begin{aligned} W x_{ym} &= W x_m + \Delta w_x; \\ W y_{ym} &= W y_m + \Delta w_y; \\ W z_{ym} &= W z_m + \Delta w_z, \end{aligned} \quad (2)$$

где W_x , W_y , W_z – проекции скорости ветра на оси местной системы координат оху z ; Δw_x , Δw_y , Δw_z – добавки к проекциям скорости ветра на соответствующие оси.

Здесь индекс «m» означает значение, полученное в результате метеозондирования (или значение для стандартной атмосферы), а «ym» – уточненное по результатам ЛИ значение.

Математическая модель движения ЛА имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} X_{i+1} &= A_i(X_i, \delta_i, P) + G \omega_i, \\ Z_i &= C(X_i, \delta_i, P) + v_i \end{aligned} \quad (3)$$

где X_i – вектор параметров состояния системы в момент времени, соответствующий i -му измерению; Z_i – вектор измеряемых параметров; δ_i – углы отклонения рулей; P – координаты и скорости центра масс (ЦМ) летательного аппарата в стартовой системе координат и параметры атмосферы; $G \omega_i$ – шум процесса; v_i – шум измерений.

Здесь X_i включает следующие параметры: r_1, r_2, r_3, r_4 – переменные Родрига-Гамильтона (кватернионы) движения ЛА вокруг центра масс; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости по крену, рысканию и тангажу соответственно; $\Delta C d, \Delta C y, \Delta C a p, \Delta w_x, \Delta w_y, \Delta w_z$ – искомые добавки.

Таким образом, имеет место зависимость $X = \{ r_1, r_2, r_3, r_4, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \Delta C d, \Delta C y, \Delta C a p, \Delta w_x, \Delta w_y, \Delta w_z \}$

Вектор измеряемых параметров Z_i включает: θ – угол тангажа; ψ – угол рыскания; γ – угол крена; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости по крену, рысканию и тангажу соответственно; n_x, n_y, n_z – проекции кинематической перегрузки на оси связанной системе координат.

Функция $A(X_i, \delta_i, P)$ в (3) представляет собой результат интегрирования системы уравнений движения ЛА вокруг центра масс с начальными данными X_i на интервале времени от t_i до t_{i+1} . Уравнения движения представлены в [2].

Уравнения расширенного фильтра Калмана имеют вид [1]:

$$\begin{aligned} \bar{X}_{i+1} &= A(\hat{X}_i, \delta, P); \\ \hat{X}_{i+1} &= \bar{X}_{i+1} + K_{i+1} C_x(\bar{X}_{i+1}, \delta, P)^T R^{-1} (Z_{i+1} - C(\bar{X}_{i+1}, \delta, P)); \\ N_{i+1} &= A_x(\bar{X}_{i+1}, \delta, P) K_i A_x(\bar{X}_{i+1}, \delta, P)^T + GUG^T; \\ K_{i+1} &= (N_{i+1}^{-1} + C_x(\bar{X}_{i+1}, \delta, P)^T R^{-1} C_x(\bar{X}_{i+1}, \delta, P))^{-1}; \\ K_{i=0} &= K_0, \end{aligned} \quad (5)$$

где U – матрица ковариаций шума процесса ω_i (то есть ошибок измерений углов отклонения рулей, координат и скоростей центра масс ЛА и параметров атмосферы); K – матрица ковариаций оценки состояния; N – матрица ковариаций предиктора; R – матрица ковариаций шума измерений (то есть ошибок измерений углов ориентации ЛА, угловых скоростей и перегрузок); $C_x A_x$ – якобианы функций C и A .

Результаты расчетов по методу расширенного фильтра Калмана. На рис. 1 – рис. 2 представлены зависимости параметров полета (проекции нормальной перегрузки n_y и угловой скорости ω_z) на одном из участков траектории от времени длительностью 2 с (время приведено от момента начала обработки).

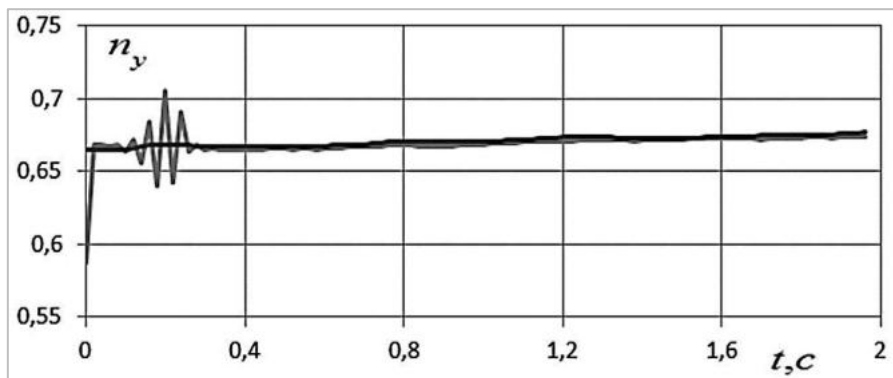


Рис. 1. Зависимость нормальной перегрузки n_y от времени

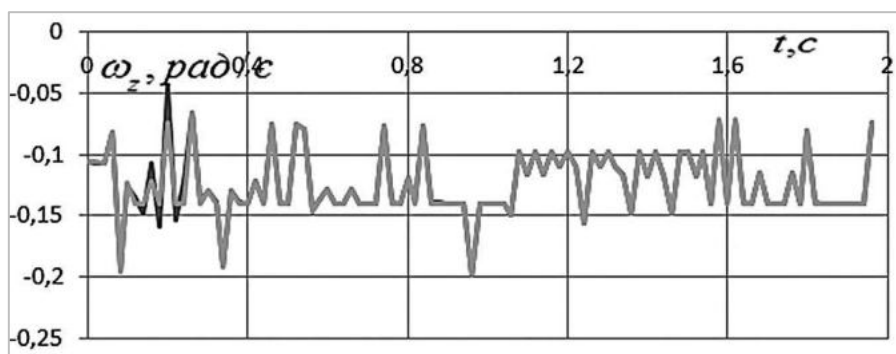


Рис. 2. Зависимость угловой скорости ω_z от времени

Черными точками обозначены экспериментальные данные, а сплошной серой линией – расчетные значения. Как следует из рисунков, расчетные значения достаточно близки к экс-

периментальным на всем участке анализа. Лишь на начальном участке анализа (до 0.3 с после начала) наблюдается увеличенное расхождение расчетных значений параметров относительно их значений, полученных в эксперименте. Анализ показывает, что это связано с переходным процессом на выходе фильтра. Данный участок времени нужно исключить из рассмотрения, а анализ процессов проводить на установившемся после переходных процессов участке.

Таким образом, представленные на рисунках результаты сравнения свидетельствуют о работоспособности данной методики (РФК).

Сравнение результатов расчетов по методу РФК и методу максимального правдоподобия (ММП). На рис. 3 представлены зависимости поправочного коэффициента центра давления ΔC_d от времени (время дано в процентах от продолжительности полета). Сплошной серой линией обозначены результаты расчета по методике РФК. Черными точками обозначены те же результаты на участке от 25 до 75 % в другом масштабе (шкала значений находится справа). Черным штрихом обозначены результаты расчета ММП [2 – 4] (шкала справа). Как видим, на участке времени 25 – 75 % (что выделено вертикальными линиями) обе методики дают близкие (с точностью до 2% результаты). На других участках времени метод РФК работает неустойчиво, при этом величина поправочного коэффициента центра давления достигает физически недопустимых величин до 3000%.

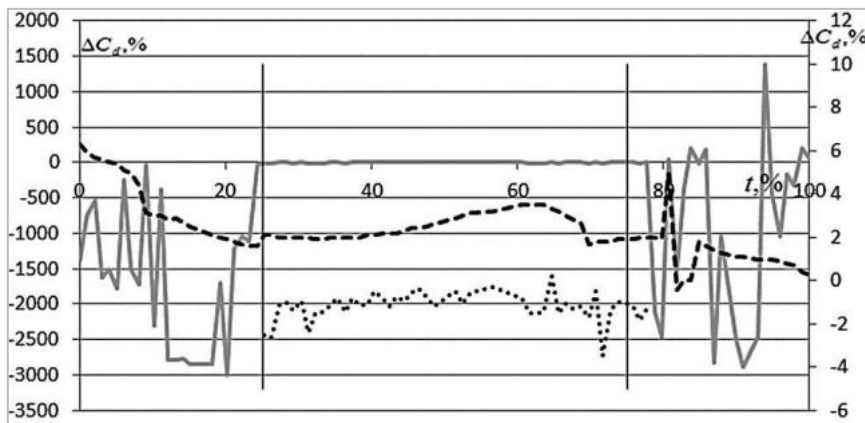


Рис 3. Зависимость поправочного коэффициента центра давления от времени

Проанализируем причины такого расхождения. Для этого рассмотрим характер изменения углов атаки α ЛА на этих участках траектории, который представлен на рис. 4.

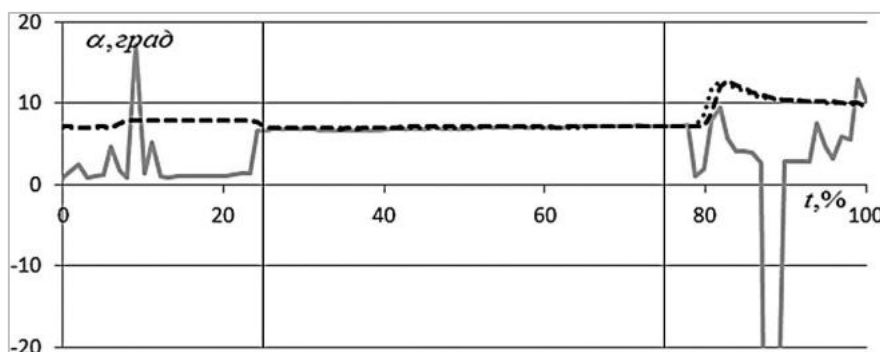


Рис. 4. Зависимость угла атаки от времени

Как следует из рассмотрения рис 4, угол атаки на интервале времени 25 – 75% от начала движения имеет плавный характер изменения (практически постоянный), а на остальных участках – существенно неравномерный характер. Таким образом, метод РФК работает устойчиво на участках траектории, где ЛА совершает планирующий полет с примерно одинаковыми углами атаки. На участках траектории с существенно переменными углами атаки с высокой динамикой метод РФК работает неудовлетворительно, что, видимо, связано с линейностью соотношений фильтра Калмана.

Выводы. В случае достаточно гладких значений параметров полета, для обработки результатов ЛИ могут применяться, как метод РКФ, так и ММП. А в случае, если параметры недостаточно гладкие, следует использовать ММП.

Библиографический список

1. *Rusnak I.* Maximum Likelihood Estimator for Discrete Nonlinear Dynamic System // Proceedings of the 55th Israel Annual Conference on Aerospace Science. Tel_aviv & Haifa, 2015
2. *Кашин В. М., Новиков В. Г., Тимошин Ю. Н.* Методика определения аэродинамических характеристик управляемых летательных аппаратов по результат обработки данных летных испытаний // Оборонная техника. 2017. № 10. С. 3 – 13.
3. *Кашин В. М., Новиков В. Г., Тимошин Ю. Н.* Методика уточнения аэродинамических характеристик управляемых летательных аппаратов по результат обработки данных летных испытаний с оценкой точности результатов // Оборонная техника. 2017. № 10. С. 13 – 17.
4. *Кашин В. М., Новиков В. Г., Тимошин Ю. Н.* Методика селекции сбоев в измерительной информации, полученной при летных испытаниях на основе помехоустойчивых оценок // Оборонная техника. 2017. № 10. С. 17 – 22.

УДК 681.5.013:629.7.05

ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНО-ИГРОВОЙ ПОДХОД ДЛЯ СИНТЕЗА СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

И. Л. Петрова, А. А. Сизова, О. А. Толпегин

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

Дифференциально-игровой подход для синтеза систем стабилизации углового положения летательного аппарата (ЛА) основан на построении областей достижимости (ОД). ОД находят все большее применение при решении задач управления динамическими системами [1]. Рассмотрим применение ОД для синтеза систем стабилизации углового положения ЛА при действии внешних возмущений, которые не удастся измерить непосредственно в процессе движения. Статистические свойства возмущений неизвестны, но они удовлетворяют заданным ограничениям.

Для наглядности рассмотрим задачу синтеза оптимального управления контуром стабилизации нормальной перегрузки ЛА. Динамика системы стабилизации перегрузки при наличии возмущений определяется следующими дифференциальными уравнениями:

$$\frac{d\theta}{dt} = c_y^\alpha \alpha \frac{qS}{mV} + c_y^{\delta_B} \delta_B \frac{qS}{mV} ;$$

$$\begin{aligned}
\frac{d\omega_z}{dt} &= (m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_B} \delta_B + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{\omega_z l}{V} + m_z^\xi \xi) q \frac{Sl}{J_z}; \\
\frac{d\mathcal{G}}{dt} &= \omega_z; \\
\frac{d\delta_B}{dt} &= \frac{1}{T_{pn}} \{k_{pn} \varepsilon - \delta_B\}; \\
\alpha &= \mathcal{G} - \theta; \quad \varepsilon = k_y (u - k_{ny} N_y) - k_\omega \omega_z; \quad N_y = \frac{V}{g} \frac{d\theta}{dt}; \quad V = const.
\end{aligned} \tag{1}$$

Здесь: θ – угол наклона траектории к горизонту; ω_z – угловая скорость вращения вокруг поперечной оси; \mathcal{G} – угол тангажа; δ_B – угол отклонения рулей высоты; α – угол атаки; N_y – нормальная перегрузка; m – масса; V – скорость; S – площадь миделя; q – скоростной напор; c_y^α – безразмерная производная коэффициента подъемной силы по углу атаки; $c_y^{\delta_B}$ – безразмерная производная коэффициента подъемной силы, по углу отклонения рулей высоты; m_z^α , $m_z^{\delta_B}$, $m_z^{\bar{\omega}_z}$, – безразмерные производные коэффициентов аэродинамического момента; m_z^ξ – безразмерный коэффициент возмущающего момента; u – управляющий сигнал; ξ – возмущение; T_{pn} – постоянная времени рулевого привода; k_{pn} – коэффициент усиления рулевого привода; J_z – момент инерции; l – характерный размер; ε – сигнал, подаваемый на вход рулевого привода; k_y , k_{ny} , k_ω – коэффициенты контура стабилизации.

Сигналы управления и возмущения удовлетворяют ограничениям:

$$|u(t)| \leq u_{max}; \quad |\xi(t)| \leq \xi_{max}. \tag{2}$$

Заданы начальные условия – при $t_0 = 0$:

$$\theta(0) = \theta_0, \quad \mathcal{G}(0) = \mathcal{G}_0, \quad \omega_z(0) = \omega_{z0}, \quad \delta_B(0) = \delta_{B0}. \tag{3}$$

Требуется найти управление обеспечивающее минимум критерия

$$J = \sqrt{(N_y(T) - N_{y_{зад}})^2 + \dot{N}_y(T)^2} \tag{4}$$

при действии случайных возмущений, удовлетворяющих ограничению (2).

Процесс стабилизации при наличии возмущений будем рассматривать как антагонистическую игру двух игроков. Первый игрок выбирает управление u , а второй – возмущение ξ . Первый игрок действует в наших интересах и минимизирует критерий (4), интересы второго – противоположны.

Для решения задачи используем методы теории позиционных дифференциальных игр [2].

Управление первого игрока выбирается в дискретные моменты времени $t_0 = 0$, $t_1 = t_0 + \Delta t$, $t_2 = t_1 + \Delta t$ и так далее, где Δt – шаг выбора управления. С выбранным управлением происходит переходной процесс в течение времени Δt . Одновременно реализуется некоторое возмущение $\xi(t)$, неизвестное первому игроку. Возмущение $\xi(t)$ можно формировать любым способом, в том числе и из решения поставленной задачи.

Для выбора управления первого игрока в позиции $\{t_*, N_y(t_*), \dot{N}_y(t_*)\}$ используем следующий подход [3]. Исходную систему (1) запишем в векторном виде

$$\frac{dx}{dt} = Ax + Bu + C\xi, \quad (5)$$

где

$$x = \begin{bmatrix} \theta \\ \omega_z \\ \mathcal{G} \\ \delta_B \end{bmatrix}; A = \begin{bmatrix} A_{11} & 0 & A_{13} & A_{14} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} & A_{24} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ A_{41} & A_{42} & A_{43} & A_{44} \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{k_{pn}k_y}{T_{pn}} \end{bmatrix}; C = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{m_z^\xi qSl}{J_z} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$A_{11} = -c_y^\alpha \frac{qS}{mV}, \quad A_{13} = c_y^\alpha \frac{qS}{mV}, \quad A_{14} = c_y^\delta \frac{qS}{mV}, \quad A_{21} = -m_z^\alpha \frac{qSl}{J_z}, \quad A_{22} = m_z^{\omega_z} \frac{qSl^2}{VJ_z},$$

$$A_{23} = m_z^\alpha \frac{qSl}{J_z}, \quad A_{24} = m_z^{\delta_B} \frac{qSl}{J_z}, \quad A_{41} = \frac{k_{pn}k_yk_{ny}qS}{T_{pn}mg} c_y^\alpha, \quad A_{42} = -\frac{k_{pn}k_\omega}{T_{pn}},$$

$$A_{43} = -\frac{k_{pn}k_yk_{ny}qS}{T_{pn}mg} c_y^\alpha, \quad A_{44} = -\frac{1}{T_{pn}} - \frac{k_{pn}k_yk_{ny}qS}{T_{pn}mg} c_y^\delta.$$

Систему уравнений (5) разобьем на две: первой системой будет управлять первый игрок, второй – второй игрок. Для этого вектор $x(t)$ представим в виде

$$x(t) = x^{(1)}(t) - x^{(2)}(t). \quad (6)$$

После подстановки (6) в (5) систему (5) можно записать в виде двух систем дифференциальных уравнений:

$$\frac{dx^{(1)}}{dt} = Ax^{(1)} + Bu; \quad \frac{dx^{(2)}}{dt} = Ax^{(2)} - C\xi, \quad (7)$$

$$\text{где } (x^{(1)})^T = \begin{bmatrix} \theta^{(1)} & \omega_z^{(1)} & \mathcal{G}^{(1)} & \delta_B^{(1)} \end{bmatrix},$$

$$(x^{(2)})^T = \begin{bmatrix} \theta^{(2)} & \omega_z^{(2)} & \mathcal{G}^{(2)} & \delta_B^{(2)} \end{bmatrix}.$$

Для этих систем уравнений введем начальные условия: $t = t_*$, $\omega_z^{(1)}(0) = \omega_{z0}$, $\mathcal{G}^{(1)}(0) = \mathcal{G}_0$, $\theta^{(1)}(0) = \theta_0$, $\delta_B^{(1)}(0) = \delta_{B0}$, $\omega_z^{(2)}(0) = 0$, $\mathcal{G}^{(2)}(0) = 0$, $\theta^{(2)}(0) = 0$, $\delta_B^{(2)}(0) = 0$.

Оптимальное минимаксное управление первого игрока в позиции $\{t_*, N_y(t_*), \dot{N}_y(t_*)\}$ $u(t_*, N_y(t_*), \dot{N}_y(t_*))$ определяется из решения следующей вспомогательной задачи программного управления

$$\varepsilon_*(t_*, T_*) = \min_{t_* \leq T_* \leq \tau} \min_{u(\tau)} \max_{\xi(\tau)} \sqrt{\left(N_y^{(1)}(T) - \tilde{N}_y^{(2)}(T)\right)^2 + \left(\dot{N}_y^{(1)}(T) - \dot{N}_y^{(2)}(T)\right)^2}, \quad (8)$$

где T_* – будущий гипотетический момент окончания решения вспомогательной задачи (8), τ – максимально допустимое время окончания переходного процесса, $u(\tau)$ и $\xi(\tau)$ – про-

граммы управления игроков на интервале времени $[t_*, T_*]$, удовлетворяющие ограничениям (2), $\varepsilon_*(t_*, T_*)$ - гипотетический «промах», $\tilde{N}_y^{(2)}(T) = N_y^{(2)}(T) + N_{y_{зад}}$.

Для решения задачи (8) используется следующий алгоритм [4].

1. Задается начальный гипотетический момент встречи $T_* = t_* + \Delta T$, где ΔT – шаг изменения T_* .

2. В плоскости $ON_y \dot{N}_y$ (рис. 1) строятся ОД первого игрока G_1 и второго игрока G_2 для гипотетического момента встречи T_* .

3. Определяется точка ОД второго игрока, наиболее удаленная от ОД первого игрока (точка В на рис.1).

4. Находится точка ОД первого игрока, ближайшая к точке В (точка А на рис.1).

5. Определяется гипотетический «промах» $\varepsilon_*(t_*, T_*)$.

6. Определяется программа управления первого игрока $\tilde{u}(\tau)$, обеспечивающая перемещение из позиции $\{t_*, x^{(1)}(t_*)\}$ в точку А в момент T_* и управление

$$\tilde{u}(t_*, T_*) = \tilde{u}(\tau) \Big|_{\tau = t_*}.$$

7. Гипотетический момент встречи увеличивается на величину ΔT и вновь определяется $\varepsilon_*(t_*, T_* + \Delta T)$, $\tilde{u}(t_*, T_* + \Delta T)$ и так далее.

8. Оптимальный гипотетический момент встречи \tilde{T}_* в позиции $\{t_*, x^{(1)}(t_*), x^{(2)}(t_*)\}$ находится из условия

$$\min_{t_* \leq T_* \leq \tau} \varepsilon_*(t_*, T_*). \quad (9)$$

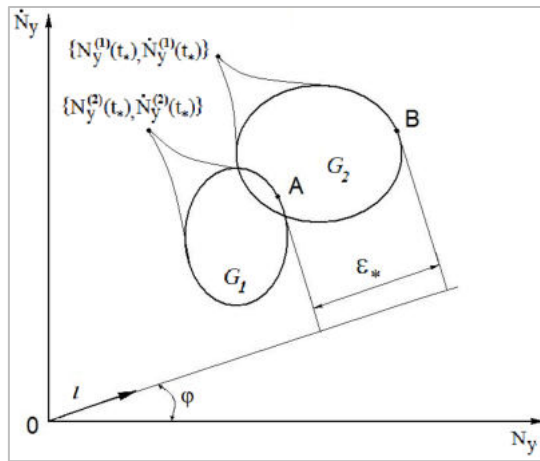


Рис. 1

Условие (9) определяет минимум критерия (4) из позиции $\{t_*, x^{(1)}(t_*), x^{(2)}(t_*)\}$ при самых неблагоприятных действиях возмущений.

1. В качестве оптимального управления первого игрока в позиции $\{t_*, x^{(1)}(t_*), x^{(2)}(t_*)\}$ принимается

$\tilde{u}(t_*, N_y(t_*), \dot{N}_y(t_*)) = \tilde{u}(t_*, x^{(1)}(t_*), x^{(2)}(t_*)) = \tilde{u}(t_*, \tilde{T}_*)$, то есть управление, вычисленное по взаимному расположению ОД игроков в оптимальный гипотетический момент встречи \tilde{T}_* . Для систем уравнений (7) с терминальным критерием (8) такой способ выбора управления является оптимальным [2].

Если для выбора возмущения $\tilde{\xi}(t_*, x^{(1)}(t_*), x^{(2)}(t_*))$ также используется решение вспомогательной задачи (8), то необходимо определить программу управления второго игрока $\tilde{\xi}(\tau)$, обеспечивающую перемещение второго игрока из позиции $\{t_*, x^{(2)}(t_*)\}$ в точку В области достижимости G_2 , построенной для оптимального гипотетического момента \tilde{T}_* , и принять $\tilde{\xi}(t_*, x^{(1)}(t_*), x^{(2)}(t_*)) = \tilde{\xi}(t_*, \tilde{T}_*) = \tilde{\xi}(\tau) \Big|_{\tau = t_*}$.

Расчет ОД для систем уравнений (7) рассмотрен в [4].

На рис. 2 показан график в переходного процесса в контуре стабилизации перегрузки с минимаксными управлениями игроков для системы, параметры которой имели следующие значения: $m_z^\alpha = -0.0022$ 1/град; $m_z^{\delta_B} = -0.011$ 1/град; $m_z^{\bar{\omega}_z} = -0.761$; $c_y^\alpha = 0.15$ 1/град; $c_y^{\delta_B} = 0.046$ 1/град; $c_x = 0.15$; $k_{ny} = 0.336$; $k_y = -0.002$; $k_\omega = -0.0805$ с. $N_{y\text{зад}} = 5$. Моделирование проводилось при начальных условиях: $t_0 = 0$, $\theta(0) = 0.9$ рад, $\omega_z(0) = 0$, $\vartheta(0) = 1$ рад, $\delta_B(0) = 0$. Уравнения интегрировались методом Рунге-Кутты четвертого порядка с постоянным шагом $h = 0,01$ с, шаг $\Delta T = 0,1$ с. Время переходного процесса $TP = 0,3$ с.

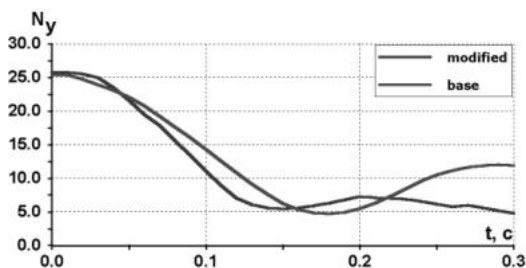


Рис. 2

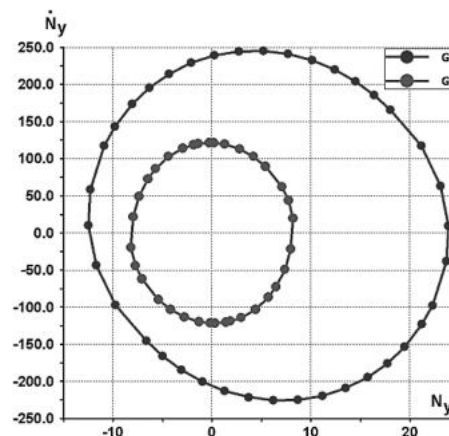


Рис. 3

На рис. 3 построены ОД игроков из начальной позиции $t_0 = 0$, $\theta(0) = 0.9$ рад, $\omega_z(0) = 0$, $\vartheta(0) = 1$ рад, $\delta_B(0) = 0$ для гипотетического момента времени $T_* = 0,3$ с.

Моделирование при данных начальных условиях показывает, что при любых видах возмущений, удовлетворяющих (2), переходной процесс устойчив и время переходного процесса меньше чем в базовом варианте контура стабилизации.

Рассмотрим другой подход для решения поставленной задачи, отличающийся тем, что при выборе управления в позиции $\{t_*, N_y(t_*), \dot{N}_y(t_*)\}$ для решения вспомогательной игровой задачи используется одна область достижимости.

Новую вспомогательную игровую задачу при выборе управления в позиции $\{t_*, N_y(t_*), \dot{N}_y(t_*)\}$ сформулируем следующим образом. Движение игроков определяется системой уравнений (1) при ограничении (2). Требуется определить программы управления игроков $u(\tau)$ и $\xi(\tau)$, при которых выполняется условие

$$\varepsilon(t_*, \tilde{T}_*) = \min_{t_* \leq T_* \leq \tau} \min_{u(\tau)} \max_{\xi(\tau)} \sqrt{(N_y(T_*) - N_{y_{зад}})^2 + \dot{N}_y(T_*)^2}, \quad (10)$$

где $\varepsilon(t_*, \tilde{T}_*)$ – гипотетический «промах» в позиции $\{t_*, N_y(t_*), \dot{N}_y(t_*)\}$, \tilde{T}_* – оптимальный гипотетический момент окончания переходного процесса в данной позиции при самом упорном противодействии второго игрока.

Для решения вспомогательной минимаксной задачи программного управления (10) из позиции $\{t_*, N_y(t_*), \dot{N}_y(t_*)\}$ в плоскости $ON_y \dot{N}_y$ построим для гипотетического момента времени T_* ОД G для системы (1) с учетом противодействия второго игрока (минимаксную ОД) (рис.4).

Границу минимаксной ОД будем строить по точкам, для расчета которых решим следующую минимаксную задачу. В плоскости $ON_y \dot{N}_y$ введем единичный вектор $l^T = [\cos(\varphi), \sin(\varphi)]$ и найдем программу управления первого игрока, обеспечивающую максимум критерия $J = l^T x(T_*)$. в предположении, что интересы второго игрока противоположны, то есть найдем

$$w(t_*, T_*, l) = \max_{u(\tau)} \min_{\xi(\tau)} J = \max_{u(\tau)} \min_{\xi(\tau)} l^T x(T_*), \quad (11)$$

где $x^T = [\theta \quad \omega_z \quad \vartheta \quad \delta_B]$ (смотрите (5)).

Для получения гарантированного минимума отклонения системы от нулевого состояния нужно определить

$$w(t_*, T_*, \tilde{l}) = \min_{\|l\|=1} w(t_*, T_*, l), \quad (12)$$

то есть из (12) находим точку на границе минимаксной области достижимости, ближайшую к началу системы координат $ON_y \dot{N}_y$ (точка А на рис. 4).

С увеличением T_* ОД расширяется, тогда минимальный гипотетический момент времени \tilde{T}_* гарантированного приведения системы в точку $ON_{y_{зад}} 0$ определяется из условия

$$w(t_*, \tilde{T}_*, \tilde{l}) = \min_{t_* \leq T_* \leq \tau} w(t_*, T_*, \tilde{l}).$$

Поиск минимального гарантированного момента времени приведения системы в нулевое состояние показан на рис.5. По значению $W(t_*, \tilde{T}_*, \tilde{l})$ находится минимаксное управление

первого игрока в позиции $\{t_*, N_y(t_*), \dot{N}_y(t_*)\}$. Отсюда можно определить и минимаксное значения возмущения в данной позиции.

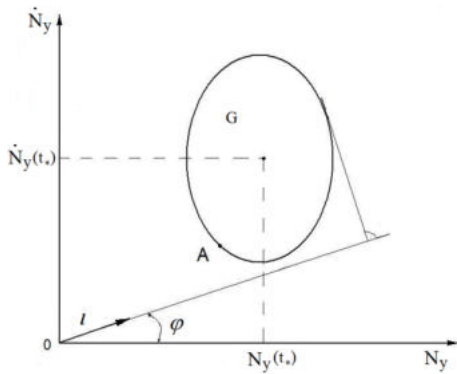


Рис. 4

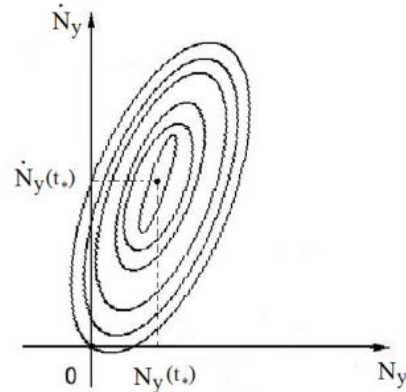


Рис. 5

На рис.6 построена минимаксная ОД для системы (1), параметры которой имели те же значения, что и в рассмотренном выше примере. Минимаксная ОД построена из начальной позиции $t_0 = 0$, $\theta(0) = 0.9$ рад, $\omega_z(0) = 0$, $\vartheta(0) = 1$ рад, $\delta_B(0) = 0$. для оптимального гипотетического момента времени $\tilde{T}_* = 0,3$ с. Шаг интегрирования дифференциальных уравнений $h = 0,01$ с, шаг $\Delta T = 0,1$ с. Переходной процесс с минимаксными управлениями игроков показан на рис. 7.

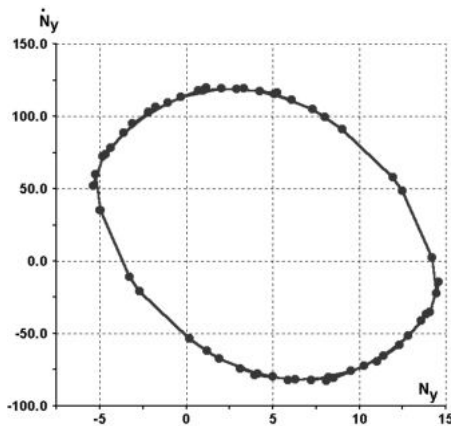


Рис. 6

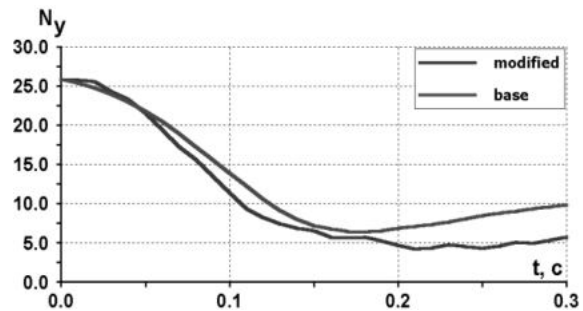


Рис. 7

Моделирование показало:

- система стабилизации перегрузки ЛА с разработанным дифференциально-игровым алгоритмом управления является устойчивой;
- установившаяся ошибка управления в контуре стабилизации перегрузки ЛА, управление которым рассчитывалось на основе разработанного дифференциально-игрового алгоритма, всегда меньше, чем в базовом контуре при действии аналогичного возмущения.

Из двух рассмотренных подходов для решения задачи стабилизации углового положения ЛА, первый подход можно использовать не всегда, так как не всегда удастся исходную систе-

му дифференциальных уравнений разделить на две, управляемые каждым игроком в отдельности. Второй подход можно использовать как для линейных, так и для нелинейных систем дифференциальных уравнений, однако расчет минимаксной ОД является не простой задачей.

Таким образом, применение ОД дает возможность решать задачи синтеза систем стабилизации углового положения ЛА как при действии детерминированных, так и случайных возмущений с неизвестными статистическими характеристиками, при условии, что они не выходят за рамки заданных ограничений.

Библиографический список

1. Толтегин О. А. Области достижимости летательных аппаратов. Учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2002.
2. Красовский Н. Н., Субботин А. И. Позиционные дифференциальные игры. М.: Наука, 1974.
3. Красовский Н. Н. Игровые задачи о встрече движений. М.: Наука, 1970.
4. Толтегин О. А. Численные методы решения дифференциальных игр на ЭВМ. Лабораторный практикум. СПб: БГТУ, 1997.
5. Толтегин О. А. Дифференциально-игровые методы управления движением беспилотных летательных аппаратов. Монография. СПб: БГТУ «Военмех», 2009.

УДК 533.6.011

ТЕПЛООБМЕН В ПРИСУТСТВИИ ВИХРЕЙ ГЁРТЛЕРА ПРИ ГИПЕРЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ УГЛА СЖАТИЯ

П. В. Чувахов

*ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н. Е. Жуковского» (ЦАГИ),
ФГАОУ ВО «Московский физико-технический институт» (МФТИ)*

В ударной аэродинамической трубе УТ-1М (ЦАГИ) выполнены эксперименты по исследованию влияния вихрей типа Гёртлера на теплообмен в 15° угле сжатия при числе Маха 8. Эксперименты проведены при двух числах Рейнольдса, посчитанных по длине острой плоской пластины: $Re_{\infty,L} = (1.75 \pm 0.09) \times 10^5$ и $(3.90 \pm 0.09) \times 10^5$. Изучено влияние продольных вихрей разной интенсивности на средний уровень теплового потока и его вариации из-за вихрей в области присоединения. Интенсивность вихрей изменяется за счет изменения высоты ряда цилиндрических штифтов — тщательно контролируемых элементов неровности, генерирующих возмущения в потоке и расположенных поперек потока на пластине перед отрывным пузырем. Проанализированы результаты измерений тепловых потоков панорамным методом тонких люминесцентных преобразователей температуры.

Введение. При разработке систем теплозащиты для управляющих поверхностей аэрокосмических транспортных средств (щитков, элевонов), в том числе, специального назначения, возникает фундаментальная проблема гиперзвукового течения в угле сжатия. Отрыв потока в угле сжатия не только приводит к повышению теплообмена в области присоединения, но и создает там благоприятные условия для формирования вихрей типа Гёртлера. Источником таких вихрей, как правило, являются неровности поверхности, которые также определяют интенсивность вихрей. Усиливаясь в области присоединения, вихри могут приводить к значительным изменениям теплового потока с амплитудами до 100% от среднего по размаху значения (см., например, [1]). Присутствие вихрей также может увеличить среднее значение тепло-

вого потока, что обычно связывают с турбулизацией течения в области присоединения [2]. Однако численные исследования [1, 3] показали, что такое наблюдается и в чисто ламинарном потоке. Аналогичный (хотя и вызванный другими процессами) эффект отмечен в прямом численном моделировании [4] фундаментального резонанса возмущений на конусе при числе Маха 6. В расчетах [4] регулярные продольные стрйки появлялись из-за нелинейных процессов и вызывали резкое увеличение теплового потока задолго до полного перехода к турбулентности.

Цель настоящего исследования состоит в том, чтобы *экспериментально* подтвердить численные результаты [1, 3], тем самым выявив влияние интенсивности вихрей типа Гёртлера на средний уровень и вариации теплового потока в области присоединения. Для этого вихри инициируются до отрывного пузыря с помощью ряда цилиндрических элементов неровности, имеющих одинаковую высоту и расположенных по размаху пластины. Варьирование высоты неровностей позволяет варьировать интенсивность вихрей.

Постановка эксперимента. Экспериментальная модель – плоская пластина 320×150 мм, показанная на рис. 1, с установленным сверху клином с углом 15° . Пластина состоит из стекловолоконной ставки 1 (материал АГ-4), заподлицо утопленной в металлический каркас. Клин (рампа) – металлическая прямая треугольная призма со вставкой 2 из плексигласа. Обтекаемая часть поверхности клина имеет длину 150 мм. Для пластины и для клина имеются боковые щеки, которые сводят к минимуму боковые эффекты, поддерживая номинально двухмерное основное течение.

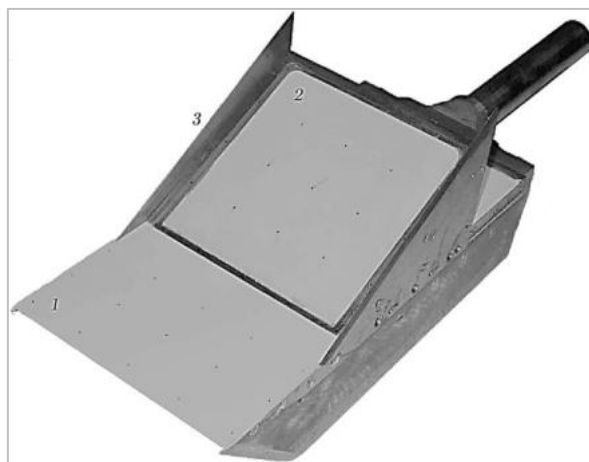


Рис. 1. Экспериментальная модель:
1 — пластина из стекловолокна АГ-4; 2 — поверхность клина с теплоизоляционной вставкой из плексигласа; 3 — боковые щеки

Линия излома расположена на расстоянии $L=50$ мм от заменяемой острой передней кромки (см. рис. 2а, толщина кромки 21 ± 1 мкм). Длина элемента передней кромки в направлении потока составляет 27 мм. Кромка плотно соединяется со стальным каркасом пластины, формируя единую плоскость. Конструкцией допускается равномерная по размаху пластины прямая ступенька высотой не более 10 мкм на линии соединения. Для рассматриваемых условий эксперимента такая ступенька располагается на дне пограничного слоя и не влияет на течение, так как соответствующее значение параметра Re_{kk} для уступа меньше 25 [5].

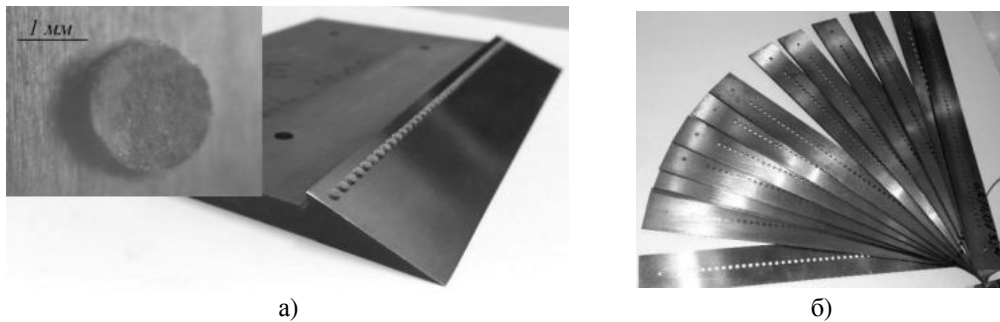


Рис. 2. а) Пример неровности на элементе передней кромки ($x_k=23.5$ мм только на данном рисунке); увеличенное изображение элемента неровности под микроскопом; б) трафареты для нанесения неровности

Интенсивность вихрей варьируется путем изменения интенсивности стационарных возмущений перед отрывным пузырем. Возмущения порождаются рядом цилиндрических неровностей, которые распределены по размаху на расстоянии $l_k=17$ мм от передней кромки (рис. 2а). Диаметр элементов неровности составляет 1.7 ± 0.1 мм, расстояние между их центрами – 3.4 ± 0.1 мм. Неровность формируется с помощью специально изготовленных стальных трафаретов толщиной от 0.1 до 1.6 мм (рис. 1б) и двухкомпонентного полиэфирного затвердевающего состава, который наносится на металлическую поверхность передней кромки через эти трафареты. Изготовлено шесть острых передних кромок с шероховатостью поверхности не более 0.8 мкм.

Эксперименты выполнены в ударной аэродинамической трубе УТ-1М (ЦАГИ) при числе Маха 8, температуре торможения $T_0\approx 735\pm 5$ К и двух значениях полного давления $p_0=15.5\pm 0.7$ и 34.1 ± 1.3 бар. Соответствующие единичные числа Рейнольдса составляют $Re_{\infty,1}=(3.55\pm 0.16)\times 10^6$ и $(7.79\pm 0.30)\times 10^6$ м⁻¹, или $Re_{\infty,L}=(1.77\pm 0.08)\times 10^5$ и $(3.90\pm 0.15)\times 10^5$ по положению линии излома, $L=50$ мм. Далее эксперименты группируются в соответствии со значением числа Рейнольдса – группы «#1» и «#3» для низкого и высокого значений Re, соответственно. Выбранные параметры соответствуют ламинарному (#1) и переходному (#3) состоянию потока в области присоединения в соответствии с критерием [6]: $Re_{\infty,L} < 5\times 10^5$. Стоит отметить, что этот критерий может зависеть от используемой аэродинамической трубы.

Труба работает по схеме Людвиг. Длинный подогреваемый канал высокого давления оканчивается профилированным соплом с выходным диаметром 500 мм, рассчитанным на истечение газа при числе Маха 8. Продолжительность пуска составляет 40 мс, в течение которых параметры потока в рабочей части практически неизменны. Тепловой эффект от вихрей определяется с помощью панорамных картин теплового потока на поверхностях плоской пластины и клина, покрытых теплоизоляционным материалом, то есть над вставками из стекловолокна или плексигласа (см. рис. 1). Эти картины получаются в результате измерений приращения температуры поверхности за время пуска с использованием люминесцентных преобразователей температуры (TSP), разработанных в ЦАГИ. Зная время измерения, тепловые свойства теплоизоляционных вставок (элементы 1 и 2 на рис. 1), температуру стенки и параметры набегающего течения, можно получить тепловой поток от газа к стенке и выразить его в форме безразмерного коэффициента теплового потока, упоминаемого далее как число Стантона, St [7]:

$$St = \frac{q_w}{\rho_{\infty} u_{\infty} c_p (T_0 - T_w)} = \frac{\mu_w / \mu_{\infty}}{Pr \cdot Re_{\infty,1}} \frac{1}{T_0 - T_w} \times \frac{dT}{d\vec{n}}$$

где μ – динамический коэффициент вязкости (формула Сазерленда); ρ , u и T ($T_w \approx 293$ К) – плотность, скорость и температура, соответственно; \vec{n} – вектор единичной нормали к поверхности; $Pr = 0.72$ – число Прандтля; c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении; q_w – тепловой поток к поверхности.

Результаты. На рис. 3 показано распределение St по поверхности модели при высоте шероховатости 0.0 и 0.6 мм (сверху вниз); левый и правый столбцы соответствуют группам Re #1 и #3. Несмотря на то, что эксперименты проводятся при низких числах Рейнольдса и течение в области присоединения должно быть близко к ламинарному, нельзя исключить раннюю турбулилизацию. Рис. 3 частично подтверждает ламинарный характер течения: тепловой поток увеличивается за областью, где наиболее отчетливо наблюдаются вихри. Это увеличение, по-видимому, соответствует концу зоны ламинарно-турбулентного перехода.

Далее будем анализировать распределение $St_{zAvg}(x)$ — осредненное в боковом направлении (по z) распределение $St(x, z)$. При этом из-за присутствия вихрей в каждом сечении $x_m = const$ можно определить максимальное/минимальное по z значение $St(x_m, z)$, а также соответствующее среднеквадратичное отклонение, $rms(x)$:

$$rms(x) = \sqrt{\frac{1}{N_z} \sum_{k=1}^{N_z} (St(x, z_k) - St_{zAvg}(x))^2},$$

где N_z — количество пикселей на тепловом изображении в направлении z .

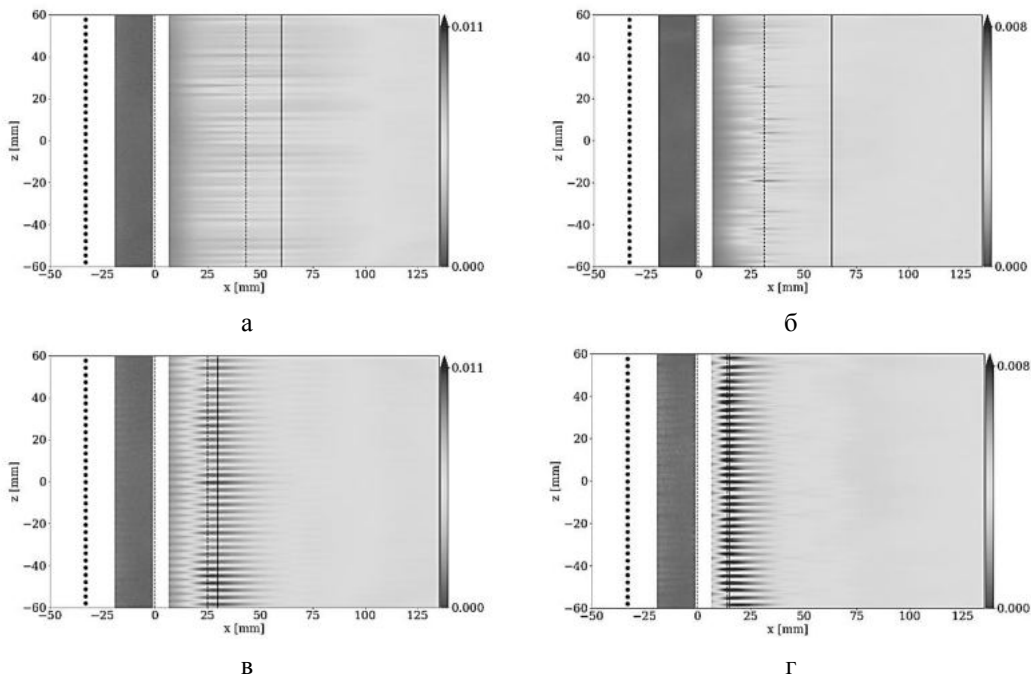


Рис. 3. Пример распределения числа St по поверхности клина для $k = 0$ (а, б) и 0.6 (в, г) мм для группы Re #1 (а, в) и #2 (б, г); вид сверху. Передняя кромка расположена при $x_{LE} = -50$ мм. Положение максимума St_{zAvg} и максимума $rms(x)$ показаны сплошной и пунктирной черными линиями, соответственно. Неровности — черные кружки (не в масштабе). Линия излома отмечена пунктиром

Несмотря на отсутствие искусственной неровности (рис. 3а, б), за присоединением появляются вихри типа Гёртлера. Боковые (по z) колебания St из-за вихрей достигают максимума на черной пунктирной линии за областью присоединения. Это положение не совпадает с локальным максимумом величины St_{zAvg} (черная сплошная линия). Две линии становятся ближе по мере увеличения высоты шероховатости. По-видимому, они должны совпасть в случае достаточно высокой неровности.

На рис. 4 показано осредненное по z распределение $St_{zAvg}(x)$, которое медленно растет вниз по потоку за присоединением. Это, вероятно, связано с совместным эффектом вихрей и началом перехода к турбулентности, поскольку последний не может быть исключен на базе полученных данных. Турбулизация более выражена для группы Re #3, где турбулентный уровень достигается быстрее. Заметим, что $St_{zAvg}(x)$ для группы Re #1 (рис. 4а) достигает максимума около $x_{max} \approx 60$ мм, а затем начинает уменьшаться, что сопровождается заметным затуханием теплового следа вихрей (рис. 3а). Тем не менее, $St_{zAvg}(x)$ снова начинает расти при $x \approx 75$ мм, что указывает на то, что регулярные продольные вихри дают больший вклад в тепловой поток по сравнению с переходным процессом при $x < 75$ мм. Это описание должно оставаться обоснованным и в чисто ламинарном потоке за областью присоединения. Таким образом, сформовавшиеся естественным образом вихри могут усиливать средний уровень теплообмена, даже если поток является ламинарным.

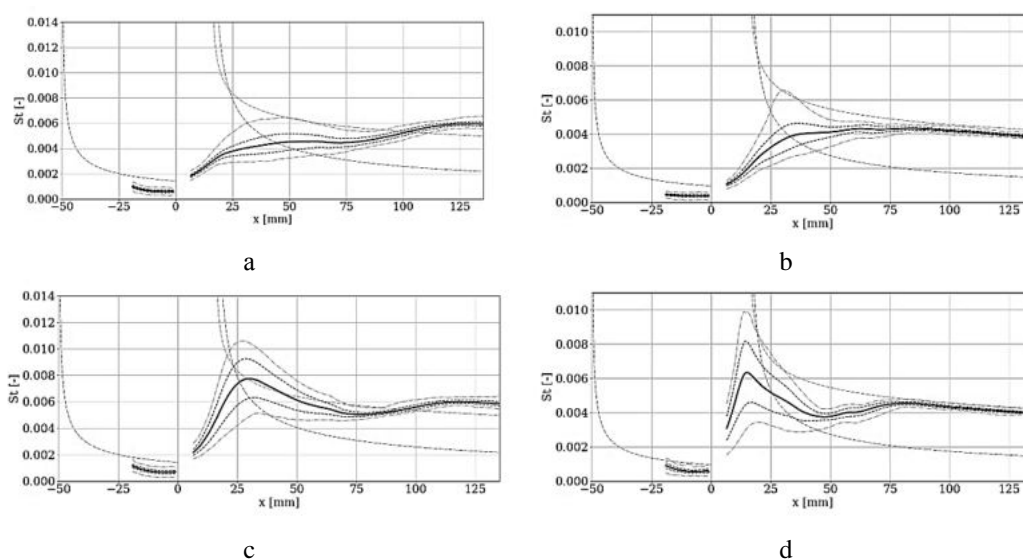


Рис. 4. Осредненное по размаху распределение $St_{zAvg}(x)$ со среднеквадратичными (черный пунктир) и минимальными / максимальными (штрих-пунктир) отклонениями по размаху. Подрисунки (а)–(д) соответствуют рис. 3. Теоретические кривые определены в [8]

Способность вихрей усиливать средний теплообмен становится более очевидной в присутствии ряда шероховатостей, порождающих более интенсивные вихри (рис. 3в, г и 4в, г). Максимум $St_{zAvg}(x)$ теперь очень близок к положению горла (получено из теневой визуализации, не приводится в статье для краткости) и значительно превышает значение в случае естественных вихрей. Вихри вновь быстро исчезают вниз по течению с более быстрым уменьшением $St_{zAvg}(x)$. В итоге поведение $St_{zAvg}(x)$ совпадает с поведением в отсутствие неровностей (сравните рис. 4а, б и рис. 4в, г, соответственно). В частности, это приводит к очень близким турбулентным уровням St на конце клина.

Рассмотрим распределение максимума $St_{zAvg}(x)$ – обозначим его через St_{zAvg} – в зависимости от величины k/δ_k , изображенное на рис. 5а, где δ_k — толщина невозмущенного пограничного слоя в месте расположения неровности (подробности определения приведены в [8]). Все эксперименты выполнены при близких числах Рейнольдса (группы #1 и #3) и неизменном положении неровности. Поэтому толщина ПС практически не меняется от пуска к пуску в пределах каждой группы: $\delta_k = 1.42 \pm 0.02$ мм (#1) и 0.95 ± 0.02 (#3), а k/δ_k меняется почти линейно с ростом k внутри каждой группы. Рассмотрим случай группы Re #1. При малых высотах

неровности, $k/\delta_k < 0.2$, St_{\max} , по-видимому, не реагирует на присутствие ряда неровностей (см. рис. 3а). При некотором критическом значении $(k/\delta_k)_{cr} \approx 0.2$ величина St_{\max} начинает расти. После $St(x, z)$ в области присоединения начинает проявлять след от ряда неровностей уже при следующем ближайшем значении $k/\delta_k \approx 0.28$. Такое поведение может означать, что естественные возмущения сильнее индуцированных с помощью неровностей с $k/\delta_k < (k/\delta_k)_{cr} \approx 0.2$. Для больших элементов неровности наблюдается насыщение зависимости (см. сглаживающие кривые на рис. 5а). Насыщение, вероятно, соответствует тому, что элементы неровностей располагаются довольно близко друг к другу и начинают работать как единое двухмерное препятствие-полоса, проникающее глубоко в сверхзвуковую часть пограничного слоя, когда высота неровности становится большой. Отношение расстояния между осями элементов неровности к диаметру равно двум, что говорит о возможной реализации этого механизма [5].

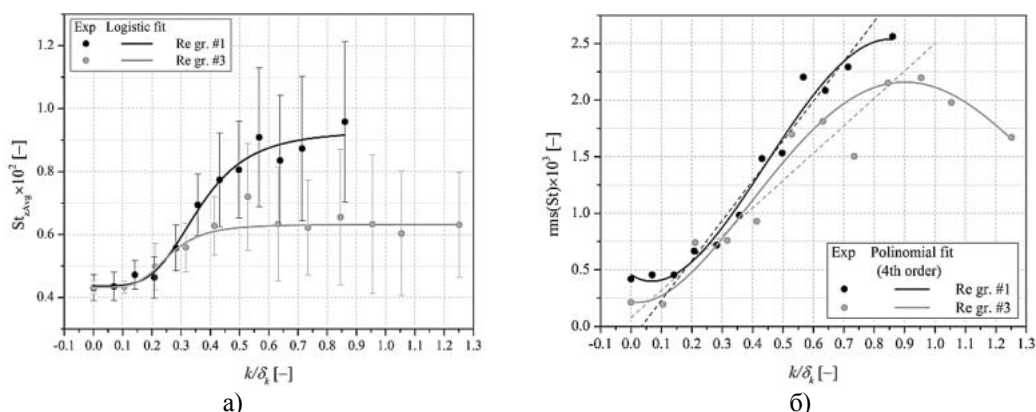


Рис.5. Распределение максимума зависимости $St_{zAvg}(x)$ (подрисунк а) и соответствующего среднеквадратичного отклонения (rms , вертикальные столбики на подрисунке а) и подрисунк б) в точке максимума в зависимости от отношения высоты неровности k к толщине пограничного слоя δ_k в месте расположения неровности. Экспериментальные данные аппроксимированы логистической и полиномиальной зависимостями (сплошные линии)

Несмотря на насыщение максимума St_{zAvg} , который достигается в точке x_{\max} , величина $rms(x_{\max})$ не насыщается (см. рис. 5б) с ростом k/δ_k . Она близка к константе при $k/\delta_k < (k/\delta_k)_{cr}$ и показывает примерно линейный рост при $k/\delta_k > (k/\delta_k)_{cr}$. Следует отметить, что кривая для группы Re #3 выявляет меньшие значения $rms(x_{\max})$ при $k/\delta_k < 0.2$, т.к. положение x_{\max} оказывается в области, где вихри практически перемешались (см. рис. 3б, черная сплошная линия). Соответствующие значения на линии наибольшего среднеквадратичного отклонения St (черный пунктир) близки к случаю группы Re #1. При этом величины $(k/\delta_k)_{cr}$ также оказываются близки для обеих групп по числу Рейнольдса. Продолжение регрессионной линии, проведенной по практически линейно растущей части данных рис. 5б, в область более низких значений k/δ_k проходит рядом с нулем. Из этого следуют два утверждения. Во-первых, боковое среднеквадратичное отклонение St из-за вихрей линейно зависит от высоты неровностей-инициаторов вихрей, пока она не превышает некоторого значения ($k/\delta_k \approx 0.8$), причем без неровностей нет колебаний. Это соответствует линейной восприимчивости пограничного слоя к возмущающим элементам неровностей. Во-вторых, естественный уровень возмущений, которые превращаются в вихри Гёртлера в области присоединения, соответствует неровности с критической высотой, $(k/\delta_k)_{cr} \approx 0.2$.

Заключение. При числе Маха 8, числах Рейнольдса по длине плоской пластины $(1.77 \pm 0.08) \times 10^5$ и $(3.90 \pm 0.15) \times 10^5$ и температурном факторе 0.4 проведено экспериментальное исследование влияния вихрей типа Гёртлера на теплообмен при номинально двухмерном обтекании угла сжатия. Вихри возбуждались естественным образом (сами по себе) и искус-

ственным путем с использованием ряда цилиндрических элементов неровности (возбудителей вихрей) с высотой от 0.1 до 1.2 мм, диаметром 1.7 мм и расстоянием между осями элементов 3.4 мм. Состояние пограничного слоя в области присоединения – ламинарное или переходное.

Эксперименты показали, что вихри способны увеличивать средний по размаху тепловой поток за областью присоединения вне зависимости от состояния пограничного слоя. Этот эффект может усложнять сравнение численных и экспериментальных результатов. Эффект насыщается, когда высота неровности приближается к толщине пограничного слоя. Вариация коэффициента теплообмена к поверхности поперек вихрей растет практически линейно с ростом высоты неровности, причем она равна нулю, когда возбудители вихрей отсутствуют. Линейный рост продолжается до тех пор, пока отношение высоты неровности к толщине пограничного слоя не достигнет некоторого значения (примерно 0.8 в настоящей работе), после чего растущая зависимость сменяется на убывающую.

Более подробные данные по обработке результатов можно найти в [8].

Работа выполнена в ЦАГИ при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 17-08-00567). Солвер сжимаемого пограничного слоя разработан в МФТИ при поддержке Российского научного фонда (проект № 14-19-00821) и адаптирован для целей настоящей работы.

Библиографический список

2. Chuvakhov P. V., Borovoy V. Ya., Egorov I. V., Radchenko V. N., Olivier H., and Roghelia A. Effect of Small Bluntness on Formation of Görtler Vortices in a Supersonic Compression Corner Flow. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 2017. Vol. 58, № 6, pp. 975 – 989.
3. Simeonides G. and Haase W. Experimental and Computational Investigations of Hypersonic Flow about Compression Ramps. *J. Fluid Mech.* 1995. Vol. 283, № 1, pp. 17 – 42.
4. Chuvakhov P. V., Egorov I. V., Olivier H., and Roghelia A. Joint Influence of High Entropy Layer and Goertler Vortices on Heat Transfer in Supersonic Compression Ramp Flow. *Computational Thermal Sciences: An International Journal*. 2016. Vol. 8, № 6, pp. 543 – 553.
5. Sivasubramanian J. and Fasel H. F. Direct Numerical Simulation of Transition in a sharp cone boundary layer at Mach 6: fundamental breakdown. *J. Fluid Mech.* 2015. Vol. 768, pp. 175 – 218.
6. Schneider S. P. Effects of Roughness on Hypersonic Boundary-Layer Transition. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2008. Vol. 45, № 2, pp. 193 – 209.
7. Hung F. and Barnett D. Shockwave-boundary layer interference heating analysis. 11th Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper. 1973. № 73–237.
8. Мошаров В. Е., Радченко В. Н. Измерение полей тепловых потоков в трубах кратковременного действия с помощью люминесцентных преобразователей температуры // Ученые записки ЦАГИ. 2007. Т. 38, №1–2, С. 94 – 101.
9. Chuvakhov P. V., Radchenko V. N., Alexandrova E. A., Borovoy V. Ya. Effect of Controlled Periodic Roughness on Goertler Vortices in Hypersonic Compression Ramp Flow. В трудах: 31th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2018), Belo Horizonte, Brazil, September 9–14, 2018.

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

УДК 004.5:621.039.76

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ, ПОСТУПАЮЩЕЙ С ДОЗИМЕТРА ДКС-АТ1123

О. В. Арипова, Ю. С. Каневская

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

В настоящее время использование источников ионизирующих излучений широко применяются в различных областях науки и техники. Для проведения подобных исследований используются специальные приборы – дозиметры, служащие для измерения поглощенной эквивалентной дозы или мощности амбиентной дозы ионизирующего излучения. Они применяются в медицине, атомной промышленности, машиностроении, кораблестроении, на нефтеперерабатывающих производствах, а также в строительстве для обследования жилых, служебных зданий и территорий.

Однако сложность проведения таких работ заключается в отсутствии универсального программного обеспечения, которое позволило бы оперировать с данными различного характера, поступающими от дозиметрических приборов (рис. 1).



Рис. 1 Виды дозиметрического контроля

Чаще всего подобную работу выполняют с помощью приборов классов ДКС, ДКГ, МКС, ДВГ, ИД, основными функциями которых является дозиметрия непрерывного (НИ), кратковременного (КИ) и импульсного (ИИ) рентгеновского и альфа-, бета-, гамма-излучений в широких диапазонах мощности амбиентного эквивалента дозы и энергии. В процессе использо-

вания приборов данного класса возникает существенная проблема, связанная с отсутствием общего программного обеспечения, которое позволило бы автоматизировать процесс анализа результатов измерений, приходящих с приборов, тем самым облегчить работу с данными пользователю и обеспечить наглядность картины радиационной обстановки с последующей ее оценкой.

Организация обработки данных [1], размещенных на сервере локальной сети радиационной лаборатории научно-технического центра (НТЦ), и взаимодействия пользователей посредством использования автоматизированной информационной системы (АИС) позволяет решить проблему использования приборов дозиметрического контроля различных классов и анализировать и оценивать радиационную обстановку и/или работу с источниками ионизирующего излучения в наглядном графическом виде (рис. 2).



Рис. 2. Модель организации взаимодействия пользователя с АИС НТЦ

В качестве примера рассмотрим работу с прибором ДКС-АТ1123, информация, получаемая с помощью которого, может быть проанализирована как непосредственно с помощью прибора, так и с помощью ПЭВМ (рис. 3).

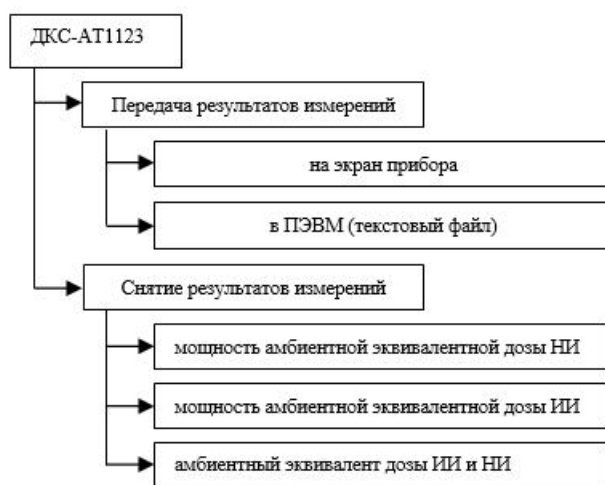


Рис. 3. Режимы работы ДКС-АТ1123

На рис. 4 представлен пример картограммы измерения МЭД на открытой местности. Как видно из картограммы, измерения проводятся на территориях большой площади и требуют соответственно большого количества контрольных точек измерения, что затрудняет просмотр и анализ полученных данных на экране прибора.

Таким образом, остро встает вопрос о необходимости разработки такого программного обеспечения, которое позволит автоматизировать процесс обработки и анализа результатов данных, поступающих с ДКС-АТ1123, и предоставить результаты измерений в наглядном

графическом виде по выбираемым или заданным параметрам измерений. Поскольку необходима передача данных в «полевых» условиях, то ограничение по быстродействию и надежности приводит к выбору способа хранения информации в виде файла, содержащего копию данных из памяти прибора.

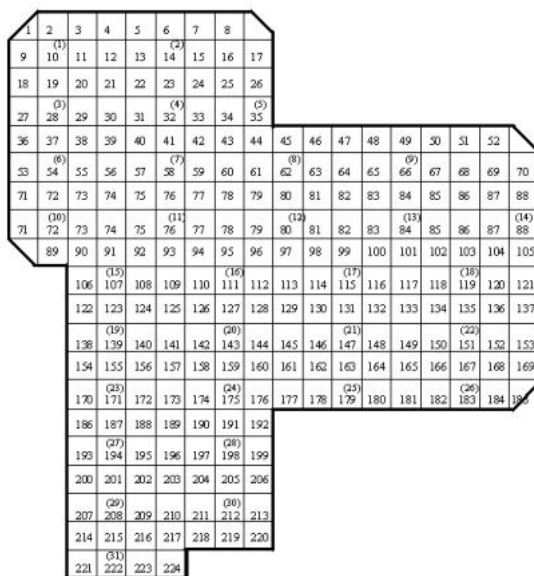


Рис. 4. Картограмма обследуемой территории

Здесь следует отметить, что организацию обработки данных [2] требуется разделить на следующие этапы (рис. 5):

1. этап 1: организация метода поиска данных по заданным критериям в файле;
2. этап 2: организация способа хранения данных;
3. этап 3: разработка алгоритма обработки данных;
4. этап 4: анализ данных и их графическое представление.

При обследовании местности количество точек измерения зависит от размера площади территории, контроль уровня радиации на которой требуется провести. Введем следующие обозначения, используемые при проведении радиационных измерений с помощью выставления точек контроля мощности дозы (МЭД):

- Расстояние между точками контроля МЭД, определенное методикой или программой измерений, например – 5 м;
- Площадь контроля плотности потока радона, определенная методикой или программой измерений, например – 20x10 м;
- № – точки контроля, измерения проводятся с помощью прибора ДКС-АТ1123;
- (№) – точки контроля плотности радона, измерения проводятся с помощью комплекса «Камера».

Помимо разработанной методики обработки данных, поступающих с прибора в ПЭВМ, также, была построена модель программного продукта и осуществлено проектирование поведенческих аспектов системы, отраженных с помощью диаграмм: диаграммы прецедентов, диаграммы классов и компонентов, диаграммы последовательности обработки данных и диаграммы активности.

На рис. 6 представлены результаты обработки информации с помощью автоматизированной информационной системы [3] по конкретной дате проведения отжига индивидуальных

дозиметров заданной организации с уточненным запросом для диапазона значений, лежащих в промежутке [3.0, 4.0] мЗв.

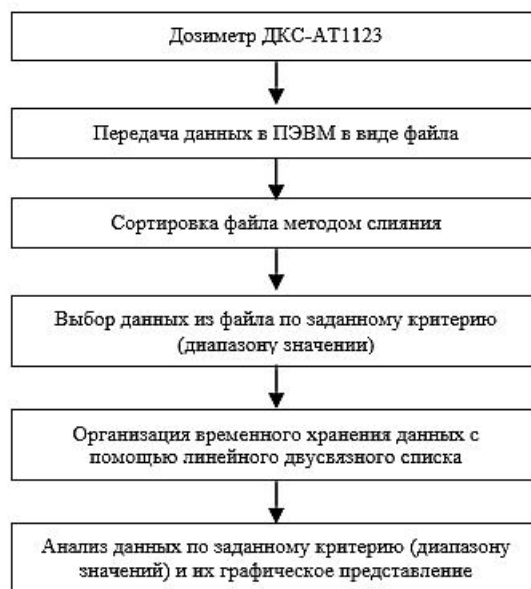


Рис. 5. Модель организации обработки данных, передаваемых с ДКС-АТ1123 на ПЭВМ

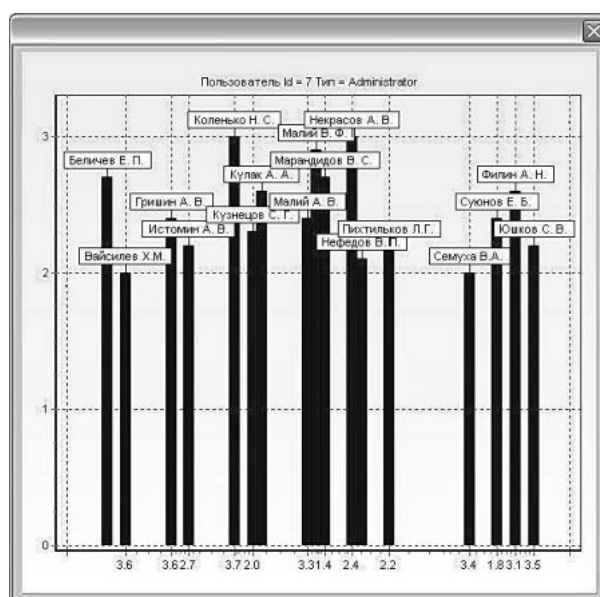


Рис. 6. Пример организации обработки данных, передаваемых с ДВГ-02ТМ на ПЭВМ

На рис. 7 представлена картограмма измерения мощности экспозиционной дозы на открытой местности с помощью приборов ДКС-АТ1123 и МКС-АТ6130, полученная при использовании АИС [2] с уточненным запросом пользователя для диапазона значений, лежащих в промежутке [0.18, 0.20] мкЗв/ч.

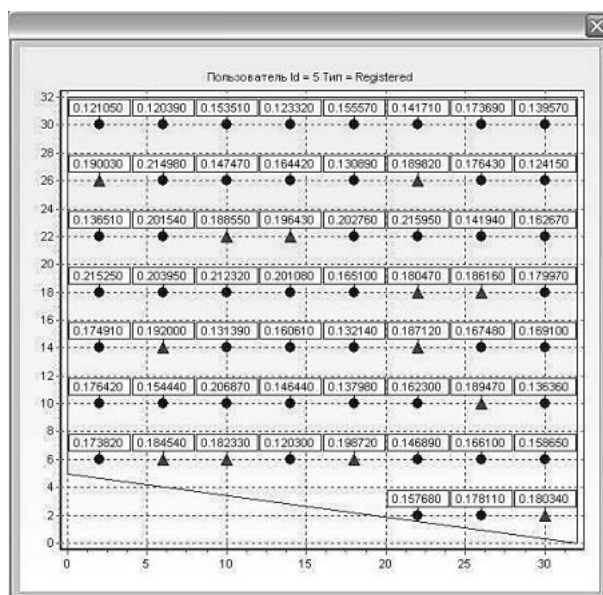


Рис. 7. Пример организации обработки данных, передаваемых с ДКС-АТ1123 и МКС-АТ6130 на ПЭВМ

Внедрение подобного программного обеспечения устранил сложность проведения работ по обработке и анализу получаемых в ходе измерений данных, поступающих от приборов для оперативного и индивидуального контроля радиационной обстановки.

Библиографический список

1. *Оборудование* радиационного контроля [электронный ресурс]. URL: http://www.doza.ru/catalog/radiation_control/ (дата обращения – 27 апреля 2019 г.).
2. Хусаинов Б. С. Структуры и алгоритмы обработки данных. Примеры на языке Си: учебное пособие. М.: Финансы и статистика, 2004.
3. Арипова О. В., Каневская Ю. С. Разработка программного обеспечения с помощью пакетов прикладных программ // В сб.: «Тезисы докладов IV ОМНТК «Старт-2018». СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 13

УДК 004.415.2

ОСОБЕННОСТИ ОБРАБОТКИ И ХРАНЕНИЯ ПЕРСОНАЛЬНЫХ ДАННЫХ В ЭЛЕКТРОННОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ СРЕДЕ

Е. С. Бондарев

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

Разработка информационной системы неразрывно связана с данными, которые предполагается в ней обрабатывать и хранить. В электронной информационно-образовательной среде (ЭИОС) пользователем является однозначно идентифицируемый обучающийся (субъект персональных данных), что влечет за собой работу с персональными данными (ПД). В настоящий

момент существует два основных документа, регламентирующие порядок обработки и хранения ПД в информационных системах персональных данных (ИСПДн): ФЗ «О персональных данных» №152-ФЗ от 27.07.2006 года и постановление «Об утверждении требований к защите ПД при их обработке в ИСПДн» №1119 от 01.11.2012 года.

Персональные данные - любая информация, относящаяся к прямо или косвенно определенному, или определяемому физическому лицу (субъекту персональных данных), и на данный момент отсутствует их явная классификация по категориям, за исключением специальной категории, которая описывает данные, касающиеся национальной принадлежности, политических взглядов, состояния здоровья и т.д. Обработка специальной категории ПД допускается только в случаях, предусмотренных в п. 2. ст. 10 № 152-ФЗ. Все остальные ПД делятся на общедоступные (предоставляемые в общий доступ с согласия субъекта) и иные.

Ввиду того, что ЭИОС должна производить фиксацию хода образовательного процесса, обучающийся в свою очередь должен иметь возможность получить доступ к результатам своего обучения, а подобная информация является ПД. Информацию об успеваемости обучающегося следует отнести к иным ПД, так как для рассмотрения их как общедоступных, необходимо согласие всех субъектов на общий доступ, что на практике является труднореализуемым.

Формирование электронного портфолио обучающегося, в том числе сохранение работ обучающегося также является функциональным требованием к ЭИОС. Особенностью является то, что доступ к своему портфолио должны иметь как сами обучающиеся, так и «любые участники образовательного процесса» с целью рецензирования и оценки работ. Если подразумевать, что в портфолио хранятся какие-либо иные ПД, то данное требование обязует предоставление ПД определенному кругу лиц, на что также необходимо получать отдельное согласие субъекта. Стоит отметить, что «работы обучающегося» не являются ПД, а относятся к объектам интеллектуальной собственности, и они обрабатываются согласно локальным нормативным актам ВУЗа.

Довольно общую формулировку в требованиях к электронному портфолио можно трактовать следующим образом: работы обучающихся будут доступны для рецензирования и оценки другими участниками образовательного процесса (интеллектуальная собственность), а прочие достижения – только для субъекта (иные ПД).

Определение необходимого уровня защищенности персональных данных при их обработке происходит исходя из нескольких факторов: количество субъектов персональных данных, хранимые категории персональных данных, а также типы актуальных угроз безопасности. В рамках ЭИОС ВУЗа, контингент обучающихся редко превышает 100000 человек (субъектов), а хранимые категории данных – иные и общедоступные. Анализ типов актуальных угроз необходимо проводить на основании выбранного программно-аппаратного комплекса. В случае, если используется готовое решение с необходимой сертификацией, то следует рассматривать только угрозы 3-го типа (угрозы, не связанные с наличием недокументированных (недекларированных) возможностей в системном и прикладном ПО, используемом в информационной системе). В противном случае, используя системное ПО сертифицированное ФСТЭК можно допускать лишь наличие угроз 2-го типа (угрозы, связанные с наличием недокументированных (недекларированных) возможностей в прикладном ПО, используемом в информационной системе).

Таким образом, при использовании полностью сертифицированного программного комплекса необходимо обеспечивать 4 класс защищенности ПД, а при использовании самостоятельно разработанного программного комплекса под управлением сертифицированного ФСТЭК системного ПО необходимо обеспечивать 3 класс защищенности ПД.

Библиографический список

1. ФЗ «О персональных данных» №152-ФЗ от 27.07.2006 года. [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_61801/

2. Постановление Правительства РФ от 01.11.2012 N 1119 «Об утверждении требований к защите персональных данных при их обработке в информационных системах персональных данных». [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_137356/

3. Приказ Минобрнауки России от 07.08.2014 N 947 «Об утверждении федерального государственного образовательного стандарта высшего образования по направлению подготовки». [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_168853/

УДК 519.725

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТУРБО-КОДИРОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕИЗМЕРЕНИЙ

В. В. Деев, И. А. Зафесов

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского

Во внедряемых стандартах 4G и 5G наземных и спутниковых сетей мобильного радиосервиса предоставление высокоскоростных мультимедийных услуг обеспечивается использованием многочастотной ортогональной модуляции, цифровой обработки с использованием дискретного преобразованием Фурье, многопозиционной модуляции и более совершенных методов помехоустойчивого кодирования. В последние годы широко внедряются турбо – коды и коды Рида-Соломона. В статье по разработанной авторами методике определяются проверочная матрица, порождающая последовательность и порождающая матрица. Получена решетчатая диаграмма кода. Определено минимальное расстояние по Хеммингу между кодовыми последовательностями. Рассчитан минимальный энергетический выигрыш при использовании кода, применяемого в стандарте мобильной связи LTE.

Быстрое развитие наземных и спутниковых сетей мобильного радиосервиса в направлении увеличения абонентской емкости и предоставления высокоскоростных мультимедийных услуг обеспечивается повышением энергетической эффективности используемых радиоинтерфейсов. В частности, это достигается применением более совершенных помехоустойчивых кодов. В последние годы внедряются турбо – коды и коды Рида-Соломона.

Турбо-коды – это параллельные каскадные коды [1,2]. На практике турбо-кодер состоит из M компонентных кодеров (КК) и $M - 1$ перемежителей, где M – размерность кода, соединенных по схеме, показанной на рис. 1.

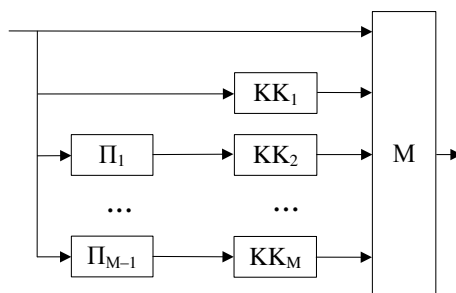


Рис. 1. Структура турбо-кодера

Каждый из кодеров вычисляет только проверочные символы, информационные символы подаются на выход без преобразования. Таким образом, турбо-код представляет системати-

ческий код, в котором проверочная группа образуется мультиплексером (M) из проверочных символов, генерируемых компонентными кодерами. Информационная последовательность подается на первый кодер непосредственно, а на другие через перемежители Π_i , $i = 1, \dots, M - 1$. Чаще всего используются конструкции из двух кодов, которые могут быть сверточными или блочными.

В турбо-кодировании используется итеративное декодирование, при котором происходит передача вычисленных сведений об апостериорной вероятности информационных символов с выхода первого декодера, использующего проверочные символы первого кодера, на вход второго декодера. Во втором декодере используются проверочные символы второго кодера. После уточнения сведения подаются на вход первого декодера для следующей итерации. Операция обмена сведениями повторяется до тех пор, пока накопившихся сведений не будет достаточно для принятия надежных решений.

Дальнейшим развитием мировых телекоммуникационных технологий в области мобильной связи является стандарт LTE (Long Term Evolution - долгосрочная эволюция), стандарт 4-го поколения (4G). Стандарт LTE позволяет обеспечить скорости передачи данных до 172 Мбит/с, что обеспечивает значительное повышение качества предоставляемых услуг.

В турбо-коде в стандарте LTE применяется рекурсивный систематический сверточный кодер с протяженностью кодового ограничения $k_t = 4$, показанный на рис. 2. В статье изложено определение характеристик данного турбо-кода по методу, представленному в [1].

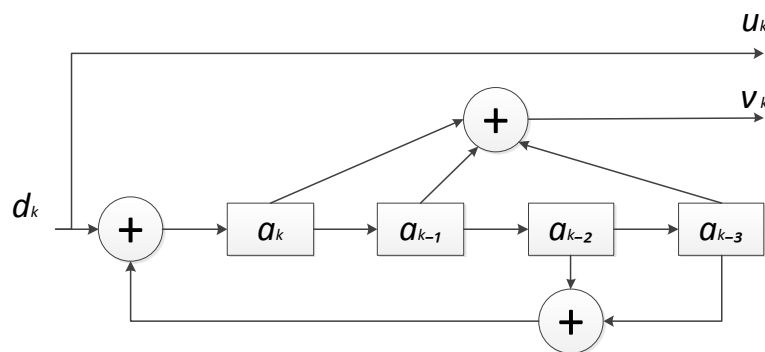


Рис. 2. Рекурсивный систематический кодер

В кодере прямая связь задается образующим полиномом $g(x) = 1 + x + x^3$, по которому определяется соотношение для формирования избыточных символов.

$$v_k = a_k \oplus a_{k-1} \oplus a_{k-3}. \quad (1)$$

Обратная связь описывается проверочным полиномом $h(x) = 1 + x^2 + x^3$.

По этому полиному строится проверочная матрица [1,2]

$$H = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ & & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 \end{vmatrix}. \quad (2)$$

Строки проверочной матрицы определяют уравнение

$$a_k \oplus a_{k-2} \oplus a_{k-3} = 0, \quad k = 3, 4, \dots \quad (3)$$

При подаче на вход кодера символа $d_k = 1$ и последующих символов 0 определяется импульсная характеристика.[2]. Работа схемы показана на рис. 3.

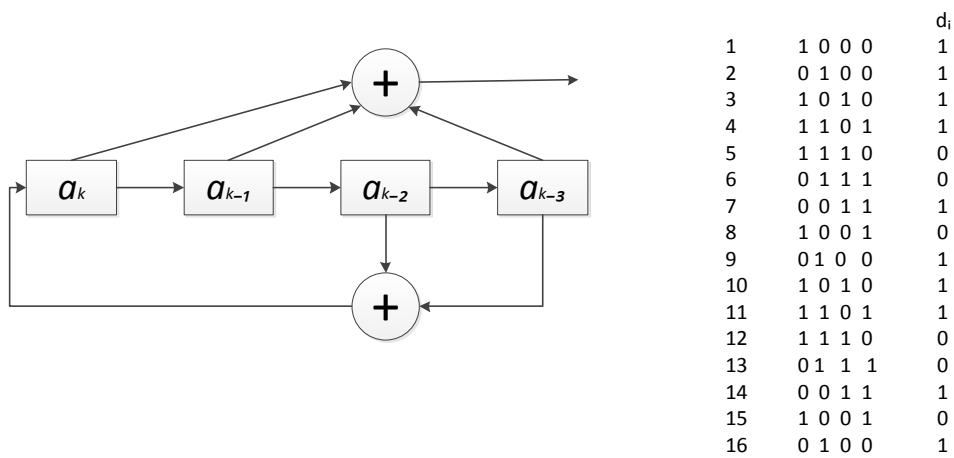


Рис.3. Принцип формирования импульсной характеристики

Содержимое ячеек регистра после последовательности 1000 периодически повторяет последовательности 0100, 1010, 1101, 1110, 0111, 0011, 1011 и 1001. Состояние кодера, содержащее две правых ячейки регистра, повторяет значения 100, 010, 101, 110, 111, 011 и 001. Возврата в нулевое состояние 000 не происходит. Выходная последовательность (импульсная характеристика) является бесконечной, но имеет повторяющиеся части:

$$g = \underbrace{11\ 01\ 01\ 01\ 00\ 00\ 01\ 00}_{1000} \ \underbrace{01\ 01\ 01\ 00\ 00\ 01\ 00}_{1000} \ . \quad (4)$$

Используя импульсную характеристику, построим порождающую матрицу:

$$G = \begin{pmatrix} 11 & 01 & 01 & 01 & 00 & 00 & 01 & 00 & \dots \\ & 11 & 01 & 01 & 01 & 00 & 00 & 01 & 00 & \dots \\ & & 11 & 01 & 01 & 01 & 00 & 00 & 01 & 00 & \dots \\ & & & 11 & 01 & 01 & 01 & 00 & 00 & 01 & 00 \end{pmatrix} . \quad (5)$$

Порождающая матрица является полубесконечной с бесконечными строками.

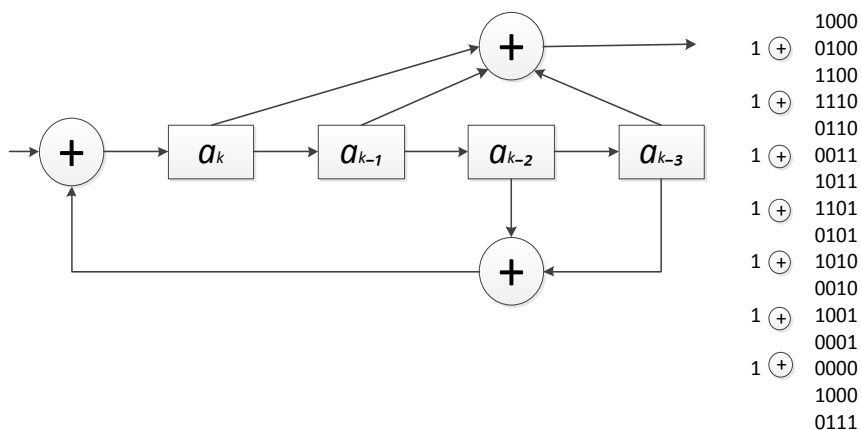


Рис. 4. Формирование символов ребер при входном символе 1

Кодирование можно выполнить умножением входной последовательности на матрицу $G[1]$. При кодировании осуществляется суммирование строк матрицы, которые соответств-

ют входным символам 1, т. Е. производится свертка информационной последовательности с импульсной характеристикой кода.

На рис. 4 рассмотрена работа кодера при подаче на его вход символов 1.

При подаче на вход кодера на втором такте символа 1 в регистре устанавливается последовательность 1100, состояние кодера 100. На выходе формируется проверочный символ 0 и блок 10. Если на третьем такте на вход кодера поступает символ 1, в регистре устанавливается последовательность 1110, состояние 110. На выходе образуется проверочный символ 1 и блок 11. В случае нахождения в регистре символов 0011 и поступлении на вход символа 1 кодер переходит из состояния 011 в состояние 101. На выходе формируется блок 10.

Решетчатая диаграмма кода имеет вид, показанный на рис. 5.

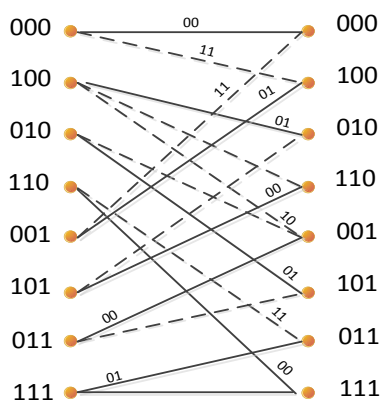


Рис. 5. Решетчатая диаграмма кода

В диаграмме сплошными линиями показаны переходы при поступлении на вход символа $d_k = 0$, пунктирной линией – переходы при $d_k = 1$. При построении диаграммы были использованы результаты работы схем на рис. 3 и рис. 4.

Особенностью решетки является то, что в каждое состояние поступают ветви, соответствующие входным символам 0 и 1.

Например, при поступлении на вход последовательности 101 путем умножения на порождающую матрицу G получаем выходную последовательность $\bar{y} = 110110$. Такую же последовательность получаем, используя решетчатую диаграмму.

В рекурсивном сверточном коде входная последовательность с единичным весом 10000... не дает на выходе кодера кодовое слово с минимальным весом. Но кодовые слова с низким весовым коэффициентом существуют.

Входная последовательность 1011 дает самый короткий путь из нулевого состояния в нулевое состояние. Этому пути соответствует выходная последовательность $\bar{y} = 11101111$. Вес этой последовательности $d = 7$ определяет ее минимальное расстояние по Хеммингу от нулевой последовательности.

Используя методику определения энергетического выигрыша из [1] получим оценку минимального энергетического выигрыша от использования данного кода:

$$B = \frac{d_{\min} k}{n} = \frac{7}{2} = 3,5. \quad (6)$$

При использовании рассмотренного кода в турбокоде за счет использования итеративного декодирования выигрыш будет больше.

Полученные характеристики кода могут быть использованы при разработке, как программных методов кодирования, так и при разработке более совершенных методов декодирования.

Библиографический список

1. Деев В. В. Методы модуляции и кодирования в современных системах связи. СПб: Наука, 2007.
2. Деев В. В. Методы модуляции и кодирования в системах связи с общим каналом. СПб: ВАС, 2014.
3. Тихвенский В. О., Терентьев С. В., Высочин В. П. Сети мобильной связи LTE/ LTE Advanced: технологии 4G, приложения и архитектура. М.: ИД «Медиа Паблишер», 2014.
4. Гельгор А. Л., Попов Е. А. Технологии LTE мобильной передачи данных. СПб: Гос. Полит. у-т, 2011.
5. Тихвенский В. О., Терентьев С. В., Юрчук А. В. Сети мобильной связи LTE: технологии и архитектура. М.: Эко-Трендз, 2010.
6. Автоматизированная обработка телеметрической информации. Учебник. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2014.
7. Скляр Бернард. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. М.: СПб: К.: Вильямс, 2003.
8. Морелос-Сарагоса Р. Искусство помехоустойчивого кодирования. Методы, алгоритмы, применение. М.: Техносфера, 2006.
9. ECSSE-ST-50-12C-Space-Wire-Links,nodes,routers and networks. European Cooperation for Space Standardization. 2008.

УДК 629.78

УПРАВЛЕНИЕ СИСТЕМОЙ РАЗВЕРТЫВАНИЯ И НАСТРОЙКИ КРУПНОГАБАРИТНОГО ТРАНСФОРМИРУЕМОГО РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

С. А. Кабанов, Ф. В. Митин

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

Получены математические модели видов движения частей трансформируемого космического аппарата с учетом особенности поставленной задачи. Проведено моделирование процесса раскрытия частей крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического базирования и процесса настройки и поддержания формы радиоотражающего сетеполотна с применением современного программного комплекса.

Введение. Развитие околоземных космических спутников и, в частности, рефлекторов можно разделить на два направления. Создание миниатюрных и крупногабаритных космических аппаратов.

Первое направление – создание небольших нано-, пико-, фемтоспутников. Такие конструкции стали возможны благодаря развитию микроминиатюризации нано-технологий. В настоящее время массовым явлением стало создание сверхмалых спутников форматов кубсат и покетсат [1].

Кубсаты – это спутники массой до 1 килограмма и объемом в литр. Покетсаты имеют массу до 100 грамм и размерность в несколько сантиметров. Несмотря на малый размер, со-

временные наноспутники имеют широкую область применения: от попыток дистанционного зондирования Земли до космических наблюдений:

- обработка новейших технологий, методов и программно-аппаратных решений;
- образовательные программы;
- экологический мониторинг;
- исследования геофизических полей;
- астрономические наблюдения.

Уменьшение размеров и массы спутника привело к уменьшению их стоимости, а также к возможности выводить на одном ракетоносителе сразу несколько десятков аппаратов одновременно. В виду вышеперечисленных свойств у данного класса космических аппаратов в мире стало массовым явлением так называемые «университетские» искусственные спутники Земли и радиолобительские спутники. С появлением кубсатов и покетсатов со стоимостью выведения до нескольких тысяч долларов [2] стал возможен запуск спутников частными лицами.

Основная проблема такого вида аппаратов является создание мобильной группировки. Так как один такой спутник может принимать и передавать данные только в узком диапазоне частот и узком поле направленности, то для «засвечивания» большого пятна на Земле необходимо выстраивать целую сеть. А это в свою очередь вызывает проблему кооперирования группировки, отслеживания, замены непригодных к использованию и т.д.

Вторым направлением является создание крупногабаритных спутников (диаметр в развернутом состоянии более 10 метров). Такие аппараты стоят значительно дороже, поэтому их изготовление и запуск возможен при участии крупных промышленных организаций. Зато данные космические аппараты позволяют решать более широкий класс задач. В частности, прием и передача сигнала в широком диапазоне, возможность ретрансляции сигнала в разных частотах одновременно, охват большой зоны засвечивания на поверхности Земли и т.д. [3, 4].

Помимо стоимости к проблемам реализации крупногабаритных спутников стоит отнести разработку и создание специальных систем обезвешивания для проведения наземных испытаний, необходимость развертывания конструкции. Так как все спутники доставляются на заданную орбиту с помощью ракетоносителя, то необходимо уместить космический аппарат в малом объеме, а затем раскрыть его до номинальных размеров.

Для развертываемых рефлекторов расчет динамики и прочности конструкции является одним из определяющих. В процессе раскрытия и после его завершения возникают высокие напряжения в элементах конструкции в результате импульсных воздействий со стороны управляющего органа, а также механизма упора и фиксации. В следствие чего могут возникать колебания всего спутника, что приведет к длительному времени неактивности аппарата или даже к его выходу из строя.

Отдельно стоит сказать об радиоотражающем сетеполотне, как одном из основных элементов всего рефлектора. Точность поддержания заданной формы обеспечивает высокое качество передаваемого сигнала. В условиях открытого космоса конструкция подвержена различным возмущающим воздействиям, таким как перепад температур, радиация, и возникает задача настройки и поддержания формы радиоотражающего сетеполотна.

Постановка задачи. Были проанализированы различные типы космических конструкций. Такие как зонтичные, ферменные, надувные и прочие. В итоге была выбрана крупногабаритная трансформируемая конструкция на основе ванто-стержневой системы поддержания формы рефлектора (рис. 1).

Отличие такой конструкции заключается в компактности при транспортировке, большом отношении объемов в раскрытом и сложенном состоянии, большой площади рабочей поверхности в раскрытом состоянии и возможности управления формой рефлектора. Ключевым элементом такого вида антенн является устройство точечной регулировки формы рефлектора. Именно оно должно обеспечивать высокую точность рефлектора и малое среднеквадратичное отклонение (СКО).

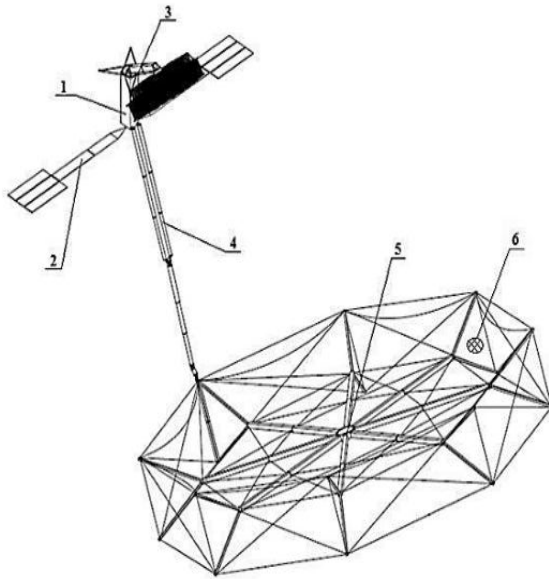


Рис. 1. КТР на основе ванто-стержневой системы

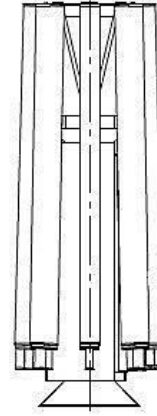


Рис. 2. Сложенное состояние КТР

КТР космического базирования с использованием вантовой системы состоит из космического аппарата (КА) 1, относительно которого разворачиваются все элементы, солнечных батарей 2, обеспечивающих энергией установку, системы 3, облучающей отражающую поверхность. Также в состав рефлектора входит штанга 4, выдвигающая рефлектор 5 (диаметром более 30 метров) на необходимое расстояние, и сетеполотно 6, формирующие необходимую диаграмму направленности.

Данная конструкция была выбрана исходя из того, что при ее развертывании присутствуют виды движения, встречаемые и в других типах конструкции. В итоге весь процесс развертывания можно разделить на 4 блока. Вращательное и поступательное движение, настройка орбитального положения, настройка формы отражающей поверхности.

Задача состоит в приведении КТР из сложенного состояния (рис. 2) в развернутое (рис. 1) и настройки радиотражающего сетеполотна 6 при условии минимизации энергозатрат.

Для моделирования процессов раскрытия данного вида рефлектора разработана математическая модель. Процесс раскрытия рефлектора происходит относительно некоторой точки (оси) пространства, выбор которой определяется конкретным закреплением конструкции. В результате получены, используя уравнение Лагранжа II-го рода с учетом диссипативных сил, системы дифференциальных уравнений, описывающие поэтапно весь процесс развертывания и настройки отражающей поверхности КТР.

Вращательное движение. Используя уравнение Лагранжа II-го рода [5], была получена следующая система обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка относительно времени, описывающих вращательное раскрытие спиц рассматриваемого рефлектора

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = \omega, \\ \dot{\omega} = \frac{M_{\text{п}} - M_{\text{тр}} - M_{\text{упор}} - M_{\text{фиксатор}}}{I}, \\ \dot{h} = V_{\text{изг}}, \\ \dot{V}_{\text{изг}} = \frac{EI_{\text{изг}}}{\rho S} \frac{\partial^4 h}{\partial t^4} - \gamma \frac{EI_{\text{изг}}}{\rho S} \frac{\partial^4 V_{\text{изг}}}{\partial t^4} + 2 \frac{\partial M}{\partial t}, \end{cases} \quad (1)$$

где φ – угол развертывания, ω – угловая скорость вращения спицы, $M_{\text{п}}$ – полезный момент, $M_{\text{тр}}$ – момент трения, $M_{\text{упор}}$ – момент, создаваемый упором, $M_{\text{фиксатор}}$ – момент, созда-

ваемый фиксатором, I – момент инерции спицы, h – изгиб спицы, $V_{\text{изг}}$ – линейная скорость изгиба спицы, E – модуль упругости (Юнга), $I_{\text{изг}}$ – изгибной момент инерции спицы, ρ – плотность материала, S – площадь поперечного сечения, S – длина спицы, γ – коэффициент затухания, M – полный момент, действующий на спицу.

Моделирование системы уравнений (1) проводилось для различных материалов и начальных и конечных условий. Для уменьшения изгиба h была применена теория оптимального управления [6-10], что позволило на порядок сократить прогибы при существующих способах раскрытия аналогичных конструкций. Пример раскрытия спицы представлен на рис. 3.

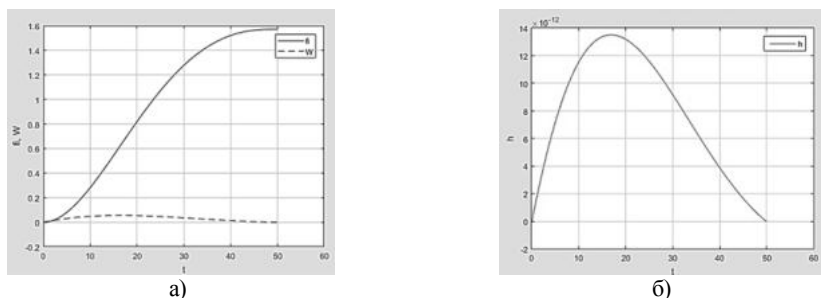


Рис. 3

а) $\varphi(t)$ и $\omega(t)$, б) $h(t)$, $\varphi_k = \pi/2$ рад, материал АБС пластик QHF-0140: $\rho=1040 \text{ кг}\cdot\text{м}^3$, $E=9900\cdot 10^6 \text{ Па}$

Поступательное движение. Используя уравнение Лагранжа II рода [5] была получена следующая система обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка относительно времени, описывающих поступательное раскрытие спиц рассматриваемого рефлектора

$$\begin{cases} \dot{x} = V, \\ \dot{V} = \frac{F_{\text{п}} - F_{\text{тр}} - F_{\text{упор}} - F_{\text{фиксатор}}}{m}, \\ \Delta \dot{x}_{\text{сж}} = V_{\text{сж}}, \\ \dot{V}_{\text{сж}} = \frac{E}{\rho} \frac{\partial^2 \Delta x_{\text{сж}}}{\partial l^2} - \gamma \frac{E}{\rho} \frac{\partial V_{\text{сж}}}{\partial d} + F, \end{cases} \quad (2)$$

где x – расстояние выдвигания, V – линейная скорость выдвигания спицы, $F_{\text{п}}$ – полезная сила, $F_{\text{тр}}$ – сила трения, $F_{\text{упор}}$ – сила, создаваемая упором, $F_{\text{фиксатор}}$ – сила, создаваемая фиксатором, m – масса спицы, $\Delta x_{\text{сж}}$ – продольная деформация спицы, $V_{\text{сж}}$ – линейная скорость сжатия спицы.

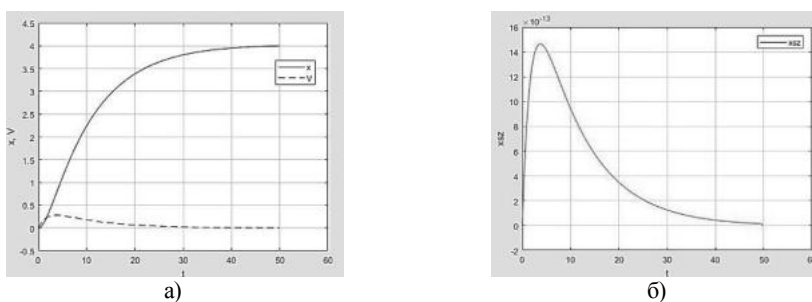


Рис. 4.

а) $x(t)$ и $V(t)$, б) $\Delta x_{\text{сж}}(t)$, $x_k = 4 \text{ м}$, материал АБС пластик QHF-0140: $\rho=1040 \text{ кг}\cdot\text{м}^3$, $E=9900\cdot 10^6 \text{ Па}$

Моделирование системы уравнений (2) проводилось для различных материалов и начальных и конечных значений. Для уменьшения продольной деформации спицы $\Delta x_{\text{сж}}$ была применена теория оптимального управления [6-10], что позволило на порядок сократить прогибы

при существующих способах раскрытия аналогичных конструкций. Пример раскрытия спицы представлен на рис. 4.

Настройка формы радиоотражающей поверхности. Рассмотрим процесс настройки формы радиоотражающей поверхности. На рис. 5 представлена одна спица в сечении, где 1 – спица, 2 и 3 – внешняя и задняя сетка, 4 – ванты, в которых установлены актуаторы. Необходимо, изменяя длину вант 4 с помощью актуаторов 5, задать желаемую форму радиоотражающего сетеполотна 2. В качестве актуаторов рассматривались пьезопривод, сервопривод, двигатель постоянного тока (ДПТ), шаговый двигатель.

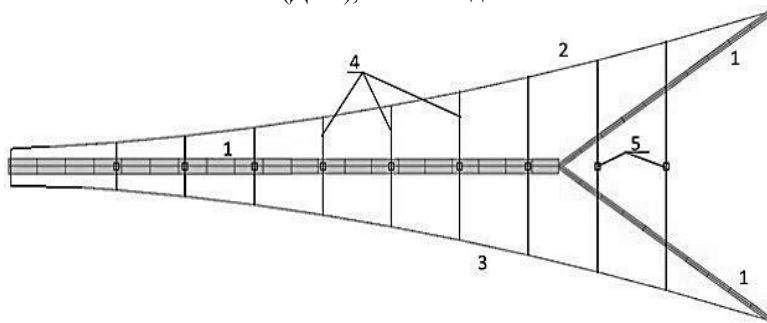


Рис. 5. Настройка формы радиоотражающего сетеполотна

Рассмотрим процесс настройки сетеполотна 2 с использованием в качестве актуатора ДПТ (рис. 6) при использовании оптимального регулятора.

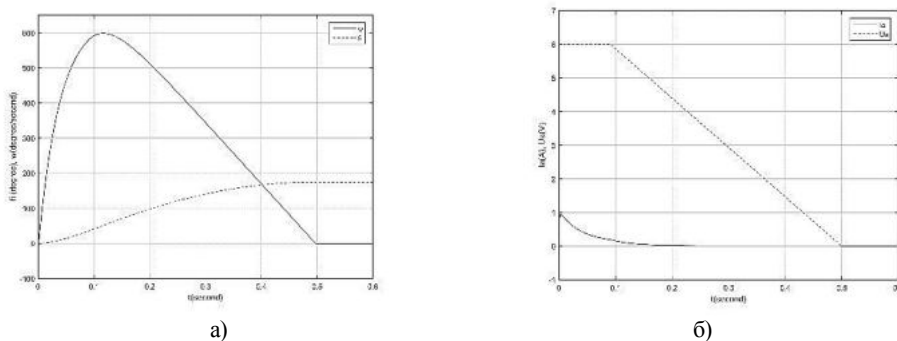


Рис. 6. Переходные процессы:
а) график $\varphi_M(t)$ и $\omega_M(t)$; б) график $I_a(t)$ и $U_a(t)$

Заключение. В результате проделанных работ были разработаны математические модели динамики:

- вращательного движения;
- поступательного движения;
- системы поддержания заданной формы отражающей поверхности.

Учтены различные параметры раскрываемых элементов. Присутствует возможность моделировать различные элементы с различными параметрами.

В ходе данных исследований были представлены математические модели, позволяющие отработать на них алгоритмы управления. В дальнейшем планируется усовершенствовать математические модели, а также создать имитационные модели, более подробно описывающие переходные процессы.

В ходе проделанных работ была поставлена и решена задача управления различными методами. Была реализована задача синтеза управления с помощью ПИД-регулятора. Его приме-

нение требует наличия различных датчиков в составе КА, в тоже время прогиб и сжатие конструкции оказываются выше, чем при использовании алгоритмов оптимального управления.

Также была решена задача нахождения программы управления. Для программы датчиков не нужно. Реализовав вычисления управления по принципу максимума с помощью метода Ньютона, удалось добиться решения, но при этом наблюдается плохая сходимость. Небольшое изменение начальных условий и алгоритм может не сойтись.

При использовании метода И. А. Крылова – Ф. Л. Черноушко сходимость улучшилось, но оказалось, что это приводит к значительным вычислительным трудностям.

Предложено решение с помощью метода коррекции структуры управления. Важным достоинством алгоритма является возможность построения управления в режиме реального времени. Его можно использовать для вычисления опорного управления в алгоритмах, рассмотренных выше.

Для дальнейших исследований необходимо учесть возмущения. Для синтеза управления это означает использование теоремы разделения, когда задача решается следующим образом: сначала синтез по полным данным, а затем вместо полных данных используются данные блока навигации

Работа выполнена в рамках реализации Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы», соглашение о предоставлении субсидии № 4.574.21.0165 от 26 сентября 2017 г., идентификационный номер проекта – RFMEFI57417X0165, название проекта - «Разработка беспроводной системы управления формой крупногабаритных трансформируемых наземных и космических конструкций с применением прецизионных приводов»

Библиографический список

1. Сарамуд М. В., Ковалев И. В., Лосев В. В., Посконин М. В., Калинин А. О. К вопросу классификации автономных беспилотных объектов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Том 2. № 13. С. 64 – 66.
2. The economist. Personal Space [электронный ресурс]. URL: <https://www.economist.com/babbage/2012/09/19/personal-space>. Дата обращения: 30.10.2018.
3. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 1) // Вестник СибГАУ. 2007. №2. С 51 – 57.
4. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 2) // Вестник СибГАУ. 2007. №3. С 78 – 81.
5. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Теоретическая физика. В 10-ти т. Т. V. Статистическая физика: Учебное пособие. 4-е изд., испр. и доп. М.: Наука, 1987.
6. Справочник по теории автоматического управления/ Под ред. А. А. Красовского. М.: Наука, 1987.
7. Кабанов С. А. Управление системами на прогнозирующих моделях. СПб.: Изд-во СПбГУ, 1997.
8. Мальшев В. В., Кабанов Д. С. Алгоритм коррекции структуры управления автоматическим подводным аппаратом для построения области достижимости // Изв. Вузов. Приборостроение. 2012. Т.55. №7. С.21 – 27.
9. Кабанов С. А. Оптимизация динамики систем с коррекцией параметров структуры управления // Вестник Санкт-Петербургского университета. Сер.1. Математика. Механика. Астрономия. Т.1. 2014. Вып.2. С. 254 – 260.
10. Кабанов С. А., Кабанов Д. С. Оптимальное управление разворотом самолета по различным критериям// Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. №5. С.48 – 53.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ, СОПРОВОЖДАЮЩИХ РАБОТУ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ

Ю. В. Каун

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

Одной из основных характеристик ракетных двигателей является возможность управления вектором тяги как по величине, так и по направлению. Для этого применяют различные органы управления, конструктивные схемы и технические решения, которые для ракетных двигателей различного назначения могут принципиально различаться друг от друга. Органы управления – это агрегаты и устройства, создающие управляющие усилия, которые действуют на ЛА и обеспечивают движение по заданной траектории, а также парирование возмущающих сил и моментов, возникающих во время этого движения. Они действуют в соответствии с сигналами, вырабатываемыми системой управления. В большинстве случаев изменение нормальной управляющей силы требует поворота корпуса ЛА относительно его вектора скорости на некоторый угол.

Применение тех или иных органов управления вектором тяги определяется как особенностями ракетных комплексов различных классов, так и спецификой требований, предъявляемых к двигателям различных ступеней ракеты. Регулирование вектора тяги как по величине, так и по направлению позволяет создавать для управления полетом ракеты управляющие моменты относительно ее центра масс в трех плоскостях: тангажа, рыскания и крена.

Примером, получившим в ракетных двигателях на твердом топливе наибольшее распространение, является выдвигной управляющий щиток, который представляет собой механический орган управления, имеющий вводимые в поток плоскости в качестве элемента управления. Помещаемые на срезе сопла отражатели-щитки механически воздействуя на поток дают возможность получения боковой тяги.

Существуют различные конфигурации управляющих щитков. Устройства в форме пластинок, которые устанавливаются перпендикулярно потоку, называют интерцепторами или триммерами. Принято выделять внешние интерцепторы, которые находятся на срезе сопла, и внутренние интерцепторы, которые расположены в одном из сечений сверхзвуковой части сопла.

Вычисление силовых характеристик выдвигных щитков базируется на расчете параметров возмущенного течения в области действия самого щитка. Боковую тягу можно образовать посредством механического воздействия на поток отражателями-щитками, помещаемыми в поток на срезе сопла. При введении щитка поперек потока возникает λ – образный отошедший скачок уплотнения большой мощности, создающий зону повышенного давления на части раструба перед щитком.

В данной работе средствами современных САЕ-систем моделируется процесс взаимодействия сверхзвукового потока с одним из органов управления вектором тяги. Выдвигной щиток со сферическими затупленными боковыми кромками, располагаемый в кормовой части корпуса, обтекается потоком с числом Маха больше критического под разными углами атаки. Геометрия самого щитка была взята наиболее упрощенная, для простоты расчета.

Для отклонения щитков при больших скоростных напорах воздуха, обтекающего летательный аппарат, необходимо преодолевать большие аэродинамические нагрузки. Для решения задач газовой динамики традиционно используются уравнения Навье – Стокса, осредненные по Рейнольдсу, для сжимаемого совершенного газа (знаки осреднения опущены), которые включают в себя уравнения сохранения массы, импульса и энергии. Данная система должна быть дополнена уравнением состояния среды:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0; \\ \frac{\partial (\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\tau_m + \tau_t); \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} H) = \nabla \cdot [\vec{u} \cdot (\tau_m + \tau_t) + (\vec{q}_m + \vec{q}_t)]; \\ \rho = \frac{pm}{RT} \end{array} \right. \quad (1)$$

Для замыкания системы уравнений (1) необходимо определить шесть различных компонент симметричного тензора турбулентных напряжений. Однако определение этого тензора становится моделированием турбулентности только в том случае, когда этот тензор выражается через параметры осредненного течения.

Для решения данной задачи была подключена модель турбулентности $k - \omega$ SST. Модель турбулентности SST является двухпараметрической и предполагает решение уравнений для энергии турбулентности k и удельной скорости диссипации ω .

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \nabla \cdot ((\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k) + P_k - \rho \beta^* \omega k; \quad (3)$$

$$\rho \frac{D\omega}{Dt} = \nabla \cdot ((\mu + \sigma_\omega \mu_T) \nabla \omega) + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \rho \beta \omega^2. \quad (4)$$

Модели с двумя уравнениями являются единственными реальными конкурентами одноуравнительных моделей при расчете турбулентных течений. Их использование приводит к несколько большим затратам времени счета, однако наличие двух независимых переменных позволяет выбрать в качестве линейного масштаба не только расстояние до стенки.

Для решения динамической задачи отклонения щитка используется метод перекрывающихся сеток (Overset Mesh). Ниже на рисунке представлен пример расчетной сетки (рис. 1).

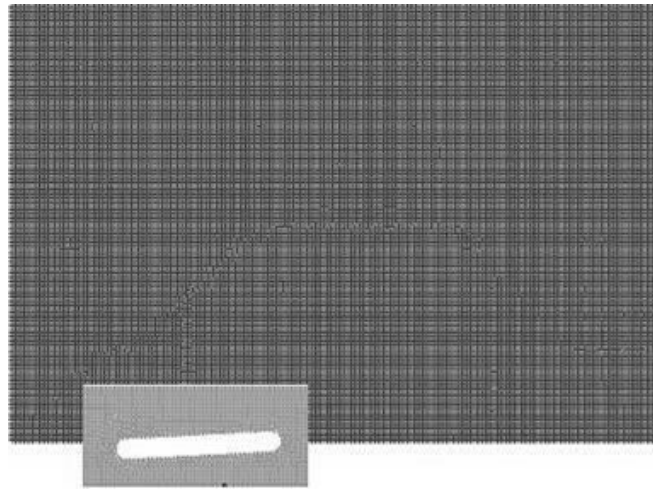


Рис. 1. Компоненты расчетной сетки

Особенности данного метода заключаются в том, что перемещающиеся сеточные зоны объединяются при помощи перекрывающегося интерфейса. Части расчетной сетки по отдельности разбиваются сеткой, которая накладывается на фоновую сеточную модель. Соединение осуществляется за счет интерполяции данных в перекрывающихся областях. Зоны ячеек должны полностью перекрываться. Использование перекрывающихся сеток имеет ряд преимуществ: возможность организовать движение сетки с малыми зазорами, для сложных геометрических моделей процедура построения сетки значительно упрощается, изменение кон-

фигурации и расположения частей осуществляется проще. Определяющим достоинством перед динамическими сетками является отсутствие ошибок при перестроении сетки и настройки задачи. При использовании перекрывающегося интерфейса качество сеточной модели сохраняется на протяжении всего расчета. Кроме того, к достоинствам следует отнести наличие полностью структурированной сетки в отдельных зонах расчетной области при использовании неструктурированной сетки в основной части, что реализовать в динамических сетках было бы невозможно.

Не смотря на все сильные стороны метода перекрывающихся сеток, в нем также существуют некоторые особенности, которые достаточно сложны в реализации. Метод перекрывающихся сеток не является консервативным. При интерполяции будет теряться точность при передаче значений переменных. Кроме того трудности возникают при появлении изолированных ячеек.

Рассматриваемая задача решается в двумерной нестационарной постановке. Параметры потока: число Маха $M=2$, давление $p=2$ атм, температура $T=2000$ К. Варьируемой величиной был угол, на который выдвигается щиток при его активации.

На рис. 2 и рис. 3 представлены картины течения в виде градиента давления и скорости при натекании сверхзвукового потока на выдвижной щиток. При увеличении угла отклонения щитка поперек потока возникает λ – образный отошедший скачок уплотнения большой мощности, создающий зону повышенного давления в части расчетной области перед щитком.

На стенке сопла перед щитком при постепенном увеличении угла до 30° возникает отрыв пограничного слоя, распространяющийся вверх по потоку. Отрыв имеет форму «жидкого» клина. Давление в этой зоне больше, чем давление в невозмущенном потоке. Именно это перераспределение давления внутри сопла и вызывает появление боковой управляющей силы.

Изменяя угол выдвижения отражательного щитка, можно наблюдать, что возникающий при его работе так называемый “жидкий” клин, имеющий вихреобразную структуру, может быть characterized углом косога скачка уплотнения, возникающего в точке отрыва пограничного слоя. В зависимости от изменения угла, на который отклоняется выдвижной щиток, меняется подъемная сила и сила лобового сопротивления. Характер изменений данных усилий представлены на рис. 4 и 5.

При увеличении утечки газа через зазор между срезом сопла и щитком уменьшаются размер отрывной зоны, образующейся на стенках сопла при повороте щитка, и поперечная сила, а перепад давления увеличивается. Длина отрывной зоны зависит от угла установки щитка к потоку и относительной величины заглубления щитка.

Таким образом, при размещении щитка в полости сопла при его обтекании возникают зоны повышенного давления, что приводит к появлению дополнительных сил, учет которых необходим для определения характеристик данного органа управления. Использование выдвижного щитка целесообразно при малых углах отклонения вектора тяги. Общим недостатком всех устройств, создающих усилие механическим воздействием на поток, являются высокие требования к материалам, из которых изготавливаются сами отклоняющиеся элементы.

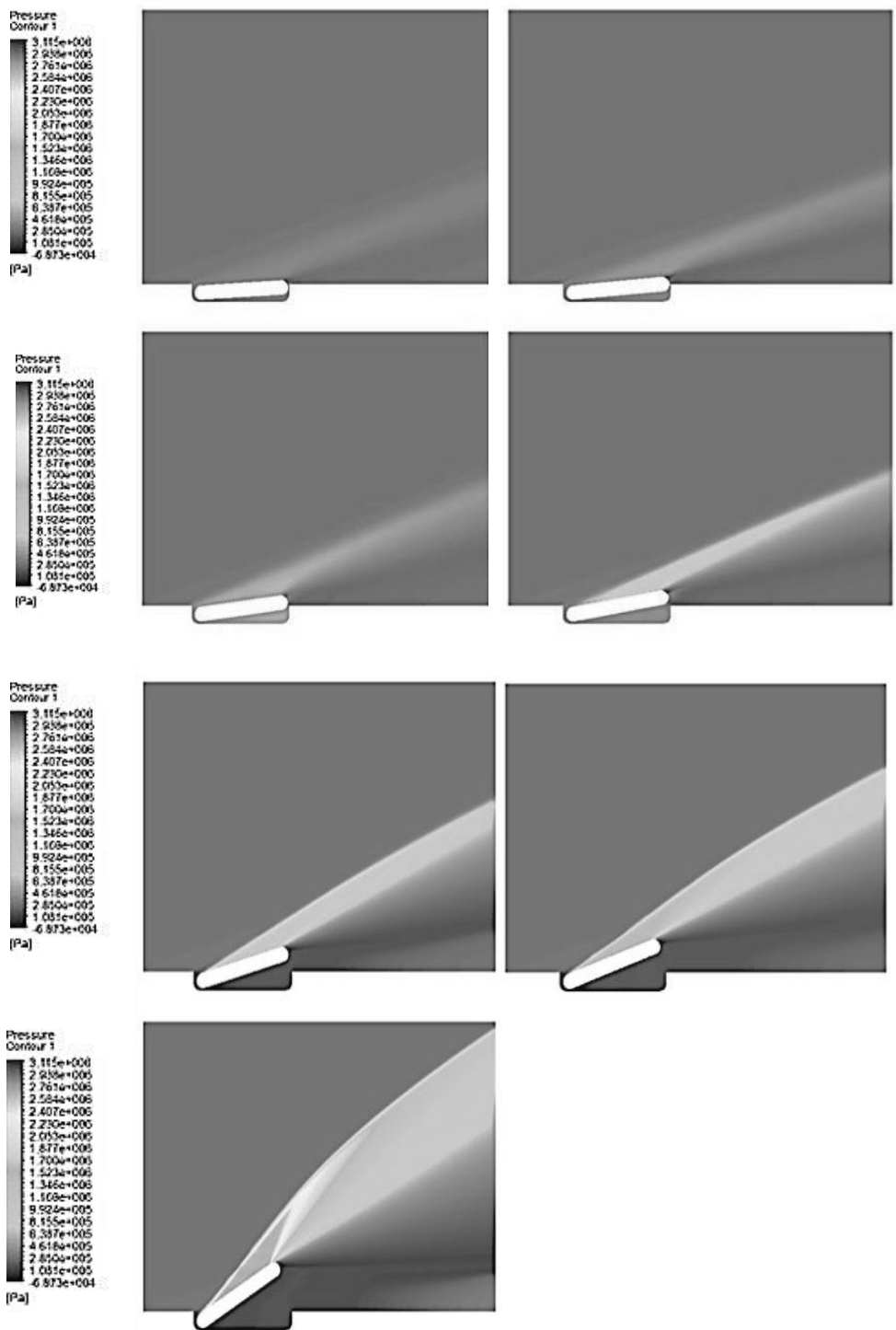


Рис. 2. Распределение давления на выдвигном щитке в диапазоне углов ($3^\circ - 30^\circ$)

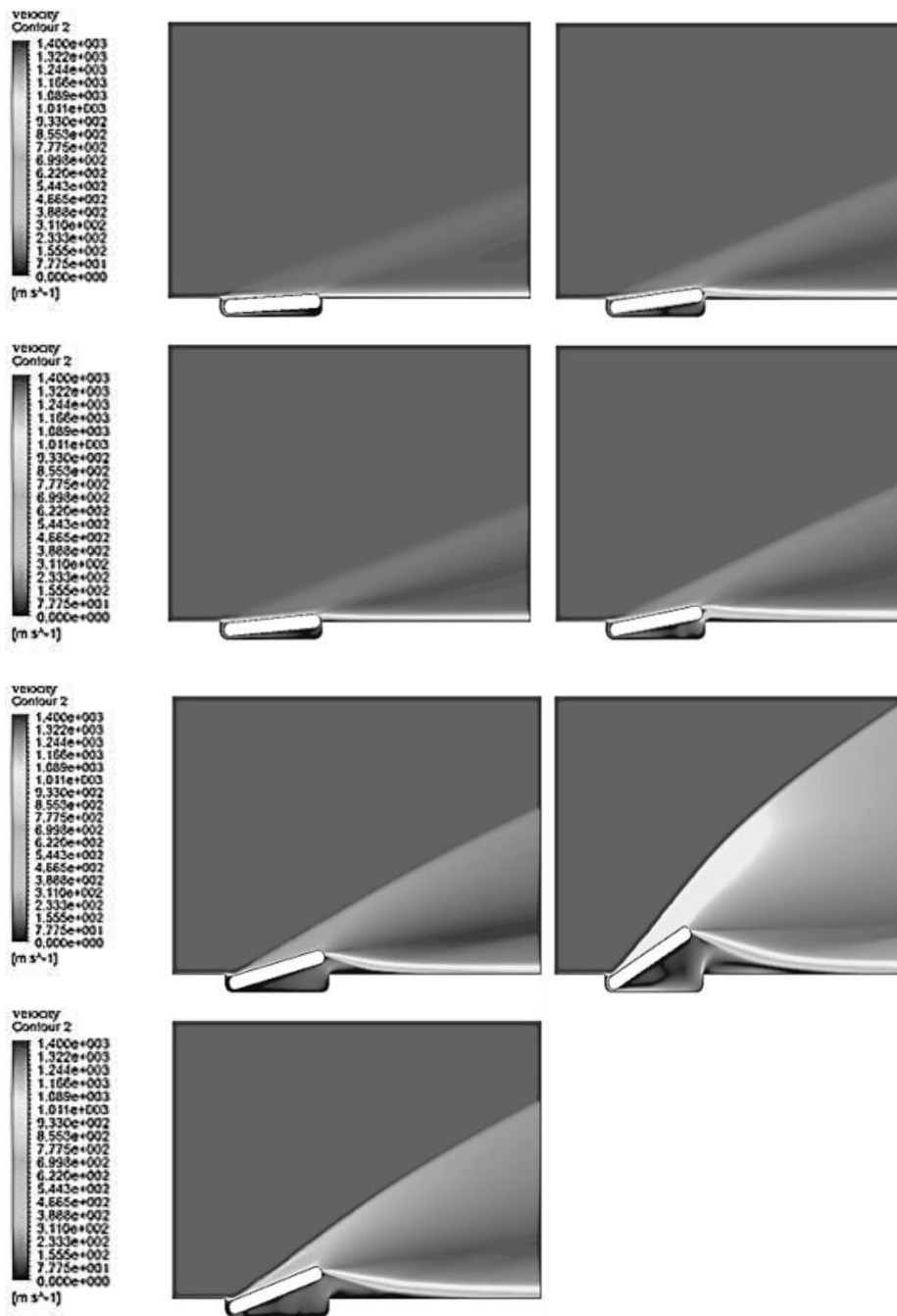


Рис. 3. Распределение скорости на выдвижном щитке в диапазоне углов ($3^\circ - 30^\circ$)

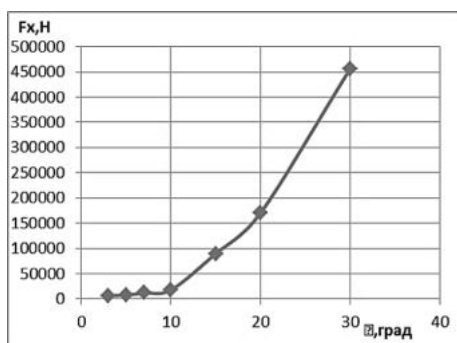


Рис. 4. Зависимость силы лобового сопротивления от угла отклонения выдвигного щитка

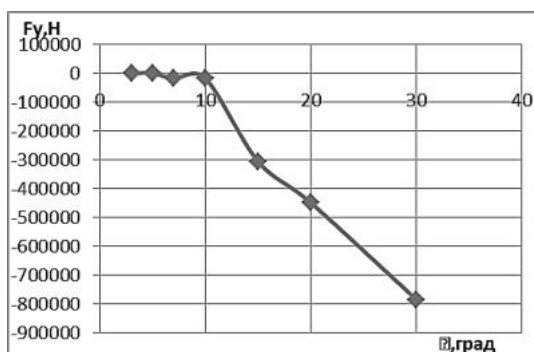


Рис. 5. Зависимость подъемной силы от угла отклонения выдвигного щитка

УДК 381.1

ГЕНЕРАТОР СИГНАЛОВ СПЕЦИАЛЬНОЙ ФОРМЫ

С. И. Исляев, С. И. Кайгородова, А. А. Козлов, А. Г. Отцовский

ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия»

Рассмотрены возможности практической реализации устройства – генератора сигналов специальной формы в учебном процессе и лабораторных исследованиях. Решение практической задачи состоит в том, что данное устройство может быть использовано в радиотехнических тренажерах при проведении лабораторных работ в качестве источника сигналов специальной формы.

В современных условиях санкционной политики некоторых государств, задачи экономии материально – технических ресурсов и опоры на собственные разработки являются приоритетными и достаточно актуальными. В этом аспекте достаточно привлекательным очевидно является рассмотрение использования в учебном процессе уже имеющихся изобретений, в частности – генератора сигналов специальной формы [1].

Данное устройство относится к генераторам сигналов специальной формы и может быть использовано в радиотехнических тренажерах, в частности как учебный прибор при проведении лабораторных работ с обучаемыми по курсам «Импульсная техника», «Распространение сигналов сложной формы в среде» и т. д.

Известны генераторы сигналов специальной формы с использованием как аналоговых, так и цифровых сигналов. Использование аналоговых сигналов в устройствах приводит к сложным техническим решениям со значительным увеличением габаритов, что затрудняет их применение в учебном процессе. Они имеют сложные, громоздкие функциональные узлы, например фазовращатели, блоки задания временных диаграмм, а электромеханические коммутирующие устройства не позволяют имитировать изменение сигналов во времени при распространении в среде. Кроме того в известных устройствах отсутствует возможность имитации одиночных видео и радиоимпульсов сложной формы одновременно, что снижает наглядность демонстрации импульсов данного типа для слушателей, а также отсутствует возможность наглядно продемонстрировать слушателям деформацию формы импульсов при распространении в среде. Поэтому наиболее близким техническим решением является генератор сигналов специальной формы, содержащий задающий генератор, соединенный с формирователем временных диаграмм и генератором несущей частоты, подключенным через преобразо-

ватель формы импульсных сигналов к формирователю временных диаграмм, радиочастотному фильтру и блоку управления, связанному с формирователем временных диаграмм и выходным блоком, соединенным с радиочастотным фильтром, кроме того он имеет формирователь импульсов управления, а генератор несущей частоты содержит дискретный фазовращатель и делитель частоты, при этом выход задающего генератора дополнительно подключен к первому входу дискретного фазовращателя, выход которого соединен с входом делителя частоты, связанного первым выходом с управляющим входом преобразователя формы импульсных сигналов, а вторым выходом со входом формирователя импульсов, подключенного выходом ко второму входу дискретного фазовращателя. Недостатками данного устройства является отсутствие возможности имитации одиночных видео и радиоимпульсов, ограничение имитации изменения радиосигнала за счет изменяемой несущей частоты, сложность исполнения отдельных блоков устройства. Кроме этого (на осциллографе или мониторе) слушателям можно продемонстрировать деформацию формы импульса при распространении в среде за счет изменения крутизны их характерных участков [2].

В предлагаемый генератор сигналов специальной формы, содержащий последовательно соединенные: задающий генератор, делитель частоты и блок управления, N входов которого соединены с N выходами делителя частоты, генератор несущей частоты, выход которого соединен с первым входом выходного блока, введены блок формирования амплитуды участков, блок формирования длительности участков, блок запуска, резисторная матрица и генератор шума, выход которого соединен со вторым входом выходного блока, а его управляющий вход соединен с выходом резисторной матрицы, вход которой соединен со вторым выходом блока формирования длительности участков, группа выходов блока управления соединена с группами входов блока формирования длительности участков и блока формирования амплитуды участков, выход которого соединен с первым входом блока управления, его второй вход соединен с выходом блока запуска, а третий вход с первым выходом блока формирования длительности участков, при этом выход резисторной матрицы – является выходом видеоимпульсов, а выход выходного блока – радиоимпульсов.

Технический результат обеспечиваемый данным устройством, заключается в расширении функциональных возможностей приборов этого типа путем одновременной имитации видео и радиоимпульсов сложной формы, повышения наглядности формирования импульсов и деформации их формы во времени при распространении в среде.

На структурной схеме (рис. 1) изображен генератор сигналов специальной формы. Предлагаемое устройство содержит задающий генератор 1, блок управления 3, блок запуска 4, блок формирования амплитуды участков 5, блок формирования длительности участков 6, резисторную матрицу 7, выходной блок 8, генератор несущей частоты 9, генератор 10.

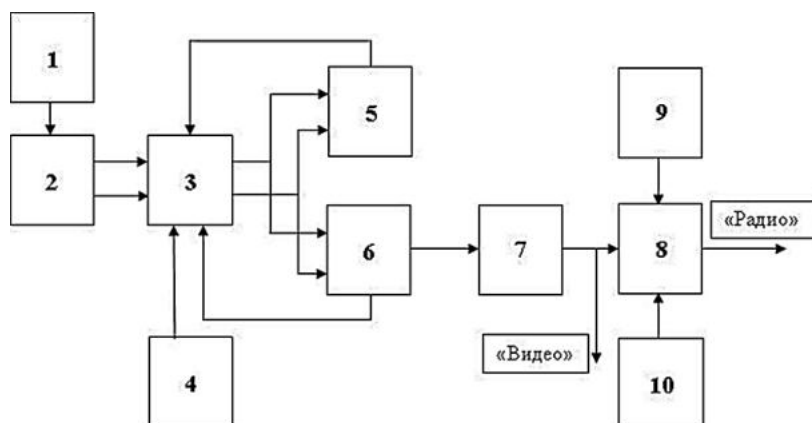


Рис. 1. Структурная схема генератора сигналов специальной формы

Устройство работает следующим образом. Сигнал задающего генератора 1, выполненного по обычной промышленной схеме поступает на делитель частоты 2, на выходе которого получаем набор последовательностей импульсов (f_1, f_2). Делитель частоты 2 состоит из двух, последовательно включенных счетчиков с N выходов которых на N входов блока управления 3, поступают импульсы в соответствии с коэффициентами деления 1, 2, 4, 8, 16, 32, 64, 128, 256 [1]. Блок управления обеспечивает задание управляемых параметров формы имитируемых сигналов: длительности, амплитуды, крутизны каждого характерного участка формы (изрезанная огибающая) сигналов. В блоке управления 3 происходит коммутация последовательностей импульсов разной частоты с помощью набора переключателей (каждый для своего участка формы имитируемого сигнала). Количество участков аппроксимируемого сигнала определяется количеством переключателей и зависит от сложности (изрезанности) задаваемой оператором формы имитируемого сигнала. С их помощью задается амплитуда и длительность (крутизна) каждого участка имитируемого сигнала, т.е. суммирование импульсов высокой частоты происходит быстрее и соответственно крутизна формируемого участка резко возрастает, а длительность уменьшается. На каждый переключатель подключено несколько выходов делителя частоты 2, т.е. разной частоты для дискретного изменения параметров участков сигнала. Кроме этого на каждый участок приходится один переключатель на три положения («+», «0», «-»), который задает закон изменения формы каждого участка сигнала: нарастание участка сигнала, т.е. импульсы поступают на суммирующие входы реверсивных счетчиков блока 6, постоянный уровень участка сигнала, соответствующий амплитуде предыдущего участка, спад участка сигнала, т.е. импульсы поступают на вычитающие входы реверсивных счетчиков блока 6.

Таким образом с помощью переключателей устанавливаются крутизны формируемого участка сигнала, а переключатели задают конкретное значение длительности и амплитуды участка в зависимости от частоты поступающих с делителя частоты импульсов.

Одновременно, блок управления 3 производит последовательное подключение каналов (участков имитируемого сигнала) блока 5 формирования амплитуды участков и блока 6 формирования длительности участков. Количество каналов определяет количество характерных участков имитируемого сигнала сложной формы. Эта часть блока 3 состоит из логических элементов и счетчиков. Импульс с блока запуска 4 открывает передним фронтом 1-й канал, т.е. разрешает проход импульсов определенной частоты с делителя частоты 2 на блок формирования амплитуды участков 5 и блок формирования длительности участков 6. Начинается формирование 1-го участка согласно заданных оператором параметров.

Автоматический режим работы блока запуска 4 предусмотрен для имитации последовательности одиночных импульсов сложной формы с заданным периодом следования (период следования определяется частотой импульсов поступающих на счетчики в режиме «Автомат»), т.е. логический «0» вырабатывается с заданным периодом, каждый раз обнуляя счетчики и подключая первый канал блока управления 3. Блок формирования амплитуды участков (состоит из логических элементов и двух последовательно включенных счетчиков), обеспечивает формирование импульса переключения каналов (автоматическое последовательное подключение каналов). Счетчики подсчитывают число импульсов и при наборе всегда одного и того же (256 импульсов) вырабатывает импульс переключения каналов, который поступает в блок управления 3, счетчики при этом обнуляются. Первый канал закрывается, открывается второй канал. На других каналах блок формирования амплитуды участков 5 работает аналогичным образом. Время подсчета импульсов регулируется частотой импульсов, поступающих с блока управления 3.

Одновременно, импульсы с блока управления 3 поступают на первый канал блока формирования длительности участков 6, который состоит из логических элементов, двух последовательно включенных реверсивных счетчиков и схемы сброса, обеспечивающей формирование импульса сброса после окончания формирования имитируемого участка. Каналы блока

формирования длительности участков 6, включены параллельно каналам блока формирования амплитуды участков 5. В зависимости от положения тумблеров каждого участка блока управления 3, при поступлении импульсов на суммирующий вход «+» реверсивные счетчики производят суммирование поступающих импульсов (т.е. обеспечивают нарастание амплитуды участков), а при поступлении импульсов на вычитающий вход «-» длительности участков происходит спад участка сигнала.

Таким образом, на выходе блока 6 формирования длительности импульсов, подсчитанное счетчиками, то увеличивается, то уменьшается (по участкам). Изменяя частоту импульсов с помощью переключателей блока управления 3, меняем длительность сигналов участков, а, следовательно, их крутизну. С выхода блока формирования длительности участков 6, информация о количестве импульсов, подсчитанных по каналам, поступает на резисторную матрицу 7, которая состоит из ряда последовательно подключенных к выходам реверсивных счетчиков матрицы сопротивлений (преобразователь код-аналог). Выходы резисторной матрицы 7 сведены в одну точку, где происходит суммирование в виде ступенчатой аппроксимации формы имитируемого сигнала по участкам. Начиная с первого, каждое значение последующего резистора меньше предыдущего в два раза, т.е. получено 128 уровней на каждом участке. За счет сложения и вычитания уровней производится построение огибающей сигнала по участкам. С выхода резисторной матрицы 7 видеосигнал сложной формы поступает на выход «Видео» и на управляющий вход блока 8.

Выходной блок 8 обеспечивает частотное и шумовое заполнение импульса (формирование радиоимпульса), регулирование уровня выходного сигнала имитатора и согласование сопротивления выходных цепей блока. Управляющим для блока 8 является видеосигнал с резисторной матрицы 7. В состав блока 8 входят модулятор, выполненный на полевом транзисторе и операционном усилителе, управляемый аттенуатор и согласующий усилитель. Модулятор обеспечивает частотное и шумовое заполнение импульса (формирование спектра импульса). Несущая частота радиоимпульса поступает с генератора несущей частоты ($f = 1-5$ кГц), а с генератора шума 10 поступает «белый шум» в полосе частот 20 Гц – 20 кГц. Оба генератора выполнены по известным промышленным схемам. Режим работы генераторов определяется особенностями решаемой задачи. Регулировка уровня выходного сигнала осуществляется изменением глубины отрицательной обратной связи операционного усилителя. В результате на выход «Радио» выходного блока поступает радиоимпульс сложной формы.

Таким образом, оператор, выбрав сложную форму имитируемого импульса (количество участков), устанавливает переключателями закон управления 3, задает режим работы («Ручной» или «Автомат») в блоке запуска 4 и режимы работы генераторов 9 и 10, выставляет уровень выходного сигнала в блоке 8 и нажимает кнопку «Пуск» блока запуска 4.

С выходов «Видео» и «Радио» имитируются соответственно видео и радиоимпульсы сложной формы, которые наглядно демонстрируют слушателям на экране осциллографа или спектроанализатора [3].

Деформация формы одиночных видео и радиоимпульсов при их распространении в среде моделируется увеличением длительности участков и уменьшением их крутизны, а также уменьшением амплитуды сигнала. Кроме того генератор шума позволяет уменьшать полосу радиоимпульса, моделируя его распространение в среде и увеличение расстояния от излучателя. При постоянстве несущей частоты и полосы генераторов 9 или 10 изменение выходного спектра радиоимпульса можно демонстрировать изменением формы и спектра импульса.

Предлагаемое устройство позволяет имитировать одиночные или последовательность видео и радиоимпульсов сложной формы с помощью метода линейно – кусочной аппроксимации с установленными оператором параметрами (амплитуды и длительности каждого участка сигнала). Это позволяет разработать ряд лабораторных работ по курсам «Электрорадиоизмерения», «Электротехнические измерения», «Импульсная техника». Например, со следующей примерной тематикой: исследование параметров импульсов сложной формы (видео и радио),

исследование спектральных характеристик импульсов (влияние формы импульса на его спектр, влияние среды распространения на форму импульсов и др.) [1].

Таким образом существует возможность с минимальными затратами учебного времени наглядно демонстрировать слушателям видео и радиоимпульсы сложной формы и прививать им навыки практической работы по исследованию их характеристик. Генератор сигналов специальной формы отличается простотой, экономичностью, малые габариты обеспечивают удобство эксплуатации при проведении практических занятий. Кроме того данное устройство было апробировано и использовалось в исследованиях в НПО «Океанприбор».

Библиографический список

1. *Лячнев В. В., Сирая Т. Н., Довбета Л. Н.* Основы теории измерений физических величин. СПб: СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2014.
2. *Отцовский А. Г., Исляев С. И.* Имитатор видео и радиоимпульсов. Патент на изобретение № 2099852.
3. *Скотт Э.* Волны в активных и нелинейных средах в приложении к электронике. М.: Радио, 2017. С. 12 – 34.

УДК 681.518.5

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ТЕХНИЧЕСКОГО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИСТЕМНО- КОГНИТИВНОГО АНАЛИЗА

Е. В. Копкин, Н. А. Попов, И. М. Кобзарев

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского

Предлагается возможность применения системно-когнитивного анализа в целях решения задачи минимизации количества проверок диагностических признаков, позволяющих распознать все заданные технические состояния объекта. Рассматриваются диагностические признаки, которые имеют дискретную форму представления.

В составе современных сложных технических объектов, как правило, имеются информационно-измерительные системы (ИИС), как совокупность аппаратных средств для получения информации, характеризующей техническое состояние (ТС) объекта анализа путем измерения ряда его параметров (признаков) и анализа измеренных значений по специальным алгоритмам.

Для построения автоматизированных систем анализа ТС подобных объектов необходима разработка диагностических алгоритмов математического обеспечения ИИС. Реализация этих алгоритмов осуществляется с помощью программного компонента ИИС, а именно – гибких программ анализа (ГПА), которые позволяют автоматизировать процесс анализа технического состояния объектов на различных этапах их жизненного цикла.

Процесс анализа ТС объекта можно рассматривать как управляемый с помощью проверок диагностических признаков (ДП). Целенаправленным выбором проверок можно гибко изменить этот процесс, придавая ему желаемые свойства, в том числе и оптимальные.

Анализируемый объект может случайным образом оказаться в одном из множества искомым состояний. Существует множество путей достижения цели, исходящего из начального состояния процесса анализа. При разных методах построения получаются разные варианты ГПА для одного и того же объекта. Для выбора наилучшего из этих вариантов используются различные критерии [1, 2].

При построении ГПА технического состояния сложных систем существенное значение имеет не только количество получаемой информации, но даже в большей степени ее ценность (полезность). Одним из первых, кто ввел понятие ценности (полезности) информации, был академик А. А. Харкевич. Он определил ее как свойство информации изменять эффективность (результативность) инициированного ею процесса функционирования системы, в которой используется данная информация. Для таких систем определение ценной информации позволяет существенно сократить ее семантическую избыточность. В частности, А. А. Харкевичем предложено определять ценность получаемой информации через двоичный логарифм отношения вероятностей достижения цели управления до и после получения информации [3]. На основе критерия А. А. Харкевича разработан ряд алгоритмов построения ГПА [4, 5].

Системное обобщение формулы А. А. Харкевича реализовано в автоматизированном системно-когнитивном анализе (АСК-анализ), который был разработан профессором Кубанского государственного аграрного университета Е. В. Луценко [6]. Основная идея АСК-анализа состоит в рассмотрении системного анализа как метода познания (отсюда и «когнитивный» от «cognitio» – знание, познание, лат.).

В данной работе для построения ГПА предлагается использовать программный инструмент системно-когнитивного анализа (СК-анализ) реализующий теоретическую концепцию, математическую модель и методику численных расчетов – интеллектуальную систему «ЭйдосX++» [7].

Система «ЭйдосX++» обеспечивает реализацию следующих основных функций:

1. Синтез и адаптация семантической информационной модели предметной области, включая активный объект управления и окружающую среду.
 2. Идентификация и прогнозирование состояния активного объекта управления, а также разработка управляющих воздействий для его перевода в заданные целевые состояния.
 3. Углубленный анализ семантической информационной модели предметной области.
- Существующие подходы поиска наиболее эффективных (в смысле выбранного критерия) ДП при дискретной форме их представления предполагают знание вероятностей анализируемых технических состояний [8], при использовании АСК-анализа этого не требуется.

Математическая модель АСК-анализа основана на системной теории информации [7].

В АСК-анализе все факторы (применительно к задачам анализа технического состояния – диагностические признаки) рассматриваются с одной единственной точки зрения: сколько информации содержится в их значениях о переходе объекта, на который они действуют, в определенное состояние, и при этом сила и направление влияния всех значений факторов на объект измеряется в одних общих для всех факторов единицах измерения: единицах количества информации.

АСК-анализ обеспечивает корректную сопоставимую обработку числовых и нечисловых данных, представленных в разных типах измерительных шкал и разных единицах измерения. Метод АСК-анализа является устойчивым непараметрическим методом, обеспечивающим создание моделей больших размерностей при неполных и зашумленных исходных данных о сложном нелинейном динамичном объекте управления [7].

Сформулируем рассматриваемую задачу в рамках диагностической модели [2], представленной в виде двух упорядоченных множеств:

$$M_o = \langle S, \Pi, S, \Phi \rangle; \quad (1)$$

$$M_n = \langle S, \Omega, \hat{\Pi} \rangle. \quad (2)$$

Первое из этих множеств является моделью объекта анализа, а второе – моделью процесса определения технического состояния объекта, то есть процесса анализа.

Здесь $S = \{S_i \mid i = \overline{1, m}\}$ – множество технических состояний, в одном из которых находится анализируемый объект; $\Pi = \{\pi_j \mid j = \overline{1, n}\}$ – множество ДП, на котором все состояния

попарно различимы; $\hat{\Pi} = \{\hat{\pi}_j \mid j = \overline{1, n}\}$ – множество проверок заданных (или выбранных) ДП $\pi_j \in \Pi$; $\mathbf{S} = \{s_{ij} \mid i = \overline{1, m}; j = \overline{1, n}\}$ – множество модельных признаков, каждый из которых означает наиболее вероятный исход проверки $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}$ в ТС $S_i \in \mathbf{S}$; $\Phi: \mathbf{S} \times \Pi \rightarrow \mathbf{S}$ – отображение, при котором $s_{ij} = \Phi(S_i, \hat{\pi}_j)$, $S_i \in \mathbf{S}$, $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}$; $\Omega = \{R \mid R \subseteq \mathbf{S}\}$ – алгебра (или σ -алгебра) подмножеств множества \mathbf{S} , в которой элементы R имеют смысл информационных состояний (ИС) моделируемого процесса, а каждый из них представляет собой подмножество «подозреваемых» ТС, в одном из которых может находиться объект в момент анализа его состояния; R_i – конечные ИС, содержащие единственное ТС $S_i (i = \overline{1, m})$; R_k – ИС $R \subseteq \mathbf{S}$, содержащие два и более (вплоть до m) элементов.

Каждая проверка $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}$ может иметь некоторое (конечное) число исходов. Общее число исходов проверки $\hat{\pi}_j$ в ИС R_k обозначим через ω_{kj} , а порядковый номер исхода – через $v = \overline{1, \omega_{kj}}$. В простейшем случае проверка имеет два исхода – норма-не норма, которым соответствуют модельные признаки, обозначаемые обычно s_{ij}^1 и s_{ij}^0 . В более сложном случае из множества модельных признаков $s_{ij} \in \mathbf{S}$, относящихся к конкретному признаку $\pi_j \in \Pi$, можно выделить ω_{kj} подмножеств, в рамках которых признаки s_{ij} совпадают. Пронумеруем эти подмножества и обозначим через S_j^v , $v = \overline{1, \omega_{kj}}$. Соответственно, признаки $s_{ij} \in S_j^v$ обозначим s_{ij}^v .

Отдельная проверка $\hat{\pi}_j$ при ее v -м исходе ($v = \overline{1, \omega_{kj}}$) переводит процесс анализа из некоторого ИС $R_k \subseteq \mathbf{S}$ в состояние $R_{kj}^v \subset R_k$, реализуя отображение

$$\hat{\pi}_j : R_k \rightarrow R_{kj}^v \quad (v = \overline{1, \omega_{kj}}), \quad (3)$$

где $R_{kj}^v = \{S_i \mid S_i \in R_k, \pi_j = s_{ij}^v\}$, $s_{ij}^v \in S_j^v$.

Для достижения конечного ИС R_i в общем случае требуется несколько раз выполнить отображение (3), используя при этом проверки различных признаков $\pi_j \in \Pi$. В совокупности эти признаки составляют подмножество $\Pi_i \subseteq \Pi$, проверка которых необходима для определения i -го ТС объекта. С учетом этого процесс перехода из любого ИС $R_k \subseteq \mathbf{S}$ в конечное ИС $R_i = S_i$ ($i : S \in R_k$) формально можно описать в виде композиции (произведения) отображений (3), реализуемых проверками $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}_i$.

Проверка признака $\pi_j \in \Pi$ в ИС R_k допустима тогда, когда данный признак имеет различные модельные исходы хотя бы в двух ТС $S_i, S_f \in R_k$, а поэтому множество $\hat{\Pi}_k$ допустимых проверок в ИС R_k определяется по формуле

$$\Pi_k = \{\pi_j \in \Pi \mid \exists (S_i, S_f \in R_k) : (s_{ij} \neq s_{fj})\}. \quad (4)$$

Пример построения ГПА с использованием интеллектуальной системы «ЭйдосХ++»

Пусть в виде таблицы 1 заданы множества $S = \{S_i \mid i = \overline{1, 6}\}$ технических состояний, в одном из которых может находиться объект и множество $\Pi = \{\pi_j \mid j = \overline{1, 5}\}$ ДП, на котором все ТС попарно различимы.

В соответствии с условием (2) по таблице 1 найдем множество Ω всех возможных для заданных исходных данных ИС $R_k \subseteq S$ в виде комбинаций из двух, трех и более ТС S_i (вплоть до начального ИС $R_k = S$), а в соответствии с условием (4) определим множества $\hat{\Pi}_k$ допустимых проверок для каждого из этих состояний.

Таблица 1
Таблица состояний объекта анализа

Технические состояния S_i	Диагностические признаки π_j				
	π_1	π_2	π_3	π_4	π_5
S_1	0	0	1	1	0
S_2	1	0	1	1	1
S_3	1	0	0	0	1
S_4	1	1	1	0	1
S_5	1	1	1	1	0
S_6	1	1	1	1	1

Полученные ИС включим в искомое множество Ω . В начальном ИС $R_{23} = \{S_1, \dots, S_6\}$ все признаки π_j являются допустимыми.

На основе таблицы состояний объекта анализа (таблица 1) и множества Ω с помощью Microsoft Excel составим стандартизированную для системы «ЭйдосХ++» обучающую выборку с классификационными и описательными шкалами.

Требования к обучающей выборке описываются в режиме 2.3.2.2 «Требования к файлу исходных данных».

При помощи универсального программного интерфейса импорта данных (режим 2.3.2.2) сгенерируем обучающую выборку в систему «ЭйдосХ++».

В автоматическом режиме 4.2.2.1, 4.3.2.1 произведем кластерный и конструктивный анализ классов (под классами понимаются ТС S_i), а именно расчет матриц сходства кластеров (объединенных однородных модельных признаков S_{ij} , рассматриваемых как самостоятельные единицы) и конструктов (отличающихся кластеров).

По результатам выполненных вычислений формируется матрица информативностей (рис. 1), каждый элемент которой представляет собой количество информации, получаемой при проверке признака π_j в ИС R_k .

На рис. 1 цветом выделены признаки, проверка которых способствует переходу в рассматриваемые состояния (классы). Упорядочим состояния (классы) в матрице информативностей по количеству информации, которую можно получить при проверке признаков, от наибольшей к наименьшей. На основании рис. 1 возможно сформировать все варианты ГПА ТС рассматриваемого объекта.

Выбрав из матрицы информативностей признаки проверка которых дает наибольшую информативность, сформируем в виде ориентированного графа ГПА ТС объекта (рис. 2).

Код признака	Наименование относительных знаний и годовых	1. R11	2. R22	3. R33	4. R44	5. R55	6. R66	7. R77	8
1	ПРИЗНАКИ-n1	0.900	-0.106	-0.760	-0.629	-0.037	-0.283	-0.383	
2	ПРИЗНАКИ-n2	-0.383	0.462	-0.383	-0.252	-0.252	0.094	0.340	
3	ПРИЗНАКИ-n3	-0.760	-0.106	0.900	-0.037	-0.629	-0.283	0.208	
4	ПРИЗНАКИ-n4	-0.936	-0.281	0.001	0.724	-0.804	0.133	0.032	
5	ПРИЗНАКИ-n5	0.001	-0.281	-0.936	-0.804	0.724	0.133	-0.559	
	Среднее	-1.178	-0.312	-1.178	-0.998	-0.998	-0.206	-0.362	
	Среднее	-0.236	-0.062	-0.236	-0.200	-0.200	-0.041	-0.072	
	Среднеквадрат	0.730	0.306	0.730	0.598	0.598	0.221	0.385	

Рис. 1. Матрица информативностей (модель INF1) в битах (фрагмент)

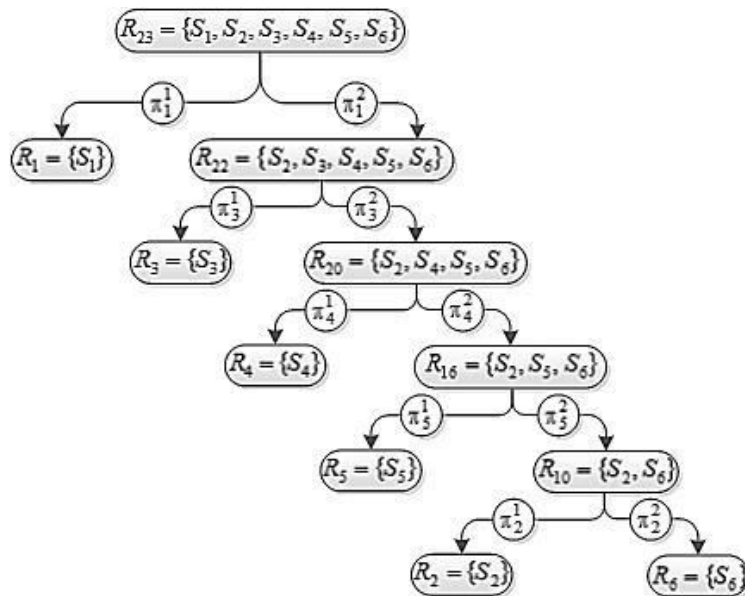


Рис. 2. ГПА ТС

По ГПА (рис.2) возможно составить упорядоченные по очередности их проверки подмножества ДП, позволяющих распознать все заданные ТС объекта анализа (таблица 2).

Например, если целью является определение ТС S_1 , то для этого потребуется выполнить всего одну проверку диагностического признака π_1 , для определения ТС S_4 необходимо

выполнить последовательность проверок $\{\pi_1, \pi_3, \pi_4\}$. Для определения конечного ТС S_6 необходимо последовательно выполнить проверки $\{\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_2\}$ (таблица 2).

Таблица 2
Упорядоченные подмножества ДП для распознавания ТС

Технические состояния S_i	Π_i
S_1	$\Pi_1 = \{\pi_1\}$
S_2	$\Pi_2 = \{\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_2\}$
S_3	$\Pi_3 = \{\pi_1, \pi_3\}$
S_4	$\Pi_4 = \{\pi_1, \pi_3, \pi_4\}$
S_5	$\Pi_5 = \{\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5\}$
S_6	$\Pi_6 = \{\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_2\}$

Заключение. Использование СК-анализа и его программного инструментария – универсальной когнитивной аналитической системы «Эйдос-X++» позволяет распознать все заданные технические состояния объекта, используя при этом наиболее эффективные ДП. Это способствует сокращению объема обрабатываемой информации об объекте, упрощению и удешевлению процедуры распознавания ТС.

Таким образом, АСК-анализ и система «Эйдос-X++» представляют собой современную технологию решения задач идентификации состояний технических объектов.

Библиографический список

1. *Дмитриев А. К.* Принципы алгебраического агрегирования в задачах диагностирования // Изв. вузов. Приборостроение. 1997. Т. 40, №8. С. 5 – 13.
2. *Мышко В. В., Кравцов А. Н., Копкин Е. В., Чукуров В. А.* Теоретические основы и методы оптимизации анализа технического состояния сложных систем: монография. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2013.
3. *Харкевич А. А.* О ценности информации // Проблемы кибернетики. 1960. Вып. 4. С. 53 – 72.
4. *Дмитриев А. К., Копкин Е. В.* Построение информационно-поисковой системы по критерию максимума полезности получаемой информации // Изв. вузов. Приборостроение. 2003. №6. С. 46 – 51.
5. *Копкин Е. В., Бородько Д. Н., Пастухова К. Е.* Алгоритм построения квазиоптимальной гибкой программы анализа технического состояния объекта // Информационно-управляющие системы. 2017. №1(86). С.31 – 39.
6. *Луценко Е. В.* Автоматизированный системно-когнитивный анализ в управлении активными объектами (системная теория информации и ее применение в исследовании экономических, социально-психологических, технологических и организационно-технических систем): Монография. Краснодар: КубГАУ. 2002.
7. *Луценко Е. В.* Универсальная когнитивная аналитическая система «Эйдос». Монография. Краснодар, КубГАУ. 2014.
8. *Дмитриев А. К., Юсупов Р. М.* Идентификация и техническая диагностика. М.: 1987.

**РАЗРАБОТКА ОБЛИКА СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ОБУЧЕНИЯ
С ЭЛЕМЕНТАМИ ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ
ЗАДАЧ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА**

К. Э. Любушкин, И. Л. Петрова, Д. Д. Сидорович

*Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова
АО «НИИ Командных приборов»*

При решении задач динамики полета при подготовке и переподготовке высококвалифицированных кадров в настоящее время возникает проблема обеспечения наглядности в предметной области, т.е. перед преподавателем встает задача на практике показать обучающимся особенности движения летательных аппаратов в воздушной, водной средах, в космическом пространстве, в том числе, при действии возмущений и помех.

По сравнению с другими странами, образование в России всегда отличалось фундаментальной теоретической подготовкой студентов. Но для того, чтобы студент смог успешно адаптироваться в своем потенциальном трудовом коллективе и на высоком уровне решать технические задачи, ему необходимо уже в процессе обучения получать практические навыки. Однако существует ряд причин, по которым практическое «наглядное» обучение невозможно:

- недостаточное количество или отсутствие материальной базы у учебного заведения;
- высокая стоимость оборудования, необходимого для практических занятий;
- невозможность проведения практических занятий по ряду причин, таких как:
 - биологическая или химическая опасность;
 - опасность взрыва;
 - высокая вероятность получения травм и т.д.

Одним из выходов из такой ситуации является использование виртуальных тренажеров.

Преимуществом виртуальных тренажеров является автоматизированная проверка действий учащегося, при отсутствии угрозы их жизни и здоровью. Современный уровень развития техники и технологий позволяет конструировать тренажеры для любых нужд, например, таких, как управление самолетом, прогулка по поверхности Марса, обезвреживание бомбы, подрыв ракеты, попавшей в цель - все это и многое другое может обеспечить виртуальный тренажер или же, в частном случае, виртуальная реальность.

Виртуальная реальность это созданный техническими средствами мир, передаваемый человеку через его ощущения: зрение, слух, обоняние, осязание и др. Объекты виртуальной реальности ведут себя близко к поведению аналогичных объектов материальной реальности. Пользователь может воздействовать на эти объекты в согласии с реальными законами физики (гравитация, свойства воды, столкновение с предметами, отражение и т.п.). Однако, часто в развлекательных целях пользователям виртуальных миров позволяет больше, чем возможно в реальной жизни (например, летать, создавать любые предметы и т. п.).

Технология виртуальной реальности позволяет проводить практические занятия без участия преподавателя, т.к. эта технология способствует автоматизированию процесса. Такой подход обучения называется дистанционным обучением.

Дистанционное обучение – это такой способ обучения на расстоянии, при котором преподаватель и учащийся находятся в разных точках пространства, на расстоянии друг от друга. При таком виде обучения у людей, которые обременены семейными и деловыми заботами, не имеют возможности посещать традиционные занятия, появляется шанс получить необходимые знания. Дистанционное обучение отвечает требованиям современной жизни, т.к. сокращает транспортные расходы для студента, а также расходы на организацию всей системы очного обучения. Отсюда возникает интерес к дистанционному обучению, к его самым различным формам, необходимым человеку для получения образования.

Характерными чертами дистанционного образования являются:

- гибкость: обучаемые в системе дистанционного образования работают в удобном месте и в удобном темпе, в удобное для себя время, где каждый может учиться столько, сколько ему лично необходимо для освоения предмета и прохождения необходимых экзаменов по выбранным курсам;
- модульность: каждый курс создает целостное представление об определенной предметной области, что позволяет формировать учебную программу по индивидуальным и групповым потребностям; преподаватель в дистанционном обучении - это координатор познавательной деятельности обучающегося и менеджер его учебного процесса;
- специализированный контроль качества обучения: используются дистанционно организованные экзамены, собеседования, практические, курсовые и проектные работы, компьютерные интеллектуальные тестирующие системы.

В рамках данной работы разрабатывается тренажер с технологией виртуальной реальности для проведения практических занятий по дисциплинам: «Динамика полета летательных и космических аппаратов», «Системы наведения летательных и космических аппаратов», а также рассматривается возможность применения тренажера в системе дистанционного обучения.

При освоении учебных дисциплин, связанных с динамикой движения летательных аппаратов, студенты изучают принципы работы систем стабилизации, действия автопилотов, изучают траектории наведения, работу координаторов цели, отслеживают влияние на траектории движения и наведения телеуправляемых и самонаводящихся летательных аппаратов таких параметров, как: ветер, турбулентность атмосферы и др. Все эти факторы изучаются только в теории методами математического моделирования, с отображением результатов в таблицах и на графиках, потому, что у ВУЗов нет возможностей приобретения необходимых экземпляров летательных аппаратов (ЛА) для проведения экспериментальных исследований.

Для проведения такого рода практических занятий предлагается использовать технологию виртуальной реальности. Для этого необходимо разработать виртуальный мир, в котором можно будет наблюдать траектории полета ЛА «воочию», где учащийся будет иметь возможность сам запрограммировать и наглядно проследить полет ракеты, так, как будто бы он находился бы на борту ЛА.

Технология виртуальной реальности в настоящее время имеет большую область применения:

1. Программа *Titans of Space* (рис. 1) [1, 18].



Рис.1. Вид приложения «*Titans of Space*»

Данная программа позволяет рассматривать планеты солнечной системы, вращать их вокруг своей оси, рассматривая планеты со всех сторон и получать подробную информацию о них.

2. Приложение *The Apollo 11 VR Experience* (рисунок 2) [1, 18]. Приложение позволяет прожить важные моменты истории, не просто читая учебники, а непосредственно погрузиться в атмосферу прошлого.

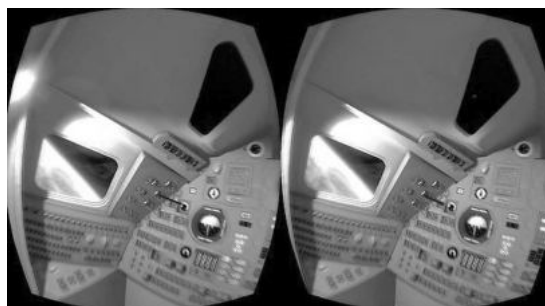


Рис. 2. Вид приложения «The Apollo 11 VR Experience»

Создатели приложения адаптировали архивные аудио- и видеоматериалы НАСА и попытались воссоздать события высадки на Луну Нила Армстронга. В нем каждый пользователь может почувствовать себя на месте знаменитого космонавта.

3. Приложение для обучения военнослужащих (рисунок 3).

Для военных разработаны специальные виртуальные миры, которые имитируют реальные боевые действия. В таких симуляторах оттачиваются навыки ведения боя, без риска для жизни военнослужащих.



Рис. 3. Использование VR для военных

4. Приложение *Colosseum VR* позволяет пользователю переместиться в древний Рим и побывать на месте гладиатора.

5. Приложение *Mezo VR* позволяет побывать на реальных раскопках, на местах обитания народов мая, проследить этапы их развития.

6. Приложения различных онлайн туров по мировым музеям, а также заводам, университетам.

7. Приложения для обучения врачей, позволяют без вреда жизни пациента дать должную подготовку врачам.

Алгоритм разработки виртуального мира состоит из следующих этапов:

1. Постановка задачи. На этой стадии определяется функционал разрабатываемого приложения, возможности пользователя, принципы взаимодействия пользователя с виртуальным миром и т.д.

2. Эскизный проект. Здесь происходит разработка эскизного проекта программы, а именно разрабатывается внешний вид приложения: меню, обучающие блоки и др. Так же разрабатываются модели техники и окружающей среды.

3. Программирование. Для разработанных на предыдущем этапе образцов техники и окружающего мира, программируется модель взаимодействия пользователя с ними, а именно:

перемещение пользователя по сцене, синхронизация движения шлема виртуальной реальности с «виртуальной головой» пользователя и др.

На основе существующей учебной дисциплины «Системы наведения летательных и космических аппаратов», было необходимо разработать приложение, в основе которого лежит технология виртуальной реальности. Разрабатываемое приложение имеет в своем составе несколько режимов обучения, а именно:

1. Режим обзора. Пользователю предлагается ознакомиться с существующими образцами ракетной техники. Данный режим был выполнен в виде аудитории, в которой после выбора летательного аппарата (ЛА) (располагается в центре сцены), появляется пользователь. Он имеет возможность свободно перемещаться по аудитории, при выборе одной из частей ракеты отображается ее название и справочная информация.

В качестве примера для построения модели ракеты была выбрана неуправляемая зенитная ракета «Тайфун-Ф» [7, 9] (рис. 4), разработка 3D модели велась в системе автоматического проектирования NX: Siemens PLM [12].

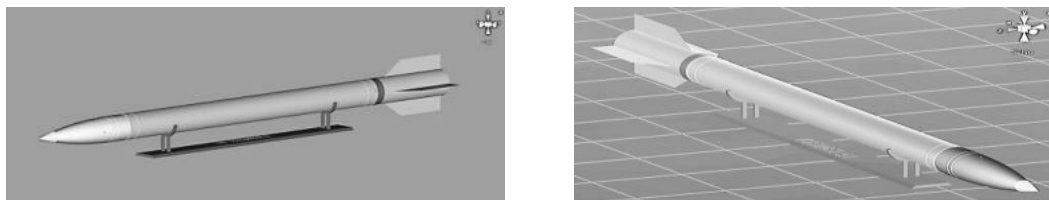


Рис. 4. Зенитная неуправляемая ракета «Тайфун-Ф»

Модель ракеты разрабатывалась из двух половин (рис. 5), для обеспечения доступа пользователя к ее частям, скрытым под корпусом.

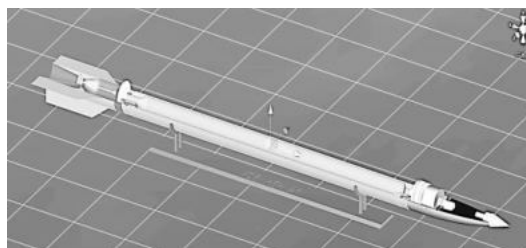


Рис. 5. Нижняя половина ракеты

Далее, была создана комната – учебный класс, где располагается ракета. Для проектирования комнаты использовалась открытое программное обеспечение для создания трехмерной компьютерной графики *Blender* [13]. Комната выполнена в классической прямоугольной форме с окнами, дверью и светильниками для большей реалистичности (рис. 6). На одной из стен класса размещены чертежи ракеты. На противоположной стене располагается информационный экран, на котором отображается информация о ракете и ее частях (рис. 7).

Изучаемая ракета располагается в центре комнаты (рис. 8).

Компоновка сцены, а также «наделение» исследуемых объектов физическими свойствами: указание массы, величины земного притяжения, жестокости конструкций, и др., производится в игровом движке *Unity* [8], в нем же производится программирование сценариев отклика окружающей среды на действия пользователя.

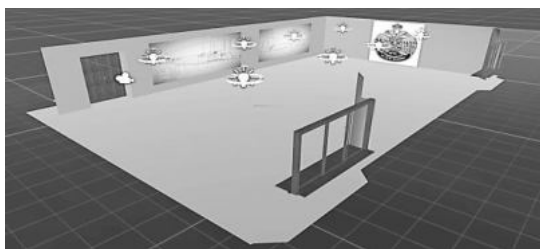


Рис. 6. Вид комнаты со стороны окон



Рис. 7. Вид комнаты со стороны входа

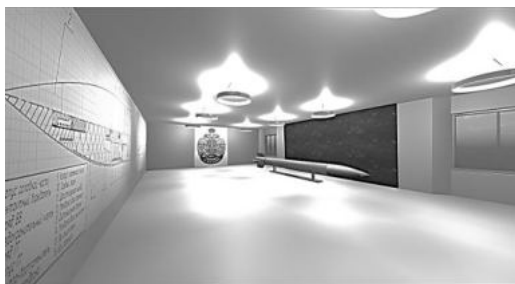


Рис. 8. Расположение ракеты в классе

2. Режим полета. Пользователю предлагается выбрать метод наведения, параметры системы управления, тип головки самонаведения ракеты и т.д. Пользователь имеет возможность «загрузить» программу наведения ЛА, разработанную им в качестве индивидуального задания при выполнении лабораторной работы. После ввода всех необходимых параметров и по нажатию кнопки «Продолжить», пользователь появляется на открытой местности – на испытательном полигоне. Здесь расположена, например, пусковая установка с выбранной ранее ракетой. По нажатию клавиши «С» происходит старт ракеты, она начинает движение по заданной траектории в сторону предполагаемого противника. Пользователь имеет возможность переключаться между несколькими видами (ему доступны: «вид с Земли», «вид из ракеты», «вид из самолета противника»). После окончания работы программы, независимо от успешности выполнения целевого задания, происходит подрыв ракеты.

В качестве примера, используя САПР *NX: Siemens PLM* [12], была разработана 3D модель ракетной установки С-300 [7, 9] (рисунок 9). Текстуры для этой модели прорабатывались в программном обеспечении для создания графики *Blender*.

Размещение техники на сцене, прорисовка окружающего мира, наложение различных фильтров для улучшения визуализации (рис. 10) было реализовано посредством игрового движка *Unity* [8].

3. Тестирование. В данном режиме пользователь имеет возможность пройти тестирование на знание лекционного и практического материала. После прохождения тестирования, выставляется оценка.

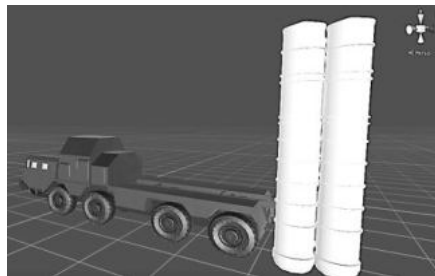
Этот блок разрабатывался средствами встроенных *GUI* элементов игрового движка *Unity*. В данном режиме пользователь лишен возможности перемещения в пространстве, он может только вращать головой на 360° . Вокруг него располагаются элементы управления такие как: кнопки с номерами вопросов от 1 до 10, нажимая на которые можно переходить к следующему вопросу или возвращаться к предыдущему, так же присутствует экран с текстом вопроса и кнопки с вариантами ответов (рис. 11).

Использование технологии виртуальной реальности при тестировании максимально соответствует знаниям обучающихся. Студенты проходят тестирование в шлеме виртуальной ре-

альности, они изолированы от окружающего мира, что позволяет лучше сосредоточиться на задании, исключить возможность использования дополнительных материалов.

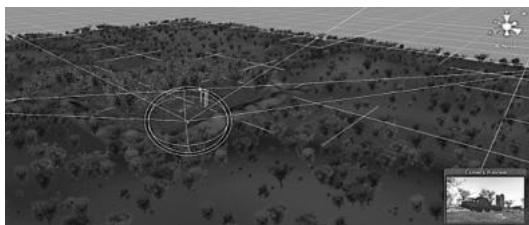


Модель РСЗО С-300 в походном положении



Модель РСЗО С-300 в боевом положении

Рис. 9



Вид сцены сверху.



Вид глазами пользователя.

Рис. 10

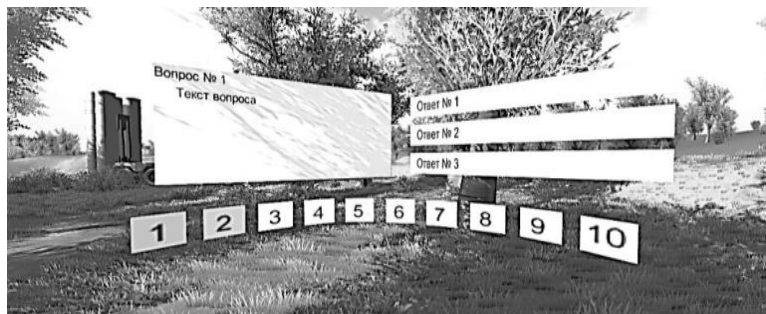


Рис.11. Вид элементов управления режима «Тестирование»

Таким образом, в работе приведено описание и определены границы применимости технологии виртуальной реальности. Для решения практических задач динамики полета, разработан тренажер с технологией виртуальной реальности. Основой для его создания послужили исследования Эдварда Дейла в области эффективности образования [1, 2, 5, 6, 16]. Из исследований Дейла следует, что одним из эффективных методов обучения является имитация реального действия, чем и является разработанный тренажер.

Разработанный тренажер позволяет студентам наглядно увидеть движение ракеты по заранее запрограммированной траектории полета. Приложение решает проблемы нехватки материальной базы в ВУЗе, экономит средства на покупку образцов техники, позволяет студентам находиться в непосредственной близости к пусковой установке, а также проследить полет ракеты, что невозможно выполнить в реальных условиях.

Современные технологии позволяют не только разработать разноплановые тренажеры, но и обеспечить к ним удаленный доступ по сети интернет, а также проводить полноценное удаленное обучение студентов.

У разработанного тренажера есть несколько путей развития: усовершенствование графики, разработка более реалистичных моделей движения ракеты, добавление случайных факторов, действующих на ЛА, добавление маневров уклонения противника.

Разработанный тренажер является основой для дальнейших разработок подобных узкоспециализированных приложений.

Библиографический список

1. Лем С. Сумма технологии. М.: Мир, 1968.
2. Гибсон У. Нейромант. М.: АСТ; СПб: Terra Fantastica, 1997.
3. Дацюк С. Парадоксальные интенции свободы в Интернет. 1997.
4. Лем С. Кіберіада. К.: Дніпро, 1990.
5. Лукьяненко С. Императоры Иллюзий. М.: Локид, 1996.
6. Лукьяненко С. Лабиринт отражений. М.: АСТ; СПб: Terra fantastica, 1997.
7. Кузнецов К. Реактивное оружие Второй Мировой. М.: Эксмо, 2010.
8. Goldstone W. Unity Game Development Essentials // Unity Game Development Essentials, 2009.
9. Василин Н. Я., Гуринович А. Л. Зенитные ракетные комплексы. Мн.: ООО «Попурри», 2002.
10. [Электронный ресурс]. https://mel.fm/tekhnologii/1362897-virtual_reality
11. [Электронный ресурс]. ООО «Техническая документация» разработка технической документации <http://tdocs.su/11928>
12. [Электронный ресурс]. Siemens NX. Новые технологии проектирования в эпоху нового поколения инноваций <https://www.plm.automation.siemens.com/ru/products/nx/>
13. [Электронный ресурс]. Blender <https://www.blender.org>
14. [Электронный ресурс]. SolidWorks <http://www.solidworks.ru>
15. [Электронный ресурс]. MATLAB for Deep Learning. <https://www.mathworks.com>
16. [Электронный ресурс]. Строительство виртуальной образовательной сети. https://ifets.ieee.org/russian/depository/v8_i4/html/1.html
17. [Электронный ресурс] Microsoft Visual Studio. <https://www.microsoft.com/ru-ru/SoftMicrosoft/vs2017>
18. [Электронный ресурс]. <https://www.oculus.com/experiences/rift/>

УДК: 81-13

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ КАК ВАЖНЕЙШАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ПОДГОТОВКИ ПЕРЕВОДЧИКОВ

А. С. Муштакова, К. Э. Шноль, Ю. Г. Торгашева, С. Р. Валишина

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

Любому молодому специалисту требуется не только высокий уровень профессионализма и общекультурной грамотности, но и так называемая «информационная культура личности», что означает способность к удовлетворению потребности информации с помощью традиционных и инновационных средств. Информационно-коммуникационные технологии (ИКТ) в

современном мире получили широкое распространение. Они включают широкий круг методов, объединенных общим инструментом – компьютером. *«Приобщение к будущей профессии сопряжено с практическим использованием знаний, что на сегодняшний день немыслимо без внедрения информационных технологий в учебный процесс. За последние годы процесс перевода в корне изменился, качество работы переводчика определяется не только лингвистической, но и компьютерной грамотностью специалиста»* [7, с. 174] .

При этом профессия переводчика, возможно, в силу того, что это специальность гуманитарная, реже ассоциируется с профессией, требующей знаний в области информационных технологий и специальных программ. Поэтому в массовом сознании работа переводчика практически не изменилась с 4 в. н. э., когда Святой Иероним выполнил перевод Ветхого завета на латынь. За пределами профессиональной среды перевода бытует представление о том, что переводчику для работы нужны только сам исходный текст, чистый лист и перо, которым ныне на смену пришли текстовые редакторы. Однако сейчас переводчику, не меньше, чем многим другим специальностям, необходимо умение пользоваться средствами ИКТ, что не сводится к работе с текстовыми редакторами, хотя эти составляющие и являются важными и студенты должны формировать навыки грамотного владения данными инструментами.

На смену перу и чернилам не просто пришел компьютер. К настоящему моменту технический прогресс вышел далеко за рамки текстовых редакторов: появились такие распространенные в среде перевода инструменты, как программы автоматизированного перевода, или САТ-системы (Computer-assisted translation). САТ-системы представляют собой прежде всего программы управления памятью переводов, состоящие из базы данных сегментов текста на исходном языке и их переводов на один или более целевых языков.

На сегодняшний момент, из-за роста объемов переводимых текстов в области письменного перевода, существовавшая в течение многих лет модель работы переводчика может быть продуктивна только для определенных типов перевода, например, для переводов художественных текстов. Однако перевод такого рода текстов составляет лишь малую часть от общего объема переводов. Большую часть составляют технические тексты, в которых важно из года в год соблюдать единообразие терминологии и стиля. Именно этого, прежде всего, помогают добиться САТ-системы. Кроме того, они позволяют группировать отдельные тексты в проекты, т.е. усовершенствовать менеджмент процесса перевода. Немаловажным преимуществом является и то, что благодаря системам автоматизированного перевода над одним проектом и даже над одним текстом может работать несколько переводчиков без потери качества. При этом будет соблюдаться единообразие, а большее количество исполнителей и возможность автоматической подстановки повторяющихся сегментов позволит ускорить процесс перевода.

Обилие разного рода систем, упрощающих работу с информацией в сфере перевода, заставляет усомниться в дальнейшей необходимости самого переводчика. Однако едва ли машина сможет в этой области заменить человека. Согласно данным, рынок переводов постоянно растет, а, значит, будет расти спрос на профессиональных переводчиков и программные средства, оптимизирующие их работу [3, с. 30]. Также надо учитывать, что обучающиеся на направлении «Перевод и переводоведение» – это не только будущие переводчики, это и будущие менеджеры проектов, лексикографы и даже, возможно, верстальщики. Именно выпускники, готовые по своим умениям занять любую из этих должностей, будут востребованы на рынке.

Современные профессиональные переводчики в большинстве своем не мыслят работы без специальных программных средств. И потенциальный работодатель - переводческая компания – ищет кандидата, владеющего всеми современными инструментами перевода. [1, с. 91]

Во многих компаниях и бюро переводов технологии автоматизации перевода официально внедрены уже не один год. Они имеют дело, в основном, не с художественной литературой и публицистикой, а с инструкциями, руководствами, описаниями, контрактами, бухгалтерскими документами, отчетами, техническим описанием различных модификаций оборудования, т.е. с теми материалами, где нередко имеются повторяющиеся или схожие фрагменты текста.

Тем не менее, в России подобные системы пока не получили должного признания. С другой стороны, одним из критериев выбора исполнителя работ является умение работать с системами автоматизированного перевода. [1, с. 91]

Таким образом, на рынке перевода будут востребованы только те специалисты, которые в должной мере владеют:

- Системами памяти переводов.
- Системами лингвистического анализа текста (например, проверка грамматики, синонимизации, ассоциативности текста).
- Системами полнотекстового поиска в интернет: язык поисковых запросов.
- Системами машинного перевода.

Важно отметить разницу между машинным и автоматизированным переводом. *«Если автоматизированный перевод (Computer Assisted Translation, CAT) – это программное обеспечение, используемое человеком-переводчиком в процессе перевода для повышения производительности труда, то машинный перевод (Machine Translation, MT) – это такая компьютерная технология, когда перевод с одного языка на другой выполняется компьютерной программой без участия человека»* [4, с. 544].

Работа с машинным переводом на занятиях в рамках программы подготовки будущих переводчиков также играет немаловажную роль. *«При этом следует обратить их внимание на то, что им предстоит умело и грамотно исправлять и заранее предвидеть ошибки, допускаемые машиной. Сравнительно-сопоставительный анализ исходного и переведенного текстов, применяемый на занятиях, помогает им избежать типичных ошибок и правильно перевести текст. Регулярное постредактирование текстов вынуждает порой студентов отказаться от электронных переводчиков (вследствие большого количества затраченного на редактирование времени), а использовать электронные словари, такие как Мультитран или ABBYY Lingvo, которые насчитывают от 12-ти электронных словарей, но в которых нет функции полнотекстового перевода»* [2, с. 109]. Тем не менее, обучение машинному переводу трудно осуществимо из-за возникающих внутривузских технических сложностей.

На нашей кафедре «Теоретической и прикладной лингвистики» мы активно внедряем в работу различные системы автоматизированного перевода, хотя сам курс по информатике, к сожалению, пока не охватывает все инструменты и программное обеспечение, требующееся в работе переводчика. В основном, сейчас в рамках программы «Перевод и переводоведение» активно применяются облачные ресурсы. Их главное преимущество заключается в их доступности. Но особенность облачных систем состоит в том, что они требуют доступа к интернету в аудитории, что пока не везде возможно на территории вуза.

В наш век информационных технологий перевод без доступа к интернету и без использования переводческих инструментов перестал существовать за пределами сферы художественного перевода. Показательны здесь, в частности, изменения в правила проведения экзамена в ООН, самой консервативной структуре: с недавних пор даже в этой организации на экзамене переводчикам разрешается пользоваться интернет-ресурсами.

Сотрудничество ВУЗов и переводческих компаний может стать одной из основных парадигм подготовки квалифицированных специалистов в области перевода. Это направление работы кафедры «Теоретической и прикладной лингвистики» на сегодняшний день воплотилось в договоре с компанией «Star SPB». Данное сотрудничество позволит студентам не только освоить навыки работы в программе перевода «Transit», но и заручиться поддержкой и рекомендациями специалистов.

Подготовка кадров на кафедре «Теоретической и прикладной лингвистики» охватывает не только сферу письменного перевода. Владение техниками устного перевода, как последовательного, так и синхронного, также находится в центре внимания при подготовке будущих выпускников. И на первый взгляд для устного перевода информационные технологии не нужны. Ручка, блокнот – вот все технологии. Однако для подготовки даже к последовательному переводу устному переводчику необходимы навыки работы с системами полнотексто-

вого поиска, иногда с системами машинного перевода, необходимо умение работать с терминологическими базами. Только информационная грамотность позволит будущему переводчику грамотно прорабатывать свою рабочую тематику и связанную с ней терминологию.

Место работы переводчика, выполняющего синхронный перевод, оснащено огромным количеством оборудования. И для подготовки квалифицированного специалиста необходимо не просто ознакомление его с устройством аппаратуры, но и отработка навыка работы настолько совершенного, что он позволит в любой ситуации справиться с трудностями, которые нередко возникают на уровне технического оснащения. Неоспорим тот факт, что для обучения грамотного специалиста-переводчика необходимо использовать такую аппаратуру на всех занятиях, только так можно закрепить умение работы с аппаратурой и научить этикету поведения у микрофона.

Библиографический список

1. *Зверева Н. С.* Актуальность использования автоматизированных систем перевода // Вестник РУДН, серия Вопросы образования: языки и специальность. 2008. № 2. С. 89 – 92.
2. *Кочеткова Н. С., Ревина Е. В.* Особенности машинного перевода // Филологические науки. Вопросы теории и практики. 2017. № 6(72). С. 106 – 109.
3. *Митрофанова Т. А.* Использование новейших информационно-коммуникативных технологий в техническом переводе: от САТ-систем к облачным технологиям // Современное языковое образование: инновации, проблемы и решения. 2014. С. 30 – 42.
4. *Морозкина Е. А., Шакирова Н. Р.* Использование информационных технологий для оптимизации процесса перевода // Вестник Башкирского университета. 2012. Т. 17. №1(1). С. 544 – 546.
5. *Одинокая М. А., Пятницкий А. Н.* Использование информационных технологий для оптимизации процесса перевода // Интерактивная наука. 2017. №12. С. 100 – 102.

УДК 539.3+539.4+519.654

ПАРАБОЛИЧЕСКИЙ, ЛОГАРИФМИЧЕСКИЙ И ЭКСПОНЕНЦИАЛЬНЫЙ АППРОКСИМАЦИОННО-ОЦЕНОЧНЫЕ КРИТЕРИИ

А. В. Орехов

Санкт-Петербургский государственный университет

Обычно результаты экспериментов являются таблично заданными функциями, аналитический вид которых в большинстве случаев неизвестен. В этой связи практический интерес представляет получение статистических критериев, позволяющих определить момент, когда характер монотонного возрастания таблично заданной величины переходит от линейного к нелинейному типу. Особенно важны такие критерии при изучении вопросов надежности и разрушения.

Пока деформации и нагрузки связаны линейно, расчеты прочности, жесткости и устойчивости в механике деформируемого твердого тела основаны на парадигме обобщенного закона Гука. При превышении предела пропорциональности связь между напряжениями и деформациями перестает быть линейной и закон Гука становится неприменимым.

Например, в начале пластической деформации для SD-материалов (рис. 1) [1, 2], при возрастании нагрузки для некоторых видов титановых сплавов (рис. 2) [3], при продольно-поперечном изгибе балок, когда продольная сила приближается к своему критическому значению и прогибы начинают интенсивно расти [4], при циклическом разрушении за счет роста трещин [5, 6], при растрескивании и разрушении конструкций из упругопластических матери-

алов за счет нелинейного роста пластической зоны (рис. 3) [7] или нелинейного увеличения раскрытия в вершине трещины (рис. 4) [7] и т. п.

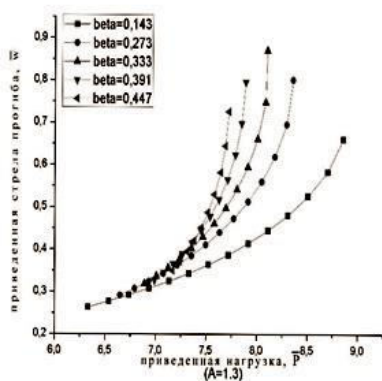


Рис. 1

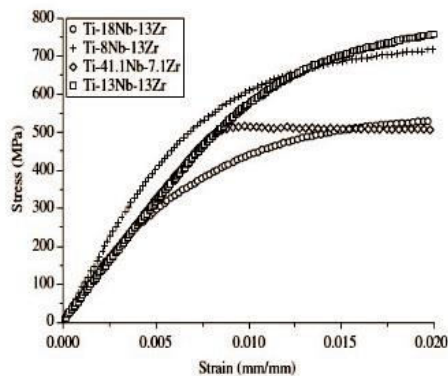


Рис. 2

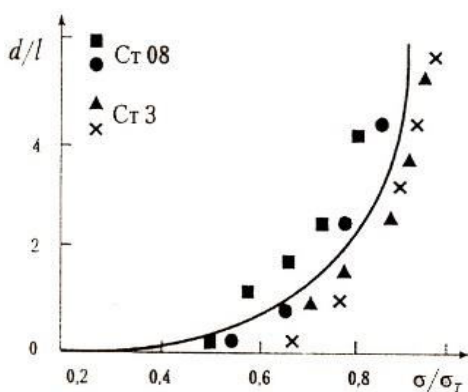


Рис. 3

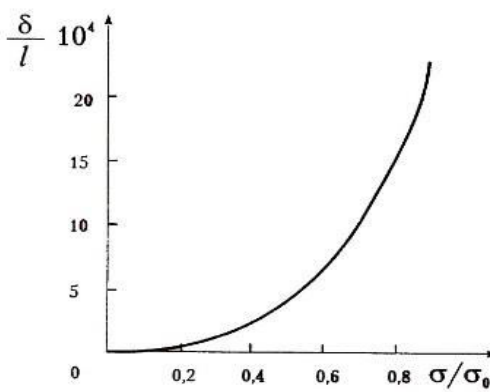


Рис. 4

Переход от линейной зависимости к нелинейной не зависит от масштаба, поэтому за счет преобразования подобия период дискретности для любых табличных данных можно положить равным единице и рассматривать их как числовую последовательность.

Выведем аппроксимационно-оценочные критерии, предназначенные для определения точки, в которой характер возрастания монотонной последовательности y_n числовых параметров твердого тела, характеризующих его напряженно-деформируемое состояние (НДС), изменяется с линейного на нелинейный.

Будем строить эти критерии в виде статистик, основанных на сравнении квадратичных погрешностей аппроксимации числовой последовательности y_n в четырех классах функций: линейных — $f(x) = ax + b$, неполных многочленов второй степени (без линейного члена) — $f(x) = cx^2 + d$, логарифмических — $f(x) = g \ln(x + 1) + h$ и экспоненциальных — $f(x) = re^x + q$.

Под квадратичной погрешностью аппроксимации числовой последовательности y_n функцией $f(x)$ в узлах y_0, y_1, \dots, y_{k-1} будем понимать сумму квадратов разностей y_n и $f(x)$ при соответствующих значениях натурального аргумента.

$$\delta_f^2 = \sum_{i=0}^{k-1} (f(i) - y_i)^2.$$

Вещественная функция $f(x)$ из некоторого класса X приближает числовую последовательность y_n по методу наименьших квадратов, если для соответствующей квадратичной формы δ_f^2 справедливо:

$$\delta_f^2 = \min_{f \in X} \sum_{i=0}^{k-1} (f(i) - y_i)^2.$$

Такой минимум всегда найдется, так как δ_f^2 — положительно определенная квадратичная форма.

Квадратичные погрешности для линейной, неполной параболической, логарифмической и экспоненциальной аппроксимаций по узлам y_0, y_1, \dots, y_{k-1} соответственно равны:

$$\begin{aligned} \delta_l^2(k_0) &= \sum_{i=0}^{k-1} (a \cdot i + b - y_i)^2; \\ \delta_q^2(k_0) &= \sum_{i=0}^{k-1} (c \cdot i^2 + d - y_i)^2; \\ \delta_n^2(k_0) &= \sum_{i=0}^{k-1} (g \cdot \ln(i+1) + h - y_i)^2; \\ \delta_e^2(k_0) &= \sum_{i=0}^{k-1} (pe^i + q - y_i)^2. \end{aligned}$$

Введем обозначение:

$$m = \min(\delta_l^2(k_0), \delta_q^2(k_0), \delta_n^2(k_0), \delta_e^2(k_0)).$$

Будем полагать по определению, что возрастание числовой последовательности y_n по узлам y_0, y_1, \dots, y_{k-1} имеет линейный характер, если $m = \delta_l^2(k_0)$. Соответственно возрастание y_n имеет параболический характер, если $m = \delta_q^2(k_0)$, логарифмический, если $m = \delta_n^2(k_0)$, экспоненциальный, если $m = \delta_e^2(k_0)$.

При построении квадратичных форм аппроксимационно-оценочных критериев, кроме преобразования подобия, можно использовать еще два приема. Во-первых, переход от линейной зависимости к нелинейной можно отследить аппроксимируя y_n не по всем значениям аргумента n , а, например, только по 3-м или 4-м точкам. Во-вторых, значения y_n можно рассматривать в точках $\{0,1,2\}$ или $\{0,1,2,3\}$ полагая, что $y_0 = 0$. Выполнения этого условия легко добиться на любом шаге аппроксимации при помощи линейного преобразования:

$$y_0 = y_j - y_j; \quad y_1 = y_{j+1} - y_j; \quad y_2 = y_{j+2} - y_j; \quad y_3 = y_{j+3} - y_j.$$

Вычислим коэффициенты функций для линейной, параболической, логарифмической и экспоненциальной аппроксимации последовательности y_n по узлам y_0, y_1, \dots, y_{k-1} .

Сначала, используя метод наименьших квадратов, вычислим коэффициенты a, b линейной функции $f(x) = ax + b$ аппроксимирующей узлы y_0, y_1, \dots, y_{k-1} . Для этого найдем локальный минимум функции двух переменных

$$f_l(a, b) = \sum_{i=0}^{k-1} (a \cdot i + b - y_i)^2.$$

Вычислим частные производные функции $f_l(a, b)$.

$$\begin{cases} \frac{\partial f_l}{\partial a} = 2a \sum_{i=0}^{k-1} i^2 + 2b \sum_{i=0}^{k-1} i - 2 \sum_{i=0}^{k-1} i \cdot y_i \\ \frac{\partial f_l}{\partial b} = 2a \sum_{i=0}^{k-1} i + 2b \sum_{i=0}^{k-1} 1 - 2 \sum_{i=0}^{k-1} y_i. \end{cases}$$

Приравняв их к нулю получим систему линейных уравнений относительно неизвестных a и b .

$$\begin{cases} \frac{k(k-1)(2k-1)}{6} \cdot a + \frac{k(k-1)}{2} \cdot b = y_1 + 2y_2 + \dots + (k-1)y_{k-1} \\ \frac{k(k-1)}{2} \cdot a + k \cdot b = y_1 + y_2 + \dots + y_{k-1}. \end{cases}$$

Откуда

$$a = \frac{6}{k(k^2-1)} \sum_{i=1}^{k-1} (2i+1-k)y_i; \quad b = \frac{2}{k(k+1)} \sum_{i=1}^{k-1} (2k-1-3i)y_i.$$

Вычислим коэффициенты c, d неполной квадратичной функции $cx^2 + d$ как координаты локального минимума функции

$$f_q(c, d) = \sum_{i=0}^{k-1} (c \cdot i^2 + d - y_i)^2.$$

Применив метод наименьших квадратов получим:

$$\begin{cases} \frac{\partial f_q}{\partial c} = 2c \sum_{i=0}^{k-1} i^4 + 2d \sum_{i=0}^{k-1} i^2 - 2 \sum_{i=0}^{k-1} i^2 \cdot y_i \\ \frac{\partial f_q}{\partial d} = 2c \sum_{i=0}^{k-1} i^2 + 2d \sum_{i=0}^{k-1} 1 - 2 \sum_{i=0}^{k-1} y_i. \end{cases}$$

$$\begin{cases} \frac{k(k-1)(2k-1)(3k^2-3k-1)}{30} \cdot c + \frac{k(k-1)(2k-1)}{6} \cdot d = y_1 + 4y_2 + \dots + (k-1)^2 y_{k-1} \\ \frac{k(k-1)(2k-1)}{6} \cdot c + k \cdot d = y_1 + y_2 + \dots + y_{k-1}. \end{cases}$$

Тогда

$$c = \frac{30}{k(k-1)(2k-1)(8k^2-3k-11)} \sum_{i=1}^{k-1} (6i^2 - (k-1)(2k-1))y_i;$$

$$d = \frac{6}{k(8k^2-3k-11)} \sum_{i=1}^{k-1} (3k(k-1) - 1 - 5i^2)y_i.$$

Для вычисления коэффициентов аппроксимирующей функции $g \ln(x+1) + h$ найдем локальный минимум функции

$$f_n(g, h) = \sum_{i=0}^{k-1} (g \ln(i+1) + h - y_i)^2.$$

Вычислим частные производные функции $f_n(g, h)$.

$$\begin{cases} \frac{\partial f_n}{\partial g} = 2 \sum_{i=0}^{k-1} \ln(i+1)(g \ln(i+1) + h - y_i) \\ \frac{\partial f_n}{\partial h} = 2 \sum_{i=0}^{k-1} (g \ln(i+1) + h - y_i). \end{cases}$$

Приравняв их к нулю получим систему уравнений относительно g и h

$$\left\{ \begin{array}{l} g \cdot \sum_{i=0}^{k-1} \ln^2(i+1) + h \cdot \sum_{i=0}^{k-1} \ln(i+1) = \sum_{i=1}^{k-1} \ln(i+1) y_i \\ g \cdot \sum_{i=0}^{k-1} \ln(i+1) + kh = \sum_{i=1}^{k-1} y_i. \end{array} \right.$$

Следовательно

$$g = \frac{k \cdot \sum_{i=1}^{k-1} \ln(i+1) y_i - \sum_{i=0}^{k-1} \ln(i+1) \cdot \sum_{i=1}^{k-1} y_i}{k \cdot \sum_{i=0}^{k-1} \ln^2(i+1) - (\sum_{i=0}^{k-1} \ln(i+1))^2};$$

$$h = \frac{\sum_{i=1}^{k-1} y_i \cdot \sum_{i=0}^{k-1} \ln^2(i+1) - \sum_{i=0}^{k-1} \ln(i+1) \cdot \sum_{i=1}^{k-1} \ln(i+1) y_i}{k \cdot \sum_{i=0}^{k-1} \ln^2(i+1) - (\sum_{i=0}^{k-1} \ln(i+1))^2}.$$

Для вычисления коэффициентов p и q аппроксимирующей функции $pe^x + q$ найдем локальный минимум функции

$$f_e(p, q) = \sum_{i=0}^{k-1} (pe^i + q - y_i)^2.$$

Вычислим частные производные $f_e(p, q)$ и приравняем их к нулю.

$$\frac{\partial f_e}{\partial p} = 2 \sum_{i=0}^{k-1} e^i (pe^i + q - y_i);$$

$$\frac{\partial f_e}{\partial q} = 2 \sum_{i=0}^{k-1} (pe^i + q - y_i).$$

$$\left\{ \begin{array}{l} p \cdot \sum_{i=0}^{k-1} e^{2i} + q \cdot \sum_{i=0}^{k-1} e^i = \sum_{i=1}^{k-1} e^i y_i \\ p \cdot \sum_{i=0}^{k-1} e^i + kq = \sum_{i=1}^{k-1} y_i. \end{array} \right.$$

Таким образом

$$p = \frac{k \cdot \sum_{i=1}^{k-1} e^i y_i - \sum_{i=0}^{k-1} e^i \cdot \sum_{i=1}^{k-1} y_i}{k \cdot \sum_{i=0}^{k-1} e^{2i} - (\sum_{i=0}^{k-1} e^i)^2};$$

$$q = \frac{\sum_{i=1}^{k-1} y_i \cdot \sum_{i=0}^{k-1} e^{2i} - \sum_{i=0}^{k-1} e^i \cdot \sum_{i=1}^{k-1} e^i y_i}{k \cdot \sum_{i=0}^{k-1} e^{2i} - (\sum_{i=0}^{k-1} e^i)^2}.$$

Теперь можно построить три аппроксимационно-оценочных критерия, которые предназначены для определения момента, когда характер возрастания монотонной последовательности y_n , числовых параметров НДС твердого тела, изменяется с линейного на параболический, логарифмический или экспоненциальный.

Параболический аппроксимационно-оценочный критерий имеет вид:

$$\delta_{lq}^2(k_0) = \delta_l^2(k_0) - \delta_q^2(k_0).$$

Если для узлов y_0, y_1, \dots, y_{k-1} выполняется неравенство $\delta_{lq}^2(k_0) \leq 0$, а для узлов y_1, y_2, \dots, y_k , сдвинутых вправо на один шаг дискретности знак неравенства изменяется на обратный $\delta_{lq}^2(k_0) > 0$, то можно сказать, что вблизи точки y_k характер возрастания последовательности y_n изменился с линейного на параболический [8, 9].

Логарифмический аппроксимационно-оценочный критерий имеет вид:

$$\delta_{ln}^2(k_0) = \delta_l^2(k_0) - \delta_n^2(k_0).$$

Если для узлов y_0, y_1, \dots, y_{k-1} справедливо $\delta_{ln}^2(k_0) \leq 0$, а для узлов y_1, y_2, \dots, y_k выполнилось неравенство $\delta_{ln}^2(k_0) > 0$, то характер роста y_n изменился с линейного на логарифмический [10].

Экспоненциальный аппроксимационно-оценочный критерий имеет вид:

$$\delta_{le}^2(k_0) = \delta_l^2(k_0) - \delta_e^2(k_0).$$

Если для y_0, y_1, \dots, y_{k-1} справедливо $\delta_{le}^2(k_0) \leq 0$, а для y_1, y_2, \dots, y_k выполнилось неравенство $\delta_{le}^2(k_0) > 0$, то характер роста y_n изменился с линейного на экспоненциальный.

Библиографический список

1. Павилайнен Г. В., Юшин Р. Ю. Анализ учета упругой трансверсальной изотропии и пластической анизотропии при изгибе круглых пластин // Вестник Санкт-Петербургского университета. Математика, Механика, Астрономия. 2011. №1. С. 122 – 131.
2. Павилайнен Г. В. Математическое моделирование упругопластического изгиба балки, материал которой обладает эффектом SD // В сб.: Труды семинара «Компьютерные методы в механике сплошной среды». 2014 – 2015 гг. СПб: Изд-во СПбГУ, 2015. С. 49 – 62.
3. Schneider S.; Schneider S. G., Silva H. M., Moura Neto C. Study of the non-linear stress-strain behavior in Ti-Nb-Zr alloys. Mat. Res. [online]. 2005, vol.8, n.4, pp.435-438. ISSN 1516-1439. URL: <http://dx.doi.org/10.1590/S1516-14392005000400013>.
4. Терезулов И. Г. Сопrotивление материалов и основы теории упругости и пластичности. М.: Высшая школа, 1964.
5. Вансович К. А. Модель роста усталостных поверхностных трещин за цикл «нагрузка-разгрузка» // Омский научный вестник/ 2017. № 3(153). С. 49 – 53.
6. Тихомиров В. М. Рост трещины при знакопеременном цикле нагружения // Прикладная механика и техническая физика/ 2008. Т. 49. № 5(291). С. 190 – 198.
7. Пестриков В. М., Морозов Е. М. Механика разрушения твердых тел. СПб: Профессия, 2002.
8. Orekhov A. V. Criterion for estimation of stress-deformed state of SD-materials. AIP Conference Proceedings. 1959, pp. 070028 (2018). URL: <https://doi.org/10.1063/1.5034703>.
9. Orekhov A. V. Approximation-evaluation tests for a stress-strain state of deformable solids. Vestnik of Saint Petersburg University. Applied Mathematics. Computer Science. Control Processes, 2018, vol. 14, iss. 3, pp. 230 – 242. URL: <https://doi.org/10.21638/11702/spbu10.2018.304>.
10. Орехов А. В. Два критерия напряженно-деформируемого состояния твердого тела // В сб.: XXIII Петербургские чтения по проблемам прочности, посвященные 100-летию ФТИ им. А. Ф. Иоффе и 110-летию со дня рождения чл.-корр. АН СССР А. В. Степанова. Сборник материалов. 2018. С. 208 – 210.

УДК 335.232.6:629.78

ЗАДАЧА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАПАСАМИ МОБИЛЬНЫХ УДАЛЕННЫХ ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ ОРГАНИЗАЦИИ

А. В. Пачин, А. С. Кокарев, С. А. Поляков

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского

Приведены особенности, связанные с обеспечением различными видами запасов мобильных подразделений организации, расположенных в районах, удаленных от мест размещения основных мест накопления и хранения запасов. Обоснована актуальность и поставлена задача создания модели системы обеспечения запасами указанных подразделений с учетом топологии размещения на местности.

Введение. В современных условиях для многих организаций актуальным является обеспечение различными типами запасов своих подразделений (бригад, отрядов), выполняющих задачи с использованием разнообразной техники на объектах, значительно удаленных от мест постоянного хранения необходимых материальных средств. При этом обеспечение подразделений, меняющих свое местоположение в соответствии с изменениями условий (в том числе и незапланированными) сопряжено с определенными трудностями, снижающими эффективность функционирования как отдельного подразделения, так и всей организации в целом.

Особенности обеспечения запасами мобильных удаленных объектов. Современные образцы техники являются сложнейшими автоматизированными специальными техническими комплексами (СТК), позволяющими выполнять задачи в любое время года, в сложных гидрометеорологических условиях, на труднопроходимой местности. Постоянно растущая техническая сложность техники, несмотря на выполняемые мероприятия по повышению надежности, не снижает актуальности проблемы обеспечения агрегатов, эксплуатирующихся подразделениями, различного рода запасными частями, горюче-смазочными материалами (ГСМ) и расходными материалами.

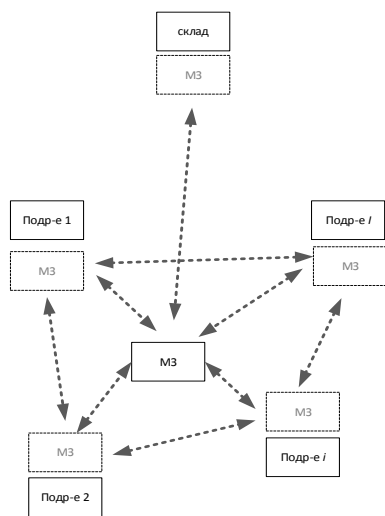


Рисунок 1 – Вариант построения СОЗ

Наличие достаточного для нормального функционирования оборудования количества ресурсов и необходимых для восстановления аппаратуры после отказов запасных частей является важнейшим условием поддержания работоспособности всего мобильного удаленного подразделения (МУП), необходимой для обеспечения требуемого показателя результативности. Невозможность восстановления одного из агрегатов может привести к снижению показателей одного подразделения, а превышение установленных норм времени простоя из-за отсутствия необходимых материальных средств для критически важных систем и агрегатов может привести к значительным

потерям различного характера, которые понесет организация.

Указанные особенности подчеркивают значительную актуальность решения задачи обеспечения требуемой результативности МУП организации при выполнении задач по назначению путем формирования оптимальной системы обеспечения запасами с учетом различных вариантов топологии размещения подразделений на местности.

При этом требования обеспечения мобильности подразделений накладывает известные ограничения на габаритные показатели возимых запасов, что не позволяет иметь в них достаточное количество материальных средств для обеспечения автономного функционирования подразделения в течение длительных периодов времени.

Также не исключается необходимость минимизации затрат средств, выделяемых на создание, хранение и транспортировку запасов.

Наиболее целесообразным направлением решения приведенной задачи является создание многоэшелонных систем обеспечения запасами (СОЗ) для МУП. СОЗ должна включать достаточное количество материальных средств, размещенных частично на подвижных объектах и обеспечивающих нормальное функционирование и своевременное восстановление работоспособности

способности и восполнение расхода запасов подразделений в соответствии установленными стратегиями (рис. 1).

Мобильные запасы (МЗ) размещаются на подвижных объектах, как правило специально выделенных для целей материального обеспечения. Имея большие объемы, чем запасы, находящиеся непосредственно на агрегатах, МЗ могут передвигаться от подразделения к подразделению, восполняя имеющийся комплект. В соответствии с принятой стратегией МЗ прибывает к подразделению, выполняя заявки на выдачу материальных средств, и периодически убывает к месту стационарного размещения запасов для восполнения собственного комплекта.

Основным препятствием для обоснования подобных СОЗ с применением моделей, приведенных в действующих руководящих документах [1] и научных трудах [2-6], является то, что приведенные модели не учитывают ни изменения топологии размещения МУП на местности, ни необходимости СОЗ адаптироваться к этому условию путем перемещения МЗ.

Кроме того, существующий научно-методический аппарат предусматривает построение СОЗ по принципу обеспечения наилучшего значения показателя результативности самой этой системы, с необходимостью последующего комплексирования полученных результатов с моделями объектов, которым СОЗ придается. Данный подход ведет к неточности полученных решений.

Приведенные обстоятельства определяют необходимость создания новых моделей, позволяющих исследовать процессы функционирования организаций, включающих в свой состав МУП и сложные СОЗ, имеющие в своем составе подвижные комплекты ЗИП.

Постановка задачи. В соответствии с вышеизложенным может быть сформулирована задача создания модели, позволяющей исследовать многоэшелонную СОЗ, включающую мобильные запасы: при известных топологии размещения подразделений организации на местности, ограничениях на объемы запасов в каждом из эшелонов СОЗ, стоимостях запасов, интенсивностях расходования запасов каждого типа агрегатами, параметрах стратегии пополнения определить время простоя каждого подразделения за требуемый расчетный период.

Исследование данной модели позволит определить характеристики зависимостей между показателями системы обеспечения запасами и временем простоя подразделения, непосредственно влияющим на его результативность. Анализ полученных зависимостей позволит определить возможные направления для проведения расчетов по обоснованию создаваемых СОЗ.

Заключение. В современных условиях значительную актуальность получает задача формирования систем обеспечения запасами, позволяющих поддерживать работоспособность техники МУП организации на заданном уровне, решение которой с применением существующего научно-методического аппарата невозможно. В данной статье представлена постановка задачи разработки модели формирования системы обеспечения запасами, включающий мобильные запасы, с учетом показателей оборудования, габаритных ограничений, а также различных вариантов топологии размещения МУП на местности. Использование модели позволит исследовать зависимости между показателями СОЗ и временем простоя удаленных мобильных подразделений организации.

Библиографический список

1. ГОСТ 25.507-2015 Надежность в технике (ССНТ). Запасные части, инструменты и принадлежности. Оценка и расчет запасов.
2. Чуркин В. В. Оценка и оптимизация комплекта ЗИП с помощью метода статистического моделирования // Научно-технические ведомости СПбГУ. 2015. 2(217)–3(222). С. 79 – 92.
3. Черкесов Г. Н. Модели и методы оценки живучести сложных систем. М.: Знание, 1987.
4. Брежнев Д. Ю., Дотира Р. В., Судариков А. А. Методический подход к моделированию обеспечения сложных технических систем запасными частями // Программные продукты и системы. 2018. Т.31. №2. С. 374 – 381.

5. Камусин А. А., Кондрашова Е. В., Левушкин Д. М., Бурмистров В. А. Ресурсное обеспечение процесса строительства, ремонта и содержания участков лесных автомобильных дорог // Лесной вестник. 2014. №4. С.21 – 27.

6. Кокарев А. С., Марченко М. А., Пачин А. В. Разработка комплексной программы повышения ремонтпригодности сложных технических комплексов // Фундаментальные исследования. 2016. №4-3. С.501 – 505. URL: <http://www.fundamental-research.ru/ru/article/view?id=40205> (дата обращения: 10.10.2018).

УДК 004.94

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС (СУПЕРКОМПЬЮТЕР) ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ОТРАСЛЯХ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Е. С. Потапов¹, Ю. С. Алексеев²

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

²ФГУП «Крыловский государственный научный центр»

Рассмотрены архитектуры вычислительного оборудования, описан используемый в настоящее время в Крыловском центре суперкомпьютер и его основной программный комплекс. Рассмотрены задачи численного моделирования, для которых он применяется в судостроении и ракетостроении.

Существует два подхода при создании современных суперкомпьютеров — системы с общей памятью и так называемые кластеры. Каждый подход не исключает другого, у каждого подхода есть свои достоинства и недостатки. Плюс систем с общей памятью — универсальность модели параллельного ПО, не требующей какого-либо дополнительного кода, или не требующей значительных изменений кода. Плюс кластерных систем — отказоустойчивость и лучшая масштабируемость. Системы с общей памятью плохо масштабируются при росте числа вычислительных процессоров, кластеры же масштабируются плохо из-за возрастающей сложности сети при добавлении узлов, но это происходит значительно позднее, когда число процессоров измеряется сотнями и даже тысячами. Рассмотрим подробнее оба этих подхода. [1]

Система с общей памятью, или многопроцессорная система. Возможны два варианта построения такой системы:

1. Все процессоры имеют равноправный доступ к памяти. Память равноудалена от всех процессоров. Это так называемые SMP (Symmetric Multi-Processing), симметричные процессорные системы [2].

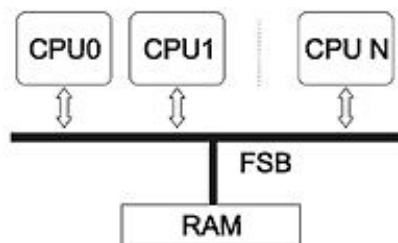


Рис. 1. Схема системы с общей памятью.

Как видно из рис. 1, все процессоры связаны с общей памятью через FSB (Front Side Bus). Эта же шина и является узким местом такой архитектуры, поскольку ее пропускная способность должна удовлетворять запросы каждого процессора, даже если они поступают одновременно.

2. Каждый процессор имеет свою локальную память и более затратный доступ к памяти других процессоров. Это NUMA (Non-Uniform Memory Architecture) системы [3], или системы с неодинаковым доступом к памяти.

В NUMA системах каждый процессор имеет локальную память и при правильной привязке процессов к процессорам всегда используется «ближняя» память. Доступ же в дальнюю память происходит только при коммуникации процессов. Если привязки процессов нет, то в результате так называемой «миграции», процесс может быть запущен на другом процессоре и работать со своими данными из дальней памяти. Общая проблема NUMA систем – большое количество коммутации, возрастающее при увеличении числа процессоров.

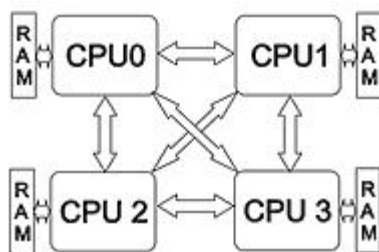


Рис. 2. Схема 4-х процессорной NUMA системы.

Фактически, при использовании SMP систем каких-то дополнительных сложностей нет. Все процессоры равны и даже миграция не сильно влияет на производительность. В случае NUMA приходится задумываться о привязке процессов/потоков к определенному процессору.

Второй, и самый распространенный подход – **кластерные системы (кластеры)** – это набор узлов, объединенных общей сетью. Узлы могут быть одинаковые (гомогенные кластеры) или разные (гетерогенные кластеры). Обычно кластер имеет как минимум один головной узел (head node) и отдельные узлы для файловой системы. Собственно каждый узел (computation node) внутри может быть небольшой SMP или NUMA системой. Так, в основном, строятся все современные суперкомпьютеры. Между собой узлы связаны сетью, применяется как Gigabit Ethernet (GigE), так и более быстрые сети Infiniband (Mellanox, QLogic), Myninet или другие интерконнекты. Основные два условия к системному ПО кластера – обеспечить общий диск между узлами (shared space) и службу удаленного запуска приложений (это может быть telnet, ssh, rshell и т. п.). От размера кластера главным образом зависит то, каким будет топология его сети. Небольшие по размеру кластеры могут строиться на одном-двух коммутаторах, а для связывания больших кластеров коммутаторы объединяются в несколько уровней. Например, простой вариант, когда количество узлов меньше или равно количеству портов у коммутатора (рис. 3).

Так строится одна стойка кластера. На рис. 3 показана только вычислительная сеть. В случае объединения двух стоек, можно воспользоваться одним из портов коммутатора для создания связи коммутатор-коммутатор (рис. 4).

Дальнейший рост сложности сети приводит к многоуровневым схемам построения коммутаторов (рис. 5).

Обычно для крупных систем хватает два уровня. Коммутаторы делятся на Leaf и Spine. Узлы подключаются только к Leaf. Все Leaf связаны между собой через Spine. Вот пример топологии 256-нодового кластера с Infiniband коммутатором (рис. 6).

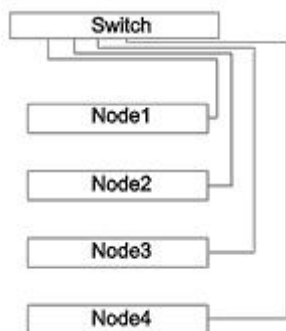


Рис. 3. Схема подключения узлов кластера

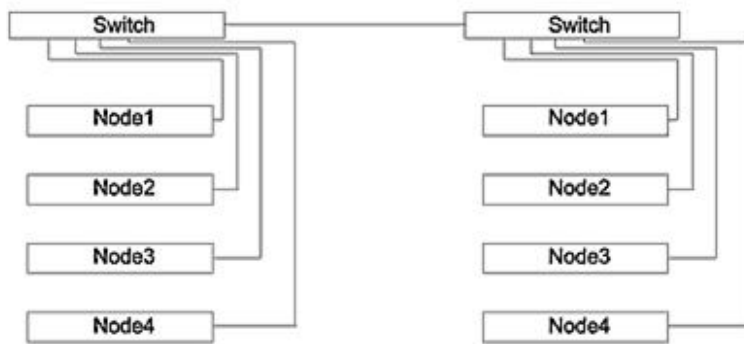


Рис. 4. Схема подключения узлов кластера в двух стойках

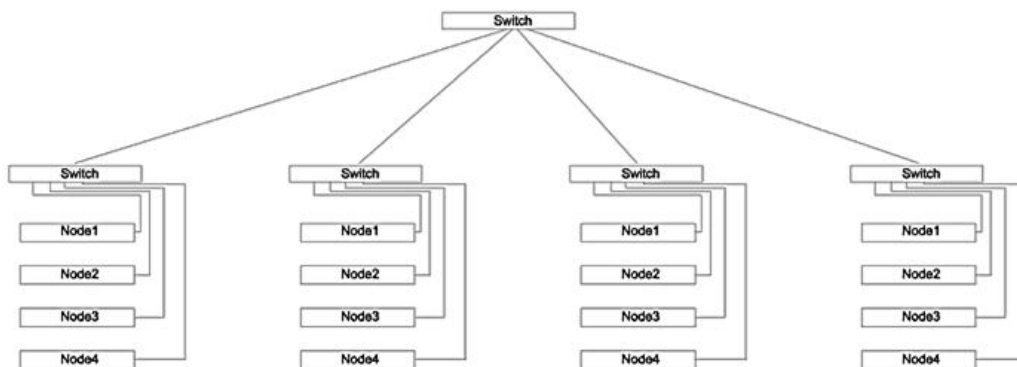


Рис. 5. Многоуровневая схема подключения узлов кластера

Квадратами обозначаются вычислительные узлы (по 12 шт. в одном квадрате). Эти 12 шт. подключены к одному Leaf, который в свою очередь соединяется с 12 Spine. Такой кластер обеспечивает запуск задачи одновременно на 2048 ядрах или 256 узлах при довольно интенсивном межузловом обмене.

Используемый в Крыловском центре вычислительный комплекс (суперкомпьютер) является примером многоуровневого гетерогенного кластера.

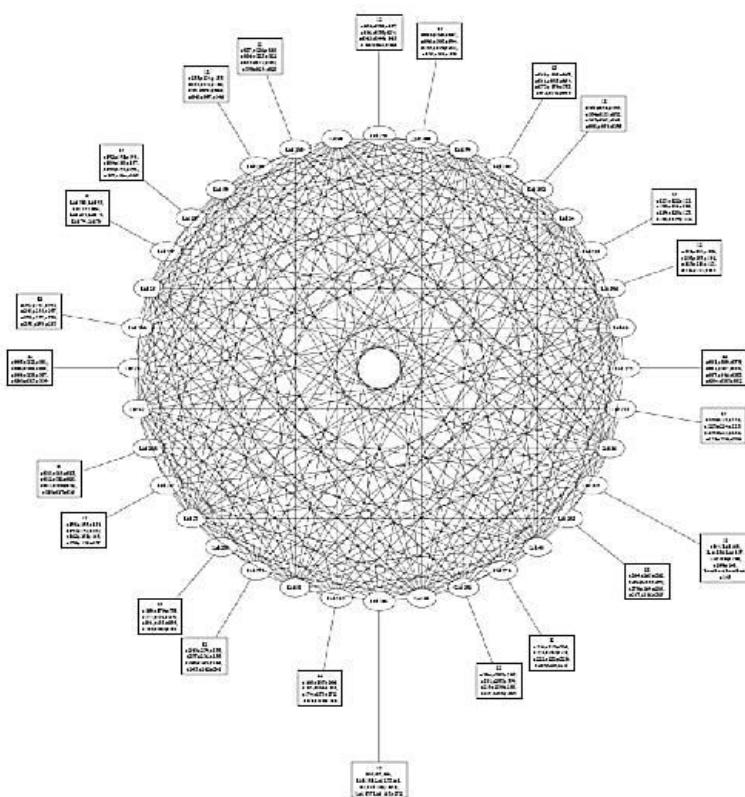


Рис. 6. Схема кластера из 256 узлов.

Суперкомпьютер состоит из следующих основных компонентов:

1. Инженерная инфраструктура.
2. Вычислительные узлы.
3. Серверы управления и мониторинга.
4. Серверы доступа и запуска.
5. Системная сеть.
6. Управляющая сеть.
7. Сервисная сеть.
8. Система хранения данных.
9. Система резервного хранения данных.
10. Системное программное обеспечение.
11. Прикладное программное обеспечение.
12. Прочее служебное оборудование.

Технические характеристики суперкомпьютера Крыловского центра[4]:

Общая пиковая производительность:	75.2 TFLOPS
Общая пиковая производительность без учета GPU:	63,5 TFLOPS
Общий объем оперативной памяти всех вычислительных узлов:	12224 Gb
Система хранения данных:	110 Тб

Операционная система:	CentOS
Коммуникационная сеть:	QDR Infiniband
Система управления вычислительными ресурсами:	MOAB HPC Suite
Сегмент на базе 100 узлов с процессорами AMD Opteron 6174 (200 шт. – 2400 ядер)	
Пиковая производительность:	21.12 TFLOPS
Объем оперативной памяти:	6400 Gb
Сегмент на базе 40 узлов с процессорами Intel Xeon E5-2697v2 (80 шт. - 960 ядер)	
Пиковая производительность:	20.7 TFLOPS
Объем оперативной памяти:	2560 Gb
Сегмент на базе 5 узлов с процессорами Intel Xeon E5-2697v2 (10 шт. – 120 ядер) И 10 графических ускорителей NVIDIA Kepler K20m	
Пиковая производительность:	2.6 TFLOPS
Пиковая производительность GPU:	11.7 TFLOPS
Объем оперативной памяти:	320 Gb
Сегмент на базе 20 узлов с процессорами AMD Opteron 6274 (80 шт. – 1280 ядер)	
Пиковая производительность:	11.28 TFLOPS
Объем оперативной памяти:	2560 Gb
Сегмент на базе 4 узлов с процессорами Intel Xeon Gold 6150 (8 шт. - 144 ядра)	
Пиковая производительность:	7.8 TFLOPS
Объем оперативной памяти:	384 Gb
Сегмент на базе 5 SMP-узлов с общей памятью. 4 узла по 256 Gb и 1 узел 2048 Gb	

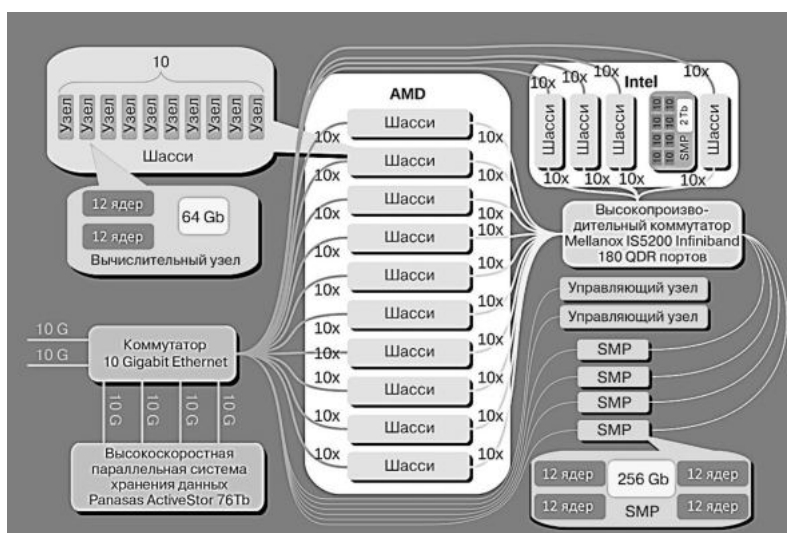


Рис. 7. Схема суперкомпьютера КГНЦ

Используемое программное обеспечение:

Разработчик/правообладатель	Программный продукт
Siemens (CD-Adapco)	Star-CCM+
Dassault Systemes	SIMULIA Abaqus
Dassault Systemes	SIMULIA XFlow
Datadvance	pSeven
Ansys	Fluent, CFX, ICEM, Maxwell, Mechanical
Numeca	NUMECA FINE/Marine
Siemens PLM Software	NX
Открытый код (GNU General Public License)	
OpenCFD Ltd (ESI Group) – основной коллектив (условно)	OpenFOAM
Программы собственной разработки Крыловского центра	

Немаловажным компонентом суперкомпьютера является его обеспечивающая инженерная инфраструктура, включающая в себя:

- системы электроснабжения:
 - систему бесперебойного электроснабжения;
 - систему распределения электропитания;
 - систему заземления и молниезащиты;
 - системы освещения.
- систему вентиляции и кондиционирования (охлаждения оборудования);
- структурированную кабельную систему;
- автоматизированную систему управления инженерным оборудованием;
- систему мониторинга параметров среды, инженерного оборудования и защитного аварийного отключения;
 - систему охранно-тревожной сигнализации;
 - систему контроля доступа;
 - систему охранного и технологического видеонаблюдения;
 - систему автоматического пожаротушения;
 - систему пожарной сигнализации.

Алгоритм использования суперкомпьютера состоит из неавтоматизированных и автоматизированных операций.

Неавтоматизированные операции:

1. формирование расчетных данных (задачи) на рабочем месте пользователя;
2. доступ к папке пользователя и копирование входных данных;
3. формирование счетной задачи на узлах доступа к вычислительным ресурсам;
4. постановка счетной задачи в очередь задач;
5. чтение результатов счета из системы хранения данных.

Автоматизированные операции:

6. формирование и выделение необходимых счетных ресурсов на узлах управления счетным ресурсом;
7. управление загрузкой и мониторинг загруженности вычислительных ресурсов;
8. проведение вычислений в вычислительном поле;
9. запись результатов вычислений в систему хранения данных.

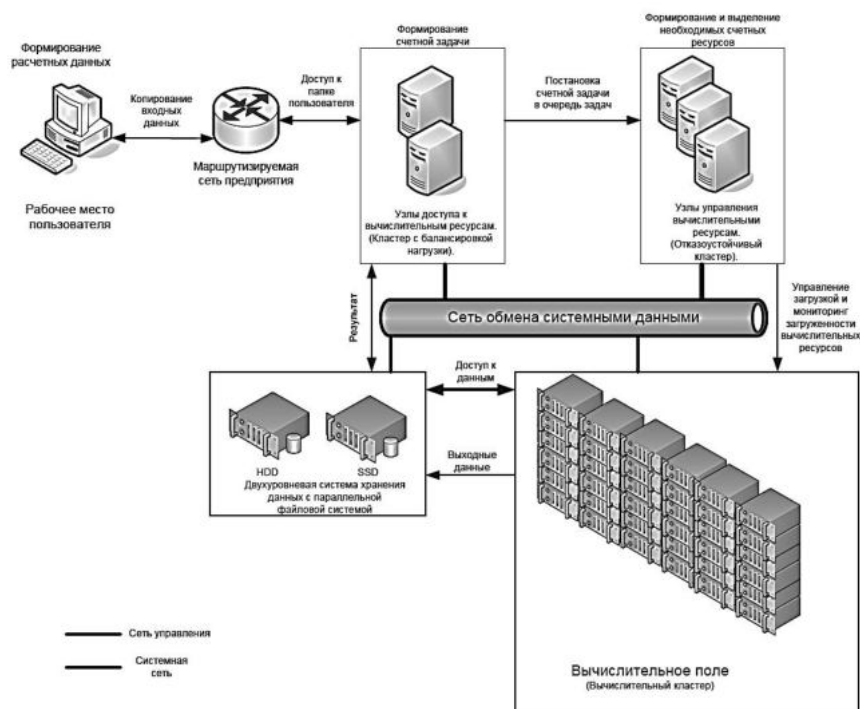


Рис. 8. Алгоритм использования суперкомпьютера

Суперкомпьютер КГНЦ состоит из пяти вычислительных сегментов. В рамках данной статьи подробно рассмотрены первые два сегмента. Первая часть, введенная в строй в 2010 году, представляет собой вычислительный кластер из ста двухпроцессорных блейд-серверов (вычислительных узлов) на основе 12-ти ядерного процессора AMD Opteron 6174 с тактовой частотой 2.2 ГГц объединенных высокоскоростной сетью с низкими задержками Mellanox QDR Infiniband с топологией «толстое дерево». Частота оперативной памяти 1067 МГц. Вторая часть состоит из сорока двухпроцессорных блейд-серверов на основе 12-ти ядерного процессора Intel Xeon E5-2697 v2 с тактовой частотой 2.7 ГГц объединенных той же сетью. Частота оперативной памяти 1600 МГц.

В Крыловском центре для решения задач численного моделирования используется коммерческое программное обеспечение как российского, так и иностранного производства.

Одним из основных применяемых в Крыловском центре программных комплексов является StarCCM+. Программная реализация метода скользящих сеток в пакете Star-CCM+ обеспечивает корректное моделирование обтекания гребного винта за корпусом судна. Пакет располагает собственным параллельным сеткопостроителем, позволяющим быстро и эффективно строить неструктурированные сетки для любого типа исходной геометрии.

Высокая эффективность использования StarCCM+ на имеющемся суперкомпьютере заключается в высокой эффективности распараллеливания задач. По результатам исследования определена нижняя граница распараллеливания, которая составляет порядка 6000 ячеек на одно процессорное ядро для архитектуры AMD 2010 года (ускорение расчета наблюдается и при дальнейшем уменьшении количества ячеек на ядро, но составляет доли процента) и порядка 3000 ячеек на ядро для архитектуры Intel 2013 года. Однако, из этого не следует, что более современные процессоры работают хуже, чем предыдущее поколение. Вторая часть суперкомпьютера решает те же самые задачи на вдвое меньшем количестве узлов. И это при том, что

текущая реализация не использует инструкции AVX (два умножения за один такт), предоставляемые современными процессорами. Ухудшение показателей ускорения для больших задач связано с отсутствием достаточного количества узлов во второй части суперкомпьютера.

По результатам исследований Крыловского центра можно сделать вывод, что для большинства рассмотренных задач при использовании высокоскоростного интерконнекта с малыми задержками (QDR Infiniband) за правило можно принять ограничение в 10000 ячеек на одно процессорное ядро. Хотя понятно, что при уменьшении количества межузловых пересылок эффективность использования вычислительных мощностей будет расти. В идеальном случае задача должна полностью помещаться на один вычислительный узел, при этом интерконнект вообще не будет использоваться. Однако считается такая задача будет очень долго. В такой ситуации необходимо соблюдать баланс между эффективностью использования суперкомпьютера и допустимому времени счета, чтобы уложиться во временные рамки проекта. Существует еще один способ повышения эффективности использования суперкомпьютера. Если в рамках проекта необходимо выполнить несколько расчетов, то имеет смысл запускать их одновременно [5].

Суперкомпьютер используется для разработки и внедрения технологий численного моделирования конкретных физических процессов и прогнозирования ТТХ конкретных изделий, и в частности для решения следующих задач:

1. Определение характеристик обтекания объектов водной и воздушной средой в модельных и натуральных условиях с учетом реальных свойств среды.
2. Моделирование нестационарных режимов работы движительных комплексов.
3. Проведение расчетов характеристик, которые невозможно получить в ходе физического эксперимента. Либо полная замена физического эксперимента численным моделированием в тех случаях, когда точность расчета сопоставима с экспериментальной, а стоимость проведения расчета меньше.
4. Оценка «масштабного эффекта», т.е. сопоставительные расчеты для условий проведения модельного эксперимента и натуральных условий.

Указанные выше задачи являются базовыми при внедрении современных численных методов в практику проектирования разнообразных объектов и решаются как при проведении работ в обеспечение текущего проектирования, так и при проработке практически всех перспективных направлений формирования научно-технического задела [6].

В ракетостроении суперкомпьютер может применяться для проведения следующих типовых расчетов:

1. Расчет внутренней баллистики жидкостного ракетного двигателя ракеты-носителя
2. Оптимизация прочностных характеристик жидкостного ракетного двигателя
3. Оптимизация конструктивно-компоновочной схемы многоразовой ракеты-носителя
4. Оптимизация траектории полета многоразовой ракеты-носителя
5. Оценка экономической эффективности многоразовых ракет

Вывод. В высокотехнологичных областях промышленности высокопроизводительные вычислительные технологии в наибольшей степени востребованы при решении задач динамики, электродинамики, прочности и акустики. Опыт использования суперкомпьютера и численных методов в Крыловском центре показывает, что применение численного моделирования позволяет:

- сократить объем испытаний и, соответственно, стоимость и сроки выполнения проектных работ;
- принимать более обоснованное решение при выборе конструкции проектируемого объекта;
- повысить точность прогнозирования характеристик проектируемого объекта применительно к натурным условиям;
- повысить эффективность и, следовательно, конкурентоспособность проектируемого объекта.

Библиографический список

1. Архитектура современных суперкомпьютеров. URL: <http://openmp.ru/2012/09/11/architektura-sovremennykh-superkompyuterov>.
2. Non-Uniform Memory Architecture. URL: <https://www.amd.com/system/files/2018-03/AMD-Optimizes-EPYC-Memory-With-NUMA.pdf>.
3. The difference between multi-core and multi-processing. URL: <https://software.intel.com/en-us/blogs/2008/04/17/the-difference-between-multi-core-and-multi-processing>.
4. Математическое моделирование и высокопроизводительные вычисления. Суперкомпьютер. URL: http://krylov-center.ru/rus/experimental_base/base-supercomp/.
5. Овчинников Н. А. Эффективность использования суперкомпьютера при решении задач вычислительной гидродинамики // Суперкомпьютерные технологии в науке, образовании и промышленности: Альманах/ Под ред. академика В. А. Садовниченко, академика Г. И. Савина, чл.-корр. РАН Вл. В. Воеводина. М.: Изд-во Московского университета, 2014. С.3 9 – 52.
6. Лобачев М. П., Таранов А. Е. Практика использования высокопроизводительных вычислительных комплексов в судостроении // В сб. трудов Крыловского центра. ФГУП «Крыловский государственный научный центр», 2015.

УДК 629.78

МЕТОДИКА РАНЖИРОВАНИЯ ТЕЛЕМЕТРИРУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ПО ИХ ИНФОРМАЦИОННОЙ ЦЕННОСТИ

Е. Б. Самойлов, В. В. Ткаченко, Д. В. Попов

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского

В последнее время отечественная космическая отрасль пережила ряд неудачных пусков ракет космического назначения (РКН) [1]. Анализ телеметрической информации по этим пускам показал, что существующая система сбора и обработки ТМИ имеет ряд существенных недостатков.

Так, при анализе ТМИ по пуску РКН Союз-2 (23.12.2011 г., КА «Меридиан») удалось установить причину аварии, исследуя телеметрируемый параметр (ТМП) угла поворота привода рулевой машины блока И (ПРМи), имеющего частоту опроса 100 Гц. Следует отметить, что такая частота опроса не позволила получить то количество измерений, которое необходимо для полного исследования возникших вибрационных нагрузок. Кроме того, выяснилось, что существующие методики обработки не предполагают проведение анализа ТМП ПРМи при оперативной обработке, а предусматривают его только при полной, то есть в течение 30 суток после пуска. Вместе с тем, пуск следующей РКН иногда проводится до истечения окончания полной обработки

Применение *адаптивного подхода* для составления ПТИ, формирования исходных данных оперативной обработки, а также обоснованное увеличение частоты опроса важных параметров возможно при *ранжировании* измеряемых ТМП по *информационной ценности*. Такое ранжирование может принести и дополнительный полезный эффект – возможность скрытия (охраны) наиболее значимых характеристик запуска (в том числе выводимого полезного груза) от иностранных технических средств мониторинга, в частности, национальных технических средств контроля США [2].

Очевидно, что показатель информационной ценности, или *значимости* ТМП, используемый при ранжировании, должен учитывать как можно больше частных показателей, характе-

ризующих различные параметры информационной ценности, такие как *достоверность, информативность, точность измерения*.

Измеренные ТМП, как правило, напрямую не используются для определения технического состояния бортовых систем (ТС БС), а преобразуются в диагностические признаки (ДП) с использованием различных функциональных зависимостей [3]. Именно для ДП определяются показатели достоверности и информативности.

Для формирования обобщенного показателя значимости ДП воспользуемся элементами метода многокритериального анализа сложной системы [4], который основывается на комбинированном использовании *метода нечеткого логического вывода и методов теории планирования эксперимента*.

Пусть анализ технического состояния проводится с использованием совокупности m диагностических признаков (ДП):

$$\Pi = \{\pi_j | j = \overline{1, m}\}. \quad (1)$$

Каждый из ДП вычисляется на основе одного или нескольких (K) ТМП $x_n \in X$ [3]:

$$\pi_j = f_j(x_a, x_b, \dots, x_r), \quad (2)$$

где $X = \{x_i | i = \overline{1, g}\}$ – совокупность ТМП, используемых для определения ТС БС,

$$K = |x_a, x_b, \dots, x_r|. \quad (3)$$

Для каждого ДП проведем оценивание Q частных показателей значимости по различным параметрам информационной ценности (достоверности, информативности, стоимости и др.) [5]:

$$Kp = \{Kp_q | q = \overline{1, Q}\} \quad (4)$$

Результирующей показатель значимости ДП W_j представим в виде полинома, учитывающего влияние как отдельно взятых показателей (через значения коэффициентов k_i), так и влияние совокупностей по два (k_{ij}), три (k_{ijk}), и так далее, показателей [5]:

$$W_j = k_0 + \sum_{q=1}^Q k_q kp_q + \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^Q k_{qi} kp_q kp_i + \dots + k_{12\dots Q} kp_1 kp_2 \dots kp_Q. \quad (5)$$

Для вычисления коэффициентов полинома требуются дополнительные исходные данные, которые формируются при проведении экспертного оценивания специалистом по обработке и анализу ТМИ. Суть этой экспертизы заключается в оценивании значения обобщенного показателя значимости W_j при экстремальных (или крайних) значениях частных показателей.

При этом частные показатели представляются в виде лингвистических переменных, каждая из которых принимает свое значение из множества термов $T(Kp_i)$. Для каждого из частных показателей, а также результирующего зададим следующее множество термов:

$T(Kp_i) = T(W) = \{\text{«очень низкий»}, \text{«низкий»}, \text{«ниже среднего»}, \text{«средний»}, \text{«выше среднего»}, \text{«высокий»}, \text{«очень высокий»}\}.$

Для представления этих термов (а в дальнейшем – для устранения нечеткости) будем использовать нечеткие числа (L-R) типа треугольной формы [5]. В зависимости от возможных значений, принимаемыми частным показателем, его представление в виде (11) осуществляется в виде определенной шкалы. Так, на рис.1 в нечеткой форме представлен частный показатель достоверности.

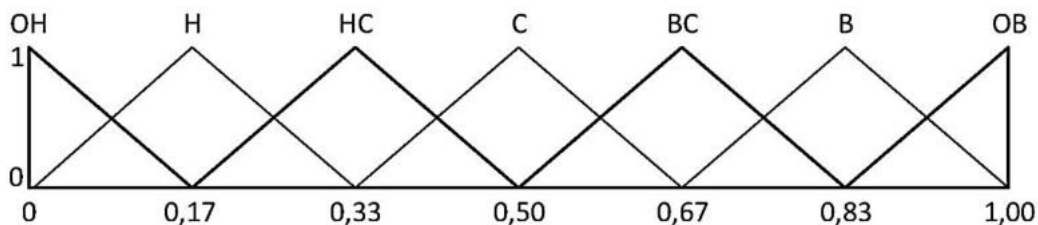


Рис. 1. Значения частного показателя достоверности (для кодировки используется шкала [0, 1])

Для формирования результирующего показателя необходимо произвести нормировку частных показателей (т.е. перевести значения всех частных показателей Kp_q в шкалу $[-1, +1]$). Данное преобразование осуществляется по формулам, полученным в [5]:

$$\overline{Kp_q} = \frac{2Kp_q - Kp_{q \max} - Kp_{q \min}}{Kp_{q \max} - Kp_{q \min}}, \quad (6)$$

где Kp_q – исходное значение частного показателя на шкале показателя; $\overline{Kp_q}$ – нормированное значение частного показателя на шкале $[-1, +1]$; $Kp_{q \max}$, $Kp_{q \min}$ – крайние значения показателя.

В данной шкале представление каждого частного показателя будет выглядеть аналогично представленной на рис.1, все они будут закодированы в шкалу $[-1, +1]$.

Результаты описанной выше экспертизы представляются совокупностью $P = \{P_j | j = \overline{1, 2^Q}\}$ следующих продукционных правил [5]:

P_j : «Если $Kp_1=A_{1j}$ и $Kp_2=A_{2j}$ и ... и $Kp_Q=A_{Qj}$, то $W=A_{резj}$ », где $A_{ij} \in T(Kp_i)$, $A_{резj} \in T(W)$.

После проведения экспертного опроса проводится дефазификация значений лингвистической переменной обобщенного показателя. Для этого каждому терму из $T(W)$ сопоставляется мода его нечеткого числа [5], для чего обобщенный показатель W представляется на шкале $[0, +1]$

Коэффициенты полинома (5) здесь являются решением соответствующей системы из 2^Q линейных уравнений. Практически они могут быть вычислены путем построения ортогональной матрицы опроса эксперта и вычисления усредненных скалярных произведений соответствующих столбцов ортогональной матрицы на вектор значений интегрального показателя [5]:

$$k_q = \frac{\sum_{i=1}^{2^Q} Kp_i W_j}{2^Q} \quad (8)$$

В случае, если ДП получен из нескольких ТМП, то после вычисления W_j для каждого ДП π_j производится «проецирование» значения обобщенного показателя W_j на каждый ТМП, входящий в его состав. Для этого положим, учитывая прямую взаимосвязь между формированием ДП и распределением W_j на ТМП, входящие в его состав, что вычисление значимости ДП аналогично выражению для формирования самого ДП. То есть, делается допущение, что при формировании ДП по (2) справедливо

$$W_j = f_j(W_j(x_a), W_j(x_b), \dots, W_j(x_r)). \quad (9)$$

При расчете ДП на практике, т.е. при испытаниях и штатной эксплуатации ракетносителей и разгонных блоков, функциональные зависимости (2) включают в себя извлечение корней, возведение в степень и другие сложные математические операции. Поэтому при проецировании полученного значения значимости W_j на ТМП воспользуемся следующим эмпирическим представлением W_j [5]:

$$W_j = \sqrt{\sum_{n=1}^K W_j^2(x_n)} \quad (10)$$

Для учета «вклада» каждого ТМП x_n в общий показатель значимости воспользуемся методом частных производных. Учитывая соотношение (10), получим

$$W_j = \sqrt{\sum_{n=1}^K \left(\frac{\partial W_j}{\partial W_j(x_n)} \right)^2 W_j^2(x_n)}, \quad (10)$$

После преобразований имеем:

$$W_j(x_n) = \frac{W_j}{\sqrt{K}} \left(\frac{\partial W_j}{\partial W_j(x_n)} \right)^{-1}. \quad (12)$$

В общем виде последовательность действий по определению обобщенного показателя значимости ТМП для последующего их применения в системах мониторинга, обеспечиваю-

ших возможность диагностического контроля технического состояния объектов наблюдения, представлена на рис. 2.



Рис. 2. Последовательность операций по определению значимости ТМП

Таким образом, предлагаемый подход позволяет формировать коэффициенты значимости для каждого ТМП, учитывающие характеристики диагностических признаков, как с позиции достоверности определения технического состояния объекта наблюдения, так с позиции информативности принимаемого решения о техническом состоянии объекта наблюдения. Аналогично можно определить и летно-технические характеристики объектов наблюдения, то есть те характеристики, которые позволят наиболее полно описать объект, как вид вооружения. На основании результатов полученных в ходе применения представленного подхода можно формализовать предложения по контролю наиболее значимых параметров для объектов выведения, еще на этапе подготовки изделия к пуску в ходе диагностического контроля, с учетом предшествующих испытаний аналогичных изделий.

Библиографический список

1. URL: <http://novosti-kosmonavtiki.ru/topic9948>.
2. URL: <http://kremlin.ru/supplement/512>.
3. *Чикуров В. А., Шмелев В. В., Зиновьев В. Г.* и др. Автоматизированная обработка телеметрической информации. Учебник. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2014.
4. Военная системотехника и системный анализ / под ред. Б. В. Соколова. СПб: ВИКУ им. А. Ф. Можайского, 1999.
5. *Зеленцов В. А., Павлов А. Н.* Многокритериальный анализ влияния отдельных элементов на работоспособность сложной системы // Информационно-управляющие системы. 2010. Вып. 6.
6. *Павлов А. Н., Соколов Б. В.* Принятие решений в условиях нечеткой информации: учебное пособие. СПб: ГУАП, 2006.

**АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЕ ПЯТЕРИЧНЫХ
ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ ГОРДОНА–МИЛЛСА–ВЕЛЧА
ДЛЯ СИСТЕМ ПЕРЕДАЧИ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ**

В. Г. Стародубцев, Е. А. Малышева

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского

В современных системах передачи дискретной информации (СПДИ), включающих в том числе системы передачи измерительной информации космических средств, широкое применение получили сигналы с расширенным спектром (СРС), которые формируются на основе псевдослучайных последовательностей (ПСП). В качестве ПСП в настоящее время используются в основном двоичные М-последовательности, последовательности Голда, малого и большого множеств Касами, а также последовательности Гордона-Миллса-Велча (ГМВ) [1 – 4].

Перспективным направлением развития систем передачи измерительной информации космических средств является переход от двоичных к многопозиционным сигналам. Недвоичные сигналы формируются на основе недвоичных ПСП и обладают более высокой информативностью, то есть количеством полезной информации, переносимой каждым сигналом [5, 6]. При этом в СПДИ, к которым предъявляются повышенные требования по конфиденциальности, применяются ПСП, обладающие как хорошими корреляционными свойствами, так и высокой структурной скрытностью.

Одним из направлений повышения структурной скрытности СРС является применение последовательностей Гордона-Миллса-Велча (ГМВП). По корреляционным свойствам ГМВ-последовательности аналогичны М-последовательностям (МП), но обладают более высокой структурной скрытностью, характеризующейся эквивалентной линейной сложностью (ЭЛС) [5, 6].

Данные ПСП могут быть использованы как в целях обеспечения синхронизации в качестве скремблирующих последовательностей, так и в виде последовательностей, расширяющих спектр передаваемых сигналов для широкополосных радиоканалов.

Например, в спутниковой навигационной системе ГЛОНАСС для формирования ПСП применяется образующий (примитивный) полином девятой степени, в системе GPS – два полинома десятой степени и два линейных регистра сдвига с обратной связью, формирующие 37 уникальных для каждого спутника ПСП длиной 1023 символа. Спектры последовательностей в ограниченной полосе частот близки к спектру белого шума. В разрабатываемых спутниковых радионавигационных системах GALILEO, COMPASS (Китай), модернизированной ГЛОНАСС предполагается использовать многокомпонентные сигналы [3, 4, 6].

Применению недвоичных ГМВ-последовательностей в системах передачи дискретной информации препятствует отсутствие практически реализуемых алгоритмов формирования данных последовательностей.

Цель работы – разработка алгоритма формирования недвоичных ГМВП, основанного на матричном представлении базисной Мп с использованием структурных свойств проверочных полиномов.

Формирование ГМВП осуществляется на основе МП с аналогичным периодом, построение которой реализуется с помощью проверочного полинома, определяемого из таблиц неприводимых полиномов [7].

В [8 – 11] показано, что двоичные ГМВП строятся на основе М-последовательностей, выступающих в качестве базисных последовательностей, над конечными полями с двойным расширением вида $GF[(2^m)^2]$ и могут быть представлены в виде матрицы размерности $[J \times L] = [(2^m - 1) \times (2^m + 1)]$.

Для формирования двоичных ГМВП может быть использован аналогичный подход с учетом особенностей построения конечных полей с характеристикой больше двух.

В работе реализован алгоритм построения пятнадцатичных ГМВП с периодом $N=624$ над конечным полем с двойным расширением $GF(5^2)^2$.

При решении поставленных задач используется математический аппарат теории сигналов и теории конечных полей (полей Галуа). В таблице 1 показан фрагмент построения поля $GF(5^4)$ с помощью неприводимого примитивного полинома $h(x) = x^4 + x^3 + 2x + 2$.

Таблица 1
Фрагмент построения конечного поля $GF(5^4)$

Степень	Элемент	Минимальный полином	Период	След	Корни полинома			
					α^0	α^1	α^1	α^1
α^0	0001	$h_0(x)=x+4$	1	4	α^0			
α^1	0100	$h_1(x)=x^4+x^2+2x+2$	624	0	α^1	α^1	α^1	α^1
α^2	0100	$h_2(x)=x^4+2x^3+4$	312	3	2	10	50	250
α^3	1000	$h_3(x)=x^4+x^3+2x^2+x+3$	208	4	3	15	75	375
α^4	0433	$h_4(x)=x^4+x^3+3x^2+1$	156	4	4	20	100	500
α^5	4300	$h_5(x)=x^4+x^2+2x+2$	624	0	5	25	125	1
		...						
α^{622}	3233	$h_0(x)=x^4+3x+4$	312	0	α^{622}	α^{614}	α^{574}	α^{374}
α^{623}	2024	$h_0(x)=x^4+x^3+3x^2+3$	624	4	α^{623}	α^{619}	α^{599}	α^{499}

Формализованная запись алгоритма

1. Нахождение элементов поля осуществляется с помощью таблицы неприводимых полиномов над полем $GF(5^4)$ с характеристикой $p = 5$, в которой выбирается примитивный полином $h_1(x)=x^4+x^2+2x+2$ и примитивный элемент $\alpha=a$.

2. Формирование МП с периодом $N=624$ осуществляется на основании полинома $h_{мп}(x)=h_1(x)=x^4+x^2+2x+2$. Для этого необходимо использовать рекуррентное выражение для символов М-последовательности

$$C_{4+i} = C_{2+i} + C_{1+i} + C_{0+i}, \quad i = 0, 1, \dots, 619, \quad (1)$$

которое получается на основе полинома $h_{мп}(x)$. Для начального состояния 0001 линейного регистра сдвига с обратными связями (РС ЛОС) длины $L = 4$ элементы искомого МП записываются построчно в виде матрицы $F_{МП}$ размерностью $[J \times S] = [25 \times 27]$ последовательно по строкам:

$$F_{мп1} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 4 & 3 & 4 & 4 & 2 & 2 & 2 & 1 & 0 & 1 & 4 & 2 & 4 & 3 & 4 & 0 & 2 & 1 & 0 & 0 & 4 \\ 3 & 1 & 4 & 0 & 3 & 0 & 4 & 4 & 0 & 3 & 4 & 4 & 0 & 2 & 4 & 0 & 2 & 3 & 0 & 3 & 0 & 1 & 4 & 3 & 4 & 2 \\ 2 & 4 & 1 & 3 & 2 & 2 & 0 & 3 & 2 & 3 & 2 & 2 & 3 & 3 & 4 & 2 & 4 & 4 & 4 & 4 & 0 & 0 & 4 & 2 & 1 & 0 \\ \dots & \\ 2 & 4 & 1 & 1 & 2 & 4 & 4 & 0 & 4 & 4 & 3 & 3 & 1 & 3 & 2 & 4 & 0 & 1 & 3 & 1 & 0 & 1 & 2 & 2 & 1 & 2 \\ 1 & 2 & 3 & 2 & 1 & 3 & 4 & 1 & 3 & 0 & 2 & 2 & 2 & 4 & 0 & 3 & 3 & 4 & 1 & 4 & 0 & 1 & 0 & 1 & 3 & 2 \end{pmatrix} \quad (2)$$

3. Для произвольного ненулевого столбца, называемого характеристической последовательностью ХП и являющегося МП с периодом $J = 2^m - 1$, определяется проверочный полином $h_{хп1}(x)$ степени m . Формируются все циклические сдвиги ХП (таблица 2).

Таблица 2
Циклические сдвиги для ХП1

№ сдвига	Сдвиг ХП1
0	210322420144340233130411
1	121032242014434023313041
2	112103224201443402331304
	...
23	103224201443402331304112

4. Для всех столбцов матрицы $F_{МП1}$ определяются номера сдвигов ХП1. МП с периодом $N = 624$ определяется в виде последовательности элементов, представляющих собой номера сдвигов характеристической последовательности с периодом $J = 24$ с одним прочерком для обозначения нулевой последовательности. В результате преобразований находится вектор из $S=26$ компонент, являющийся правилом формирования ГМВП

$$I_{МП} = \{22, 16, 4, 23, 22, 11, 12, 14, 11, 9, 19, 19, 23, 10, 15, 11, 20, 13, 5, 13, -, 0, 15, 22, 4, 18\} \quad (3).$$

6. По таблицам неприводимых полиномов выбирается отличный от полинома $h_{ХП1}(x) = h_1(x) = x^2 + x + 2$ примитивный полином $h_{ХП2}(x) = h_7(x) = x^2 + 2x + 3$ степени $m=2$ и формируются все циклические сдвиги этой ХП2 (таблица 3).

$$F_{МП2} = \begin{pmatrix} 4 & 4 & 1 & 4 & 0 & 2 & 1 & 2 & 1 & 2 & 3 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 4 & 3 & 2 & 4 & 1 & 3 & 2 & 0 & 4 & 0 \\ 4 & 2 & 1 & 0 & 1 & 2 & 0 & 4 & 1 & 3 & 3 & 4 & 0 & 3 & 4 & 4 & 3 & 4 & 0 & 0 & 2 & 1 & 4 & 4 & 4 & 4 \\ 0 & 4 & 0 & 3 & 3 & 0 & 2 & 1 & 0 & 3 & 0 & 2 & 0 & 1 & 2 & 2 & 2 & 3 & 4 & 3 & 3 & 4 & 1 & 2 & 0 & 2 \\ \dots & \\ 1 & 0 & 4 & 4 & 3 & 3 & 1 & 4 & 4 & 1 & 2 & 2 & 0 & 0 & 2 & 2 & 3 & 0 & 2 & 4 & 2 & 1 & 4 & 2 & 1 & 2 \end{pmatrix} \quad (4)$$

Таблица 3
Циклические сдвиги для ХП2

№ сдвига	Сдвиг ХП2
0	131440343220424110212330
1	013144034322042411021233
2	301314403432204241102123
	...
23	314403432204241102123301

6. Для получения матрицы $F_{ГМВ}$ необходимо в соответствии с правилом $I_{МП}$ столбцы матрицы $F_{МП}$ сформировать на основе требуемых циклических сдвигов ХП2, в которой искомая ГМВП записана по строкам

$$F_{ГМВ} = \begin{pmatrix} 1 & 3 & 2 & 3 & 1 & 2 & 4 & 2 & 2 & 1 & 0 & 0 & 3 & 4 & 2 & 2 & 4 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 2 & 1 & 2 & 3 \\ 4 & 2 & 3 & 1 & 4 & 4 & 2 & 0 & 4 & 1 & 3 & 3 & 1 & 1 & 2 & 4 & 0 & 4 & 2 & 4 & 0 & 3 & 2 & 4 & 3 & 4 \\ 4 & 2 & 3 & 4 & 4 & 1 & 4 & 4 & 1 & 0 & 4 & 4 & 4 & 1 & 0 & 1 & 3 & 2 & 3 & 2 & 0 & 1 & 0 & 4 & 3 & 3 \\ \dots & \\ 3 & 4 & 1 & 1 & 3 & 4 & 0 & 2 & 4 & 4 & 4 & 4 & 1 & 2 & 3 & 4 & 4 & 2 & 2 & 2 & 0 & 0 & 3 & 3 & 1 & 0 \end{pmatrix} \quad (5)$$

7. Проверочный полином полученной ГМВП можно получить с помощью алгоритма Берлекемпа–Мессис

$$h_{ГМВП}(x) = x^{12} + 3x^{11} + 3x^9 + x^8 + x^7 + 2x^6 + 4x^5 + x^4 + 3x^3 + 3x^2 + 2x + 2. \quad (6)$$

8. Схема формирования ГМВ-последовательности представлена на рис 1. ЭЛС ПСП численно равна длине регистра сдвига с линейными обратными связями (РС ЛОС), генерирующего данную последовательность, и, соответственно, степени проверочного полинома, по которому строится данный регистр сдвига. Умножители и сумматоры по mod5 в цепи обратной связи расставляются в соответствии с коэффициентами проверочного полинома ГМВП вида (6) (коэффициенты умножения равны $-h_i \text{ mod } 5$). Начальные состояния ячеек регистра сдвига соответствуют первой строке матрицы (5).

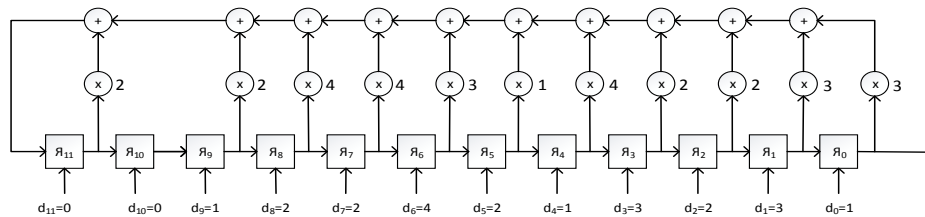


Рис. 1. Схема формирования ГМВ-последовательности

Таким образом, разработан алгоритм построения пятеричной ГМВ-последовательности и синтезирована схема ее формирования. Недвоичные ГМВ-последовательности могут быть использованы в качестве синхросигналов в системах мобильной связи стандарта GSM и широкополосных сигналах в системах мобильной связи стандарта CDMA. Данные последовательности могут также найти применение в качестве псевдослучайных последовательностей для расширения спектра информационного сигнала в помехозащищенных системах спутниковой связи и для формирования широкополосных сигналов различного функционального типа в спутниковых навигационных системах. При этом структурная скрытность ГМВ-последовательностей на 3-8 дБ превышает этот показатель для M-последовательностей.

Библиографический список

1. *Ипатов В. П.* Широкополосные системы и кодовое разделение сигналов. Принципы и приложения: пер. с англ./ под ред. В.П. Ипатова. М.: Техносфера. 2007.
2. *Скляр Б.* Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. Изд. 2-е, испр.: пер. с англ. М.: Вильямс, 2003.
3. *Ershen Wang, Shufang Zhang, Qing Hu.* GPS Correlator Research and FPGA Implementation. Journal of System Simulation, vol. 20, P. 3582 – 3585, 2008.
4. *Golomb S.W., Gong G.* Signal Design for Good Correlation for Wireless Communication, Cryptography and Radar. Cambridge University Press. 2005.
5. *Ипатов В. П.* Периодические дискретные сигналы с оптимальными корреляционными свойствами. М.: Радио и связь, 1992.
6. *Cho Chang-Min, Kim Ji-Youp, No Jong-Seon.* New p-ary sequence families of period $(p^n - 1)/2$ with good correlation property using two decimated m-sequences // IEICE Transactions on Communications, Vol. E98, no. 7, P.1268-1275, July, 2015.
7. *Путерсон У., Уэлдон Э.* Коды, исправляющие ошибки. М.: Мир, 1976..
8. *No Jong-Seon.* Generalization of GMW sequences and No sequences // IEEE Transactions on Information Theory, vol. 42, no. 1, P. 260-262, January, 1996.
9. *Chung H., No J.S.* Linear span of extended sequences and cascaded GMW sequences // IEEE Transactions on Information Theory, vol. 45, no. 6, P. 2060-2065, September, 1999.

10. Стародубцев В. Г. Проверочные полиномы последовательностей Гордона-Миллса-Велча // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 12. С. 7 – 14.

11. Стародубцев В. Г. Формирование последовательностей Гордона-Миллса-Велча на основе регистров сдвига // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, №6. С. 451 – 457.

УДК 519.725

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫХ ПАР ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ ГОРДОНА–МИЛЛСА–ВЕЛЧА ДЛЯ СИСТЕМ ПЕРЕДАЧИ ДИСКРЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ

В. Г. Стародубцев, Я. В. Осадчая

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского

Одним из направлений повышения достоверности передачи дискретной информации по каналам связи в условиях воздействия преднамеренных помех различного вида является применение сигналов сложной формы (ССФ), которые строятся на основе дискретных псевдослучайных последовательностей (ПСП) с заданными корреляционными и структурными свойствами. Данные ПСП могут быть использованы в качестве синхронизирующих, скремблирующих последовательностей, в виде последовательностей, расширяющих спектр передаваемых сигналов для широкополосных радиоканалов, а также для формирования систем сигналов сложной формы с хорошими периодическими взаимно корреляционными функциями (ПВКФ), которые используются в системах управления и связи с кодовым многостанционным доступом [1 – 4].

В системах передачи дискретной информации при выборе ПСП должны учитываться как их корреляционные функции, так и структурная скрытность. В качестве показателя структурной скрытности ПСП используется такой параметр как эквивалентная линейная сложность (ЭЛС), численно равная степени проверочного полинома, на основании которого формируется данная последовательность [4, 5]. В существующих телекоммуникационных системах применяются М-последовательности (МП), последовательности Голда, малого и большого множеств Касами, которые формируются на основе предпочтительных пар МП, а также последовательности Гордона-Миллса-Велча (ГМВП) [5 – 9].

Целесообразность применения последовательностей Гордона-Миллса-Велча (ГМВ) определяется их более высокой структурной скрытностью по сравнению с М-последовательностями, при этом оба типа последовательностей обладают одинаковой двухуровневой периодической автокорреляционной функцией (ПАКФ).

Определение, свойства и алгоритмы формирования предпочтительных пар (ПП) МП приведены в известной литературе [1, 3, 7, 9]. Формирование МП производится в соответствии с проверочными полиномами на основе регистров сдвига с линейными обратными связями (РС ЛОС). ГМВП формируются на основе МП с аналогичным периодом путем матричного представления МП и замены столбцов матрицы, являющихся также МП, но с более коротким периодом, на соответствующие сдвиги другой МП с коротким периодом.

В работе предлагается при формировании систем ССФ использовать наряду с ПП МП новые структуры, которые можно по аналогии назвать предпочтительными парами ГМВП и которые обладают более высокой структурной скрытностью.

Целью работы является разработка методики формирования предпочтительных пар ГМВ-последовательностей.

Так как ГМВП формируются на основе МП с аналогичным периодом, то и при формировании ПП ГМВП необходимо использовать ПП МП.

Формирование ПП ГМВП рассмотрим на примере последовательностей с периодом $N=63$ в конечном поле Галуа $GF(2^6)$.

Примитивные полиномы в поле $GF(2^6)$ (для формирования МП) показаны в таблице 1.

Таблица 1
Примитивные полиномы в поле $GF(p^S)=GF(2^6)$.

№	Полиномы $h_i(x)$	№	Полиномы $h_i(x)$
1	$h_1(x) = x^6 + x + 1$	4	$h_{13}(x) = x^6 + x^4 + x^3 + x + 1$
2	$h_5(x) = x^6 + x^5 + x^2 + x + 1$	5	$h_{23}(x) = x^6 + x^5 + x^4 + x + 1$
3	$h_{11}(x) = x^6 + x^5 + x^3 + x^2 + 1$	6	$h_{31}(x) = x^6 + x^5 + 1$

Нижний индекс в $h_i(x)$ показатель степени корня данного полинома.

Для получения ПП МП и ПП ГМВП определим ПВКФ всевозможных пар МП и ГМВП. Значение ПВКФ $R(\tau)$ для двоичных ПСП с периодом $N=63$ можно определить в соответствии с простым выражением [3-4]

$$R(\tau) = A(\tau) - B(\tau) = N - 2B(\tau), \quad (1)$$

где $A(\tau)$ —число совпадающих позиций при сдвиге τ , $B(\tau)$ – число несовпадающих позиций.

$R(\tau)$ изменяется в пределах от -63 до +63. Значения ПВКФ $R(\tau)$ и коэффициента корреляции $r(\tau)$ в зависимости от числа несовпадающих позиций B приведены в таблице 2.

Таблица 2
Значения функции и коэффициента корреляции для ПСП с $N=63$

B	0	16	18	20	22	24	26	28	30	32	34	36	38	40	42	44	63
$R(\tau)$	63	31	27	23	19	15	11	7	3	-1	-5	-9	-13	-17	-21	-25	-63
$r(\tau)$	1,0 0	0,4 9	0,4 3	0,3 7	0,3 0	0,2 4	0,1 7	0,1 1	0,0 5	- 0,0 2	- 0,0 8	- 0,1 4	- 0,2 1	- 0,2 7	- 0,3 3	- 0,4 0	- 1,0 0

Определим значения ПВКФ для всевозможных пар МП₁ и МП_i, образованных на основе шести примитивных полиномов из таблице 1. Результаты вычисления значений (боковых пиков) ПВКФ и числа этих значений n приведены в таблице 3.

Анализ результатов вычисления ПВКФ МП с периодом $N=63$ показал, что можно выделить три типа корреляционных функций. К первому типу относится ПВКФ пар МП, которая принимает три значения, лежащие в интервале от -17 до +15 (рис. 1):

$$R(\tau) \in \{-17(6), -1(47), +15(10)\}, \quad (2)$$

где в круглых скобках указано число соответствующих значений ПВКФ.

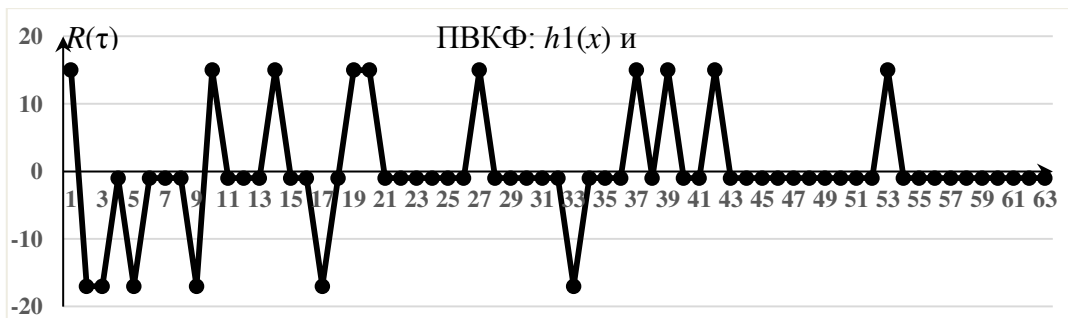


Рис. 1. ПВКФ предпочтительных пар МП с полиномами $h_1(x)$ и $h_5(x)$

Таблица 3
Значения ПВКФ для МП с периодом $N=63$

Полиномы для МП ₁ и МП ₂	Тип ПВКФ	Число n значений ПВКФ МП ₁ и МП ₂ при												
		$B =$	20	22	24	26	28	30	32	34	36	38	40	2
		$R(\tau) =$	23	19	15	11	7	3	-1	-5	-9	-13	-17	21
$r(\tau) =$	0,3 7	0,3 0	0,2 4	0,1 7	0,1 1	0,0 5	- 0,0 2	- 0,0 8	- 0,1 4	- 0,2 1	- 0,2 7	0,3 3		
$h_1(x)$ и $h_5(x)$	1				10				47				6	
$h_1(x)$ и $h_{11}(x)$	2		2		4			12		27		18		
$h_1(x)$ и $h_{13}(x)$	1				10				47				6	
$h_1(x)$ и $h_{23}(x)$	2		2		4			12		27		18		
$h_1(x)$ и $h_{31}(x)$	3				3	8	9	6	12	12	7	6		

Данные пары называются предпочтительными парами МП [3, 9]. Для периода $N=63$ существует шесть предпочтительных пар МП, проверочные полиномы которых имеют вид: $h_1(x)$ и $h_5(x)$, $h_1(x)$ и $h_{11}(x)$, $h_5(x)$ и $h_{11}(x)$, $h_1(x)$ и $h_{31}(x)$, $h_{13}(x)$ и $h_{23}(x)$, $h_{23}(x)$ и $h_{31}(x)$.

ШП МП используются для формирования систем сигналов сложной формы: последовательностей Голда, Касами и др.

Ко второму типу относится ПВКФ пар МП, которая принимает пять ненормированных значений, лежащих в интервале от -9 до +23:

$$R(\tau) \in \{-9(18), -1(27), +7(12), +15(4), +23(2)\} \quad (3)$$

Второй тип характеризуется достаточно большим значением бокового пика ПВКФ «+23», составляющим 37% от максимального значения ПВКФ. Можно выделить два множества по три МП, в каждом из которых всевозможные ПВКФ относятся ко второму типу, а проверочные полиномы имеют вид: а) $h_1(x)$, $h_{11}(x)$ и $h_{23}(x)$; б) $h_5(x)$, $h_{13}(x)$ и $h_{31}(x)$.

К третьему типу относится ПВКФ пар МП, которая принимает восемь ненормированных значений, лежащих в интервале от -13 до +15 (рис. 2):

$$R(\tau) \in \{-13(6), -9(7), -5(12), -1(12), +3(6), +7(9), +11(8), +15(3)\}. \quad (4)$$

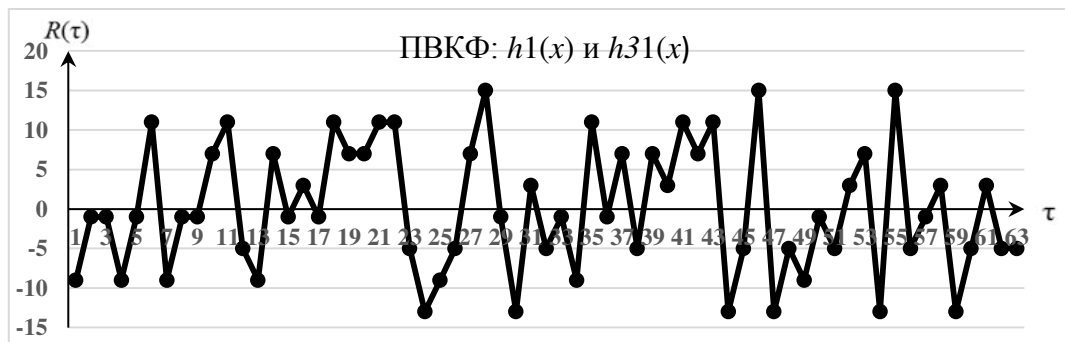


Рис. 2. ПВКФ МП с полиномами $h_1(x)$ и $h_{31}(x)$

Данный тип характеризуется наименьшими значениями боковых пиков ПВКФ, но при этом большим числом уровней. Проверочные полиномы пар МП являются взаимно сопряженными, то есть это пары $h_1(x)$ и $h_{31}(x)$, $h_5(x)$ и $h_{23}(x)$, $h_{11}(x)$ и $h_{13}(x)$.

Для периода $N=63$ для каждой из шести базисных МП можно сформировать только одну ГМВП. Проведем аналогичный анализ ПВКФ для всевозможных пар ГМВП. Проверочный полином ГМВП является произведением двух полиномов, корни которых являются соответственно третьими и пятыми степенями корней примитивного полинома базисной МП [7, 8].

Значения ПВКФ ГМВП сведены в табл.4. Пары полиномов $h_i(x)$ и $h_j(x)$, являющиеся проверочными полиномами для базисных МП, выступают в качестве базисных полиномов для формирования ГМВП. Например, во второй строке таблицы 4 базисными полиномами для ГМВП₁ и ГМВП₂ являются полиномы $h_1(x)$ и $h_{11}(x)$, тогда проверочными полиномами для ГМВП будут $h_{r1}(x) = h_3(x) \cdot h_5(x)$, и $h_{r2}(x) = h_{33}(x) \cdot h_{55}(x) = h_3(x) \cdot h_{31}(x)$. Индексы «33» и «55» являются показателями степени для р-сопряженных корней полиномов $h_3(x)$ и $h_{31}(x)$.

Таблица 4
Значения ПВКФ для МП с периодом $N=63$

Базисные полиномы для ГМВП ₁ и ГМВП ₂	Тип ПВКФ	Число n значений ПВКФ ГМВП ₁ и ГМВП ₂ при												
		$B =$	20	22	24	26	28	30	32	34	36	38	40	42
		$R(\tau) =$	23	19	15	11	7	3	-1	-5	-9	-13	-17	-21
		$r(\tau) =$	0,3 7	0,3 0	0,2 4	0,1 7	0,1 1	0,0 5	- 2	- 8	- 4	- 1	- 7	- 3
$h_1(x)$ $h_5(x)$	и 1					3	12	3		26	6	7		
$h_1(x)$ $h_{11}(x)$	и 2		2	2		4		12		27		18		
$h_1(x)$ $h_{13}(x)$	и 1					3	12	3		26	6	7		
$h_1(x)$ $h_{23}(x)$	и 2		2	2		4		12		27		18		
$h_1(x)$ $h_{31}(x)$	и 3					4	6	6	12	15	6	6		

Анализ результатов показал, что трем типам ПВКФ МП соответствует также три типа ПВКФ ГМВП. На рис 3 показана ПВКФ 1 типа, то есть ПП ГМВП.

ПВКФ ГМВП первого типа принимает семь значений в интервале от -13 до +15:

$$R(\tau) \in \{-13(6), -9(7), -5(6), -1(26), +7(3), +11(12), +15(3)\}. \quad (5)$$

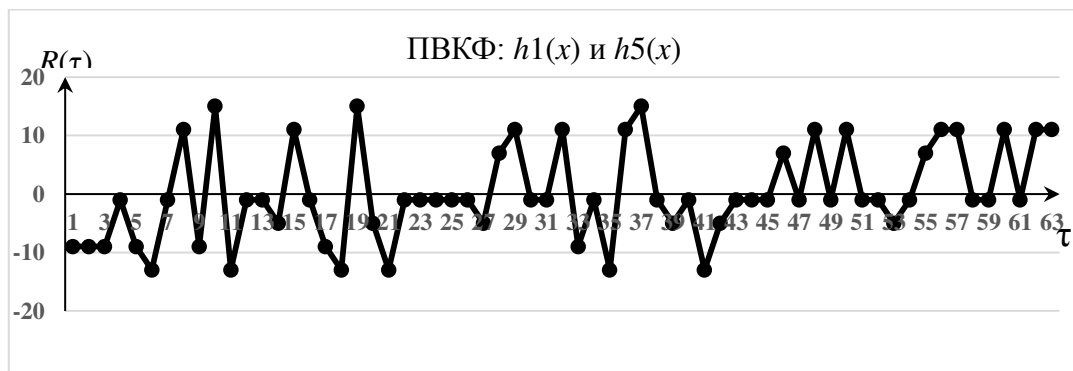


Рис. 3. ПВКФ предпочтительных пар ГМВП с полиномами $h_1(x)$ и $h_5(x)$

В отличие от МП у ПВКФ ГМВП отсутствует уровень «-17», что является положительным фактором при использовании данных последовательностей. По модулю максимальное значение ПВКФ равно 15.

По аналогии с МП, для данного типа ПВКФ с точки зрения ее экстремальных значений имеет смысл назвать данные пары **предпочтительными парами ГМВП**.

ПВКФ ГМВП второго типа принимает пять значений в интервале от -9 до +23:

$$R(\tau) \in \{-9(18), -1(27), +7(12), +15(4), +23(2)\}, \quad (6)$$

что полностью совпадает как по значениям уровней боковых пиков, так и по числу этих значений с ПВКФ МП.

ПВКФ ГМВП третьего типа как и ПВКФ первого типа принимает значения, лежащие в интервале от -15 до +13, но с добавлением восьмого уровня «+3»:

$$R(\tau) \in \{-13(8), -9(6), -5(6), -1(15), +3(12), +7(6), +11(6), +15(4)\}. \quad (7)$$

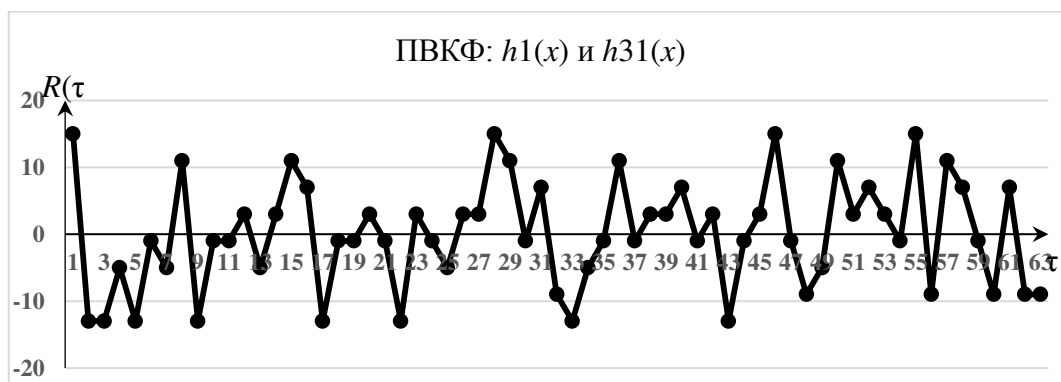


Рис. 4. ПВКФ предпочтительных пар ГМВП с полиномами $h_1(x)$ и $h_{31}(x)$

Распределение числа ПВКФ ГМВП каждого типа соответствует распределению ПВКФ базисных МП: из пятнадцати различных ПВКФ ГМВП шесть относятся к первому типу, шесть относятся ко второму типу и три – к третьему.

На основе проведенного анализа можно сделать следующие выводы:

1. ПВКФ как МП с периодом $N=63$, так и ГМВП относятся к одному из трех типов, характеризующихся интервалом значений боковых пиков и числом этих значений.

2. Типы ПВКФ МП, сформированных с помощью примитивных полиномов $h_i(x)$ и $h_j(x)$, соответствуют типам ПВКФ ГМВ-последовательностей, полученных на основе этих же полиномов.

3. Интервал значений ПВКФ первого типа ГМВП меньше аналогичного интервала ПВКФ МП (отсутствует уровень «-17»).

4. ПВКФ второго типа МП и ГМВП полностью совпадают как по интервалу значений, так и по их уровню и числу этих значений.

5. ПВКФ третьего типа МП и ГМВП полностью совпадают по интервалу значений и их уровню, но отличаются по числу этих значений.

6. Распределение числа ПВКФ ГМВП по типам соответствует распределению ПВКФ базисных МП: из пятнадцати различных ПВКФ шесть относятся к первому типу, шесть относятся ко второму типу и три – к третьему.

В результате исследований разработана методика формирования ПП ГМВП, основанная на использовании в качестве базисных МП их предпочтительных пар. Увеличение числа уровней корреляционной функции характеризуется тем, что их максимальные по модулю значения не превосходят значения ПВКФ ПП МП.

Результаты могут быть использованы при построении ССФ и систем ССФ с высокой структурной скрытностью для систем передачи дискретной информации, к которым предъявляются повышенные требования по конфиденциальности.

Библиографический список

1. *Ипатов В. П.* Широкополосные системы и кодовое разделение сигналов. Принципы и приложения: пер. с англ./ под ред. В.П. Ипатова. М.: Техносфера. 2007.
2. *Вишневский В. М., Ляхов А. И., Портной С. Л., Шахнович И. В.* Широкополосные беспроводные сети передачи информации. М.: Техносфера, 2005.
3. *Скляр Б.* Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. Изд. 2-е, испр.: пер. с англ. М.: Вильямс, 2003..
4. CDMA: прошлое, настоящее, будущее / под ред. Л. Е. Варакина и Ю. С. Шинакова. М.: МАС, 2003.
5. *Кренгель Е. И.* О числе псевдослучайных последовательностей Гордона, Милза, Велча // Техника средств связи, серия ТРС. 1979. вып. 3. С. 17 – 30.
6. *Мешковский К. А., Кренгель Е. И.* Генерация псевдослучайных последовательностей Гордона, Милза, Велча // Радиотехника. 1998. №5. С. 25 – 28.
7. *Стародубцев В. Г.* Проверочные полиномы последовательностей Гордона-Миллса-Велча // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 12. С. 7 – 14.
8. *Стародубцев В. Г.* Формирование последовательностей Гордона-Миллса-Велча на основе регистров сдвига // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, №6. С. 451 – 457.
9. *Golomb S. W.* Two-valued sequences with perfect periodic autocorrelation// IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. March 1992. V. 28, № 2. P. 383 – 386.

УДК 335.58 : 614.8

УПРАВЛЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТЬЮ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РИСКОВ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА ПРИМЕРЕ ОПАСНЫХ ИНЖЕНЕРНЫХ СЕТЕЙ ПРЕДПРИЯТИЯ

И. В. Сухановская

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Под технической системой (ТС) понимается упорядоченная совокупность отдельных элементов, связанных между собой функционально и взаимодействующих таким образом, чтобы обеспечить выполнение некоторых заданных функций (достижение цели) при различных состояниях работоспособности. В процессе идентификации выявляются номенклатура опасностей, вероятность их проявления, пространственная локализация (координаты), возможный ущерб и др. параметры, необходимые для решения конкретной задачи [1].

Техносфера – это область действительности, для которой характерно применение техники, в том числе сложных и опасных ТС; это область использования технологий [2].

Любую сложную техническую систему можно привести к простому виду, например к системе с последовательно соединенными блоками (рис. 1).

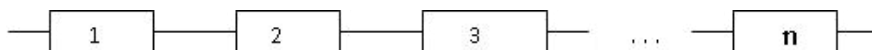


Рис. 1. Простой вид технической системы с последовательно соединенными блоками

В приведенной системе не показаны элементы взаимодействия каждого соседнего элемента. Надежность (вероятность безотказной работы) такой системы можно выразить в виде: $P = p_i^n$, где n – число элементов с одинаковой надежностью p_i , а $i = 1, 2, 3, \dots, n$.

Современный мир отверг концепцию абсолютной безопасности и пришел к концепции «приемлемого» (допустимого) риска. Это понятие произошло от принятого в современной научной литературе термина – «принцип приемлемого риска», известного как принцип ALARA (аббревиатура от «As Low As ReasonabLe AchievabLe»: "настолько низко, насколько это достижимо в пределах разумного", учитывая социальные и экономические факторы). То есть, если нельзя создать абсолютно безопасные технологии, обеспечить абсолютную безопасность, то следует стремиться к достижению хотя бы такого уровня риска, с которым общество в данный период времени сможет смириться.

В безопасности концепция «приемлемого» риска – это вероятность смерти в течение года для индивидуума от опасностей, связанных с техносферой: $q_{\text{недоп.}} > 10^{-6}$ считается недопустимой, а $q_{\text{пренебр.}} < 10^{-8}$ – пренебрежимой [3].

Существуют два подхода к попыткам осмыслить мир. С помощью первого мир пытаются осознать в его целостности. Другой подход связан с «расчленением» воспринимаемого мира на части и дальнейшим объяснением его свойств на основе более простых составляющих, или иначе. тенденция дифференцирования и интегрирования объекта. Упрощенное рассмотрение объекта создает определенную модель действительности.

Степень допускаемых упрощений меняется от модели к модели. Даже самая общая глобальная модель основана на определенных упрощениях. Поэтому, когда мы говорим о полноте рисков, присущих объекту, нельзя рассчитывать на реальность проблемы. Полнота описания реальности не требует большого числа моделей. Можно ограничиться пятью-семью [3].

Технологические потоки делят на две группы. Первая группа – внутренние потоки, которые действуют внутри технической системы и обеспечивают реализацию технологии. Вторая группа – внешние потоки, которые обеспечивают связь обобщенного технологического пространства с внешним миром.

Устойчивость объекта определяется внешним и внутренним рисками.

Внешние риски – это такие явления, события, организации и люди, которые извне влияют на деятельность предприятий и технических систем и являются причинами вероятных потерь.

Внутренний риск – это риск, источником которого является сама ТС или организация, в которой создается ТС. Внутренний риск определяется уровнем индустриализации предприятия. Он часто определяется мотивацией у персонала на добросовестный труд, исключаящий и вредительство, и воровство, и предательство сотрудников и многое другое [2].

Применение понятия «риск» позволяет переводить опасность в разряд измеряемых категорий. Риск, фактически, есть мера опасности. Часто используют понятие «степень риска» по сути не отличающееся от понятия «риск», но лишь подчеркивающее, что речь идет об измеряемой величине.

Согласно определению, оценка риска включает в себя анализ частоты и анализ последствий. Однако, когда последствия незначительны и частота крайне мала, достаточно оценить один параметр.

Базовые проектные решения (БПР) выполняются до определения управляемого риска ТС, поэтому БПР является допроектным риском и входит в вектор Коллера в начале координат как постоянная функция с учетом допроектного времени.

На рис. 2 показана универсальная блок-схема изменения рисков ТС для любой технической системы техносферы. Видно, что на входе – вектор Коллера входного риска $q_{\text{вх.}}$. В потокую функцию входного риска могут входить различные риски: предьстории $q_{\text{пред.}}$, внешний $q_{\text{внеш.}}$, внутренний $q_{\text{внутр.}}$, максимальный $q_{\text{макс.}}$, минимальный $q_{\text{мин.}}$, остаточный $q_{\text{ост.}}$, неприемлемый риск $q_{\text{неприм.}}$, приемлемый риск $q_{\text{прим.}}$, риск анергии $q_{\text{анэрг.}}$, риск пренебрежительно малый $q_{\text{пренеб.}}$, нулевой. q_0 и пр. На выходе, как правило, может быть приемлемый риск $q_{\text{прим.}}$. На систему могут действовать риски возмущения $q_{\text{возм.}}$. И, наконец, техническая система характе-

ризуется риском потерь внутренней энергии $q_{\text{пот}}$ и риском остаточным $q_{\text{ост.}}$, к которому устремляют приемлемый риск.

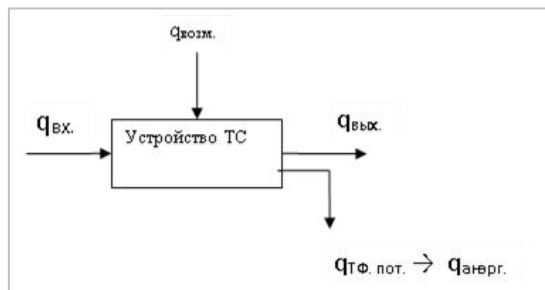


Рис. 2. Блок-схема изменения рисков ТС для любой технической системы

Полнота безопасности – это мера вероятности того, что функция безопасности полноты слоев безопасности (ПСБ) и других слоев защиты обеспечат установленную безопасность. Только после того, как остаточный риск установлен, определяют оценку величины необходимого снижения приемлемого риска.

Базовый сценарий управления риском, как правило, завершает этап аналитической экспертизы и прогнозных исследований. Входные и выходные потоки могут быть построены, исходя из проблемы (задачи) поиска рекомендаций - по глубине и (или) ширине. Базовым сценарием управления риском в настоящей исследовании выбран технологический метод Паттерны [4].

Паттерн – английское слово, значение которого передается по-русски словами «шаблон», «система», «структура», «принцип», «модель».

Простота методик паттерны и виртуальность проектирования сложных систем позволяют использовать опыт паттерны для определения риска системы в зависимости от времени, позволяют прогнозировать устойчивость технологических систем, как при проектировании, так и эксплуатации.

На рис. 3 показана блок - схема технологии Паттерны управления рисков ТС. Блок-схема состоит из рисков Паттерны – микросистемы паттерны и макросистемы. Число микропаттерн в макросистеме Паттерны определяется степенью деления риска потерь ТС на n макропаттерн в диапазоне приемлемый риск – риск энергии ТС.

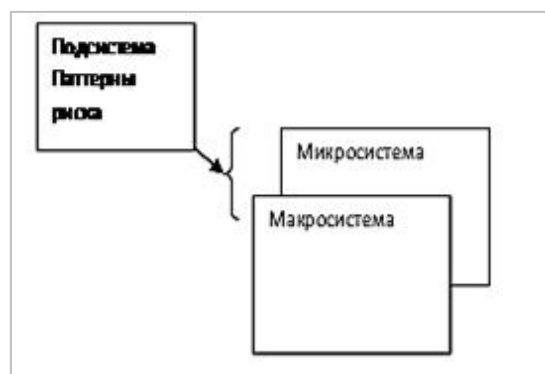


Рис. 3. Паттерна риска технической системы

В настоящей работе рассмотрены оригинальные решения блочных систем и архитектуры (СКУ), которые встроены в технологию проектирования Паттерн. Входная функция $q_{вх.}$ представляет собой потоковую функцию внешних и внутренних рисков, входящих в устройство управления технической ТС по технологии Паттерны. Микропаттерна определяет первоначальное время цикла риска ФС и ФО технической функции ТФ. Иначе говоря, выходная функция риска микропаттерны $q_{вых. \text{ микропат.}}$ в дальнейшем является входной функцией первой макропаттерны, а выходная функция первой макропаттерны является входной функцией второй макропаттерны и т.д. Процесс цикличности макропаттерн повторяется в течение всего срок службы ТС.

На рис. 4 показана блок-схема микропаттерны изменения рисков в любой момент времени в течение жизненного цикла ТС $\tau_{ж.}$. Входная функция $q_{вх.}$ представляет собой потоковую функцию внешних и внутренних рисков, входящих в устройство управления ТС, которая определяет в дальнейшем риск n макропаттернах макросистемы Паттерны. При этом риск возмущения $q_{возм. \text{ микропат.}}$ включает риск предьстории $q_{пред.}$, риски устройства внешние $q_{внеш.}$ и внутренние $q_{внутр.}$. Число n определяет число повторяющихся периодов макропаттерны, после чего устройство управления машиной перестанет функционировать.

Анализ паттерн основывается на одной из аксиом технического анализа. «История повторяется» – считается, что повторяющиеся комбинации исходных данных приводят к аналогичному результату. Применение паттернов проектирования повышает устойчивость системы к изменению требований и упрощает неизбежную последующую доработку системы. Сложные иерархизированные структуры представляются как набор определенным образом типологизированных элементов и связей между ними. Эффективной процедурой является многоуровневое представление структур. Переход с одного уровня представления на другой осуществляется путем выделения определенных подструктур, которые, в свою очередь, рассматриваются в качестве «макроскопических» элементов, связанных между собой более простым и понятным образом. В свою очередь, элементы более низкого уровня могут быть названы «микроскопическими».

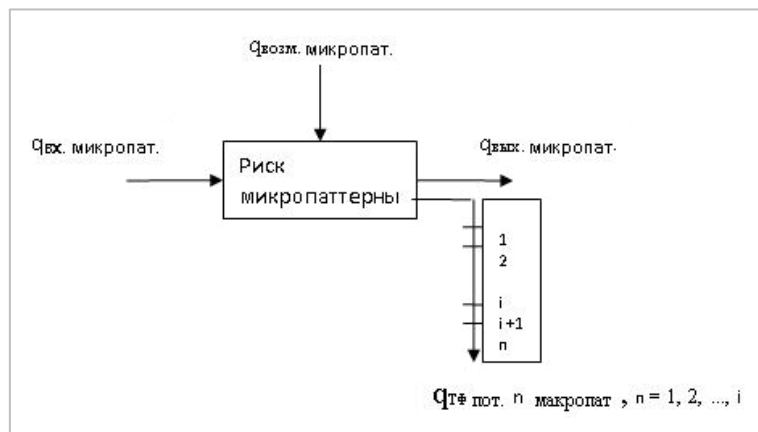


Рис. 4. Блок-схема микропаттерны изменения рисков в любой момент времени в течение жизненного цикла ТС

На рис. 5 показана схема управленческой пирамиды. Число уровней в управленческой пирамиде может быть разным.

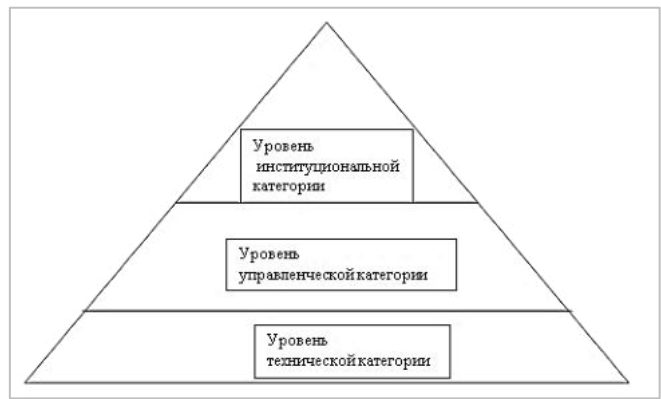


Рис. 5. Схема управленческой пирамиды

В зависимости от типа принимаемых решений, уровни можно разделить на три категории:

- институциональная категория – высший уровень управленческой иерархии (внутренний риск). На этом уровне принимаются решения, которые касаются всей организации в целом, а также принципиальные решения, определяющие взаимодействие организации с внешним миром (внешний риск);
- управленческая категория включает уровни, которые принимают серьезные решения, но не затрагивают всю организацию в целом (внутренний риск). На этом уровне формируется техническое решение на базе технической функции;
- техническая категория – на этом уровне разрабатывается функциональная структура и функциональные операции системы, а также подготавливается техническое решение.

Реализация иерархии проекта архитектуры системы контроля и управления технологическим процессом (СКУ ТП) технической системы, показана на рис. 6.



Рис. 6. Иерархия проекта архитектуры системы контроля и управления технологическим процессом технической системы

В архитектуре СКУ выделяются несколько подуровней, расширяющие 2 основных уровня СКУ-блока:

- верхний уровень
 - уровень управления технологическим процессом.
- нижний уровень:
 - уровень обработки информации;
 - уровень коммуникации;
 - уровень автоматизации (например, автопилот);
 - уровень индивидуального управления (например, оператор);
 - уровень процесса (датчики и исполнительные механизмы).

Система контроля и управления ТС состоит из технических средств, выполняющих функции автоматизации основного технологического процесса, и специализированных подсистем СКУ, выполняющих локальные задачи автоматизации (датчики и исполнительные механизмы), а также информационно – диагностических функций (ИДФ). Интеграция всех подсистем СКУ в единую СКУ СБ ТС осуществляется путем применения высокопроизводительных средств коммуникационной и информационной обработки.

Технологические СКУ ТП определяют надежность системы контроля и безопасности системы безопасности СКУ СБ всей ТС. Принцип разнообразия реализуется посредством функционального и технического разнообразия. Применение построенного на традиционных средствах СКУ ТП с «жесткой логикой», позволяет резко снизить вероятность отказа технических средств системы контроля и управления всей СКУ СБ ТС. При этом надо понимать, что в общем смысле функциональная безопасность не является видом надежности – в зависимости от контекста эти два понятия могут быть прямо противоположными. Например, автомат Калашникова является очень надежной технической системой, но совсем небезопасной. И, напротив, домашний компьютер для игр может «зависать» хоть каждые 5 минут, но при этом не представлять никакой угрозы для жизни людей. Это во многих случаях определяет дефекты и отказы при применении программного обеспечения, конфликты между заказчиками и разработчиками из-за неопределенностей в значениях их безопасности и недостаточную конкурентоспособность создаваемых российских управляющих систем на мировом рынке.

Библиографический список

1. Яковлев В. В. Прикладные аспекты теории надежности технических систем: Учебное пособие. СПб: Нестор, 2000.
2. Тарабанов В. Н. Расчет и проектирование систем обеспечения безопасности. Основы внутреннего риска объектов и систем техносферы: Учебное пособие. Изд-во Политехнического университета, 2013.
3. ГОСТ Р МЭК 61511- 3-2011. Безопасность функциональная.
4. Фримен Э., Фримен Ф. и др. Паттерны проектирования. СПб: Питер, 2012.

РАЗРАБОТКА ВЕБ-ПРИЛОЖЕНИЯ «СПРАВОЧНИК КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ»

Н. Р. Туркина, О. И. Шершнева

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

В статье разработано веб-приложение «Справочник конструкционных материалов», которое позволит значительно упростить решение задач в области исследований материалов, предназначенных для авиационной, космической и других отраслей промышленности, поможет в поиске необходимой информации при расчетах.

На основе проведенного анализа проблем в области исследований конструкционных и функциональных материалов, включая композиционные на металлической, полимерной и керамической матрицах, сплавов на основе алюминия, магния, титана, никеля, интерметаллидов, сталей, защитных покрытий, была поставлена задача разработки веб-приложения - справочника материалов, который должен обладать следующими свойствами и функциями:

- поддержкой графического контента для усиления эмоционально-ценностного компонента содержания;
- разделением контента на общедоступный и приватный;
- удобной и полноценной административной панелью для управления контентом сайта;
- форумом для общения пользователей;
- возможностью поиска информации по контентной части;
- возможностью создания тестов для проверки знаний пользователей;
- выделением пользователей в группы.

Весь функционал базы данных должен быть интуитивно понятен, дизайн сайта современен, инструменты управления сайта должны быть доступны для понимания людьми, далекими от веб-разработки. Приложение разрабатывается не только для использования студентами и преподавателями БГТУ «Военмех», но также и другими пользователями сети Internet. На рис. 1 отображена спроектированная инфологическая (смысловая) модель базы данных разрабатываемого приложения.



Рис. 1. Инфологическая модель базы данных для справочника

Основная страница сайта (лендинг) должна быть максимально информативной: отражать основное предназначение сайта и основной функционал (см. рис. 2).

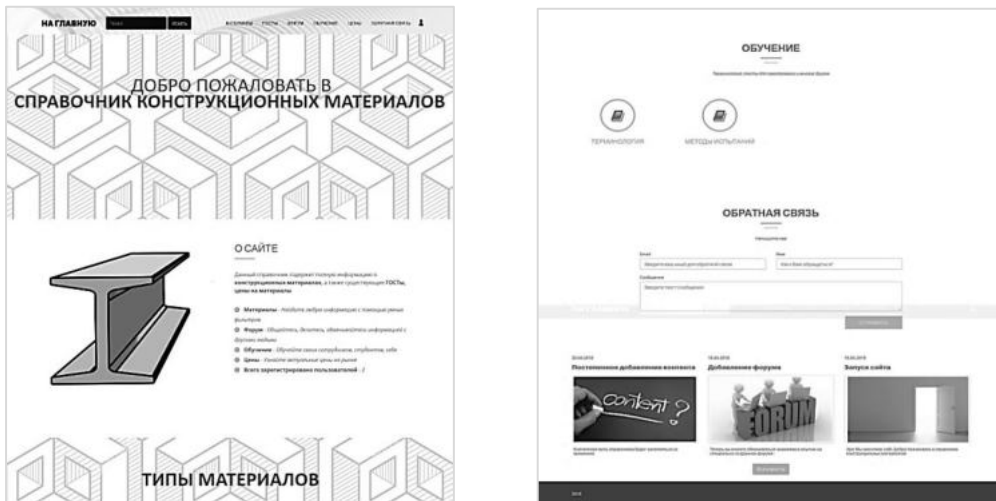


Рис. 2. Главная страница сайта

В результате согласований содержания и дизайна разрабатываемого приложения был создан лендинг, содержащий следующие блоки:

- шапка сайта с навигацией по разделам и поисковой строкой;
- основную информацию о сайте;
- блок с категориями материалов;
- блок «обучение» с общей справочной информацией;
- форму обратной связи;
- последние опубликованные новости.

Страница «Материалы» содержит список категорий (рис. 3), а категории, в свою очередь, содержат более детальную информацию.

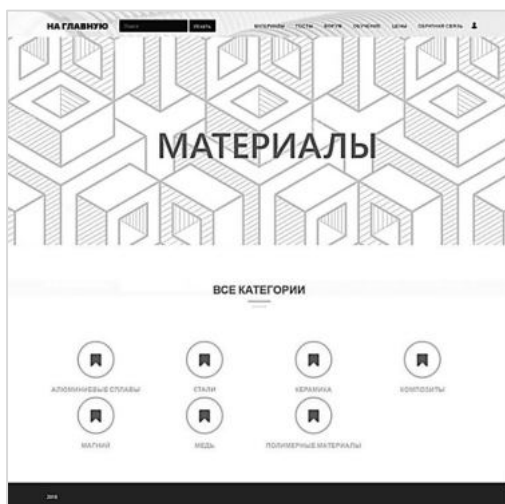


Рис. 3. Страница «Материалы»



Рис. 4. Одна из детальных страниц категорий

Раздел «Обучение» содержит страницы с тестами, а также общую справочную информацию. Общая справочная информация имеет дополнительную фильтрацию по алфавиту. При переходе на элементы открывается всплывающее окно с расширенной информацией. Детальные страницы категорий содержат список материалов, фильтр и список категорий (рис. 4).

Для возможности использования веб-приложения «Справочник строительных материалов» сначала необходимо пройти процесс авторизации (рис. 5). После успешной авторизации при повторном использовании иконки открывается личный кабинет пользователя. Он содержит информацию о пользователе с возможностью редактирования ее, ответы на обращения администратору через форму обратной связи, а также ранее просмотренные материалы.

Разработанные модули приложения:

«Справочник» – модуль для работы с материалами и категориями, который состоит из двух частей:

Открытая часть:

- отображение информации по материалам, с возможностью поиска по алфавиту;
- отображение материалов и всей сопроводительной информации по нему (описание, изображение, свойства).

Закрытая (административная) часть:

- интерфейс для работы с категориями:
- отображение списка категорий;
- добавление, удаление, редактирование категории;
- интерфейс для работы с материалами:
- отображение списка материалов;
- добавление, удаление, редактирование материалов;
- интерфейс множественного добавления свойств материала.

The image shows a login form with a white background and a dark border. At the top right is a close button (X). Below it are two input fields: the first is labeled 'Email' and the second is labeled 'Пароль' (Password). Under the password field is a link that says 'Забыли пароль?' (Forgot password?). At the bottom are two dark buttons: 'Войти' (Login) and 'Зарегистрироваться' (Register).

Рис. 5. Форма авторизации

Таким образом, приложение, будучи в открытом доступе, дает возможность любому пользователю сети Интернет ознакомиться с теоретической базой по строительным материалам, а также пополнить знания посредством встроенного в приложение форума. В дальнейшем каталог планируется дополнить сведениями об авиационных материалах, их характеристиках, областях применения и нормативной документацией.

**АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ ИМИТАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОГО
МОДЕЛИРОВАНИЯ ЛОГИСТИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ РАКЕТНО-
ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ****М. П. Филяев¹, А. А. Воробьев²**¹*СПбГЛТУ им. С. М. Кирова*²*Лаборатория информационных технологий в системном анализе и моделировании
СПИИРАН*

Эффективность применения ракетного вооружения и ракетной техники определяется своевременностью, полнотой и качеством проведения мероприятий по обеспечению войск ракетами, накоплению до установленных норм их запасов и запасов боевых частей, содержанию в установленных степенях готовности, решению задач эксплуатации и восстановления ракетной техники. В комплексе с технической и специальной подготовкой личного состава, обеспечивающей безотказность действий и безопасность обращения с ракетным вооружением, эти мероприятия составляют основу ракетно-технического обеспечения (РТО). Результаты анализа структуры и специфики процессов РТО свидетельствуют о том, что большинство из них в той или иной степени носит логистический характер.

В наиболее общем плане логистика сегодня рассматривается как наука об оптимальном управлении потоками, является весьма востребованной и актуальной. Различные виды логистики находят применение практически во всех сферах человеческой деятельности. Логистический подход и принципы позволяют значительно снизить издержки, связанные с управлением самых разнообразных потоков: материальных ресурсов, информации, транспорта и многого другого. Логистика позволяет сделать планирование и управление потоковыми процессами более упорядоченным, эффективным и системным. Особую роль в современных условиях логистика как наука приобретает в сфере обороны и безопасности государства и является одним из основных факторов, определяющих как эффективность функционирования оборонно-промышленного комплекса, так и эффективность применения войск в операциях (боевых действиях), что обуславливается их снабжением и всесторонним обеспечением, так называемой военной логистикой [1].

Ракетно-техническое обеспечение как составная часть военной логистики включает ряд процессов, которые в свою очередь по функциональным признакам можно сопоставить с другими видами логистики. Аналогично предложенной в работе [2] классификации логистики по функциональным признакам в РТО возможно выделить процессы, связанные с логистикой распределения, логистикой склада, логистикой запасов, транспортной логистикой. Отличительной особенностью рассматриваемых процессов РТО является комплексный характер логистических признаков, что не позволяет однозначно относить эти процессы только к одному из указанных видов логистики. Так, например, одной из важнейших функциональных задач технической ракетной базы (ТРБ) оперативного объединения является хранение и содержание запаса ракет, их подготовка и доставка в ракетные соединения и части, а также прием поступающих в объединение ракет и боевых частей к ним [3]. Условная схема процесса реализации этой функциональной задачи ТРБ представлена на рис. 1.

Результаты анализа структуры рассматриваемого процесса свидетельствуют о многовариантности его реализации и сочетании при этом различных видов логистики. Таким образом, основные, наиболее сложные процессы РТО являются логистическими. Эти процессы должны быть в первую очередь устойчивыми, т.е. построены таким образом, чтобы в угрожаемый период и в военное время соединения и части обеспечивались ракетами с минимальными временными потерями, возникающими в результате воздействия противника на объекты, силы и средства РТО, а также транспортные коммуникации.

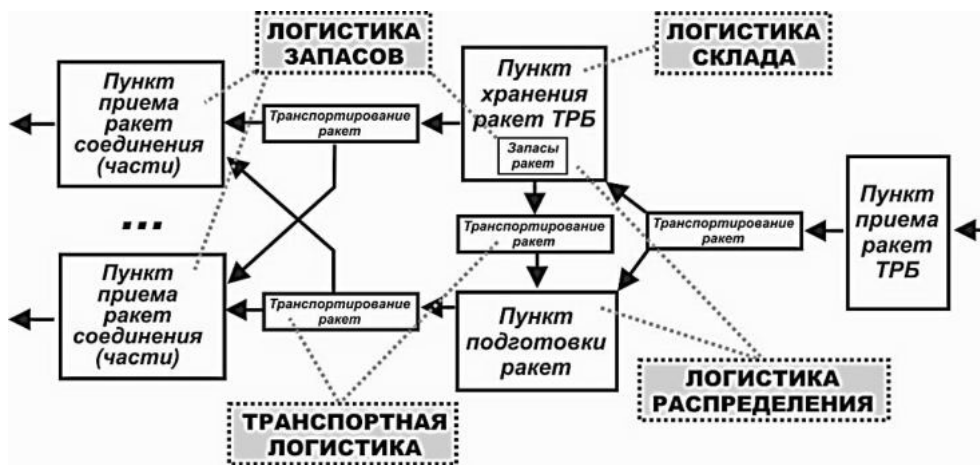


Рис.1. Условная схема процесса доставки ракет в ракетные соединения и части

Наиболее эффективным инструментом исследования и оптимизации логистических процессов в настоящее время является математическое моделирование. В условиях стремительного развития информационных технологий роль и место математического моделирования многократно возрастает, так как благодаря применению современных компьютерных средств моделирования существенно снижается трудоемкость построения математических моделей и повышается оперативность получения и обработки результатов моделирования.

Под математическим моделированием понимается процесс установления соответствия данному реальному объекту некоторого математического объекта, называемого математической моделью. В логистике широко применяются два основных вида математического моделирования: аналитическое и имитационное.

Аналитическое моделирование логистических систем заключается в представлении их составных частей в виде формализованных математических описаний и установлении математических законов их взаимодействия. Аналитические модели служат для решения достаточно простых расчетных и оптимизационных задач, к достоинствам аналитического моделирования относится возможность обобщения и многократность использования. При усложнении логистических процессов исследование их аналитическими методами существенно затрудняется и во многих случаях становится практически невозможным

В этих условиях для исследования сложных процессов необходимо, наряду с традиционными аналитическими методами, использовать и **имитационное моделирование**, позволяющее описывать процессы, не допускающие явного формализованного описания. Имитационная модель по сути является логической или логико-математической моделью исследуемого процесса в виде алгоритма ее функционирования, программно-реализуемого на компьютере [4]. Таким образом, под имитационной моделью понимается отдельная программа (совокупность программ, программный комплекс), позволяющая с помощью последовательности вычислений по определенным операционным правилам воспроизводить (имитировать) процессы функционирования отдельного объекта или системы в целом при условии воздействия различных, как правило, случайных факторов.

При имитационном моделировании закономерности, определяющие характер количественных отношений внутри логистических систем, как правило исследуются не полностью, а до определенного уровня детализации. Отдельные части системы для исследователя остаются «черным ящиком». Определение условий, при которых результат удовлетворяет предъявляемым требованиям, является целью работы с имитационной моделью.

Основным достоинством имитационного моделирования является то, что этим методом можно решать сложные задачи, так как достаточно просто учитываются случайные воздействия и другие факторы, которые создают трудности при аналитическом исследовании. При этом решение задачи осуществляется путем прогона программы с заданными параметрами, тем самым и моделируется исследуемый процесс.

Имитационное моделирование имеет и ряд существенных недостатков, которые также необходимо учитывать при выборе метода моделирования.

Первым является то обстоятельство, что исследования с помощью этого метода весьма трудоемки.

Для построения модели и экспериментирования на ней необходим высококвалифицированный специалист и большой ресурс машинного времени, поскольку метод основывается на статистических испытаниях и требует многочисленных прогонов программы. Имитационные модели разрабатываются для конкретных условий и, как правило, не тиражируются.

Вторым существенным недостатком является вероятность ложной имитации. Процессы в логистических системах носят вероятностный характер и поддаются моделированию только при введении определенного рода допущений, при этом при существенных упрощениях и ошибках в логике описания процессов, порядке их взаимодействия возникает проблема неадекватности результатов.

Таким образом, методология исследования логистических систем предполагает применение как аналитического, так и имитационного моделирования. Актуальной при этом является проблема выбора метода моделирования, так как достоинства и недостатки аналитического и имитационного моделирования являются фактически противоположными. Анализ известных современных реализаций этих методов при исследовании процессов рассмотренных выше видов логистики [5, 6] свидетельствует о преобладании выбора аналитического моделирования в случае логистики запасов и логистики распределения, имитационный метод наиболее востребован для исследования логистики склада и транспортной логистики. В связи с отмеченным выше сочетанием этих видов в логистических процессах РТО целесообразно рассмотреть вопрос о совместном применении имитационного и аналитического моделирования в данной предметной области, что будет содействовать интеграции функциональных областей логистики и повышению эффективности управления в целом.

Комбинированное (аналитико-имитационное) моделирование при исследовании логистических процессов позволяет объединить достоинства одного и другого методов. При построении комбинированных моделей, как принято в известных реализациях этого метода [7, 8], проводится предварительная декомпозиция процесса на составляющие подпроцессы и для тех из них, где это возможно, используются аналитические модели, а для остальных строятся имитационные. Такой подход не совсем однозначен, поскольку ставит на первое место применение аналитических методов и не позволяет использовать весомые преимущества имитационных моделей, придавая им второстепенное значение.

Тем не менее, в настоящее время вектор развития математического моделирования все больше смещается в сторону имитационных методов, чему способствует создание и распространение инструментальных средств имитационного моделирования, таких, например, как программные среды AnyLogic, GPSS Studio [9]. В последнее время значительное внимание уделяется разработке и применению имитационных моделей и в военной области. Поэтому в отношении логистических процессов РТО более перспективным выглядит развитие комбинированного имитационно-аналитического моделирования, что в свою очередь требует решения ряда актуальных основополагающих вопросов.

Анализ исходных данных и условий постановки задачи. Задание исходных данных моделируемого процесса в виде усредненных значений и не высокие требования к точности определяемых параметров процесса не всегда предполагает использование аналитических методов, даже если структура процесса не является сложной. Рассмотрим процесс транспортирования, схема которого представлена на рис. 2.

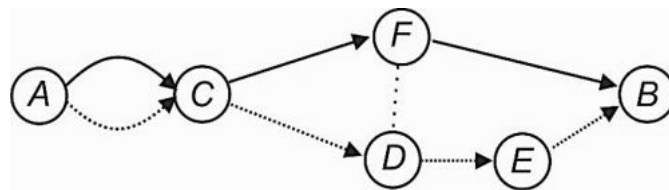


Рис. 2. Схема процесса транспортирования

Рассматривается транспортирование N транспортными средствами из пункта A в пункт B . Транспортирование осуществляется по двум маршрутам, обозначенным соответственно сплошными и пунктирными стрелками, требуется минимизировать время транспортирования, которое фиксируется по прибытию последнего транспортного средства в пункт B . Исходные данные заданы в виде усредненных значений, время окончания транспортирования по j -му маршруту определяется по формуле:

$$T_j = \frac{L_j}{V_j} + \frac{N_j - 1}{n_j},$$

где L_j – протяженность j -го маршрута; V_j – средняя скорость движения транспортных средств по j -му маршруту; n_j – средний темп транспортирования по j -му маршруту.

Очевидно, что в такой постановке рассматриваемая задача без особого труда может быть решена аналитическим методом, определено минимальное время транспортирования и соответствующее ему распределение транспортных средств по маршрутам. Соответствующая имитационная модель в программной среде AnyLogic также обеспечила поиск решения, при этом результаты, полученные разными методами, фактически совпали. Небольшое расхождение обусловлено разницей в протяженности маршрутов, которая в имитационной модели определялась на основе информации ГИС. Тем не менее, имитационное моделирование обеспечило дополнительные возможности по исследованию транспортного процесса. Во-первых, использование стохастических значений скорости транспортных средств и темпа перевозки на отдельных участках позволяет получить более приближенные к реальному процессу результаты моделирования. Во-вторых, имитационная модель обеспечивает возможность исследования устойчивости моделируемого процесса к внешним воздействиям, что аналитическим методом в этом случае сделать значительно сложнее. Вопрос об исследовании устойчивости актуален при наличии уязвимости логистического процесса, рассмотренной в работе [10].

Предположим, что в процессе транспортирования возможно возникновение барьерного рубежа (пункт E), как показано на рис. 3.

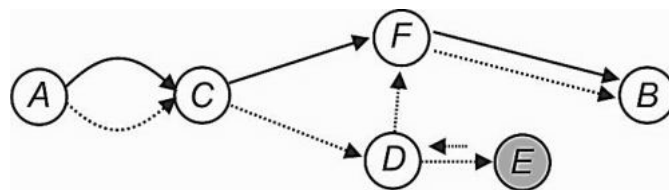


Рис. 3. Изменение схемы процесса транспортирования при возникновении барьерного рубежа

Барьерный рубеж может быть обусловлен, например, разрушением транспортной коммуникации, что делает дальнейшее движение по соответствующему маршруту невозможным. Для завершения транспортирования выполняется возвращение транспортных средств, не пересекших барьерный рубеж, в пункт D и далее переход на другой маршрут. Имитационная модель в данной ситуации становится эффективным инструментом исследования зависимости времени окончания транспортного процесса от времени возникновения барьерного рубежа.

Даже при усредненных значениях исходных данных модели значение времени окончания транспортирования приобретает случайный характер.

Таким образом, условия постановки задачи оказывают существенное значение на выбор метода моделирования логистического процесса.

Выбор уровня детализации моделируемого процесса. Этот вопрос не менее актуален, если рассматривать моделирование как пошаговый процесс от минимального до максимально возможного уровня детализации.

Моделирование логистических процессов РТО целесообразно рассматривать на аналогично предложенным в работе [11] системном, функциональном и операционном уровнях. При моделировании процессов на *системном уровне* осуществляется абстрагирование наиболее существенных характеристик процесса и создание упрощенного модельного отображения. Этот уровень детализации характеризуется сравнительно небольшим числом, как правило, усредненных параметров процесса, что обеспечивает возможность его моделирования аналитическим методом. Результаты моделирования, соответственно, также носят усредненный характер, их уточнение достигается дальнейшей детализацией логистического процесса.

На *функциональном уровне* проводится моделирование объектов подсистем и выполняемых ими функциональных задач с учетом существующих взаимосвязей. Это приводит к существенному возрастанию учитываемых параметров и усложняет их комплексный учет. Выбор метода моделирования в данном случае дополнительно зависит от специфики логистического процесса и может быть, как аналитическим, так и имитационным.

Операционный уровень детализации предусматривает моделирование элементов объектов и операций, выполняемых ими для решения функциональной задачи. Сложность разработки комплексной аналитической модели при этом многократно возрастает ввиду необходимости учета большого числа параметров и определения зависимостей между ними. Имитационное моделирование позволяет решить эту проблему путем определения логики поведения и взаимодействия рассматриваемых элементов объектов и является более предпочтительным методом при операционном уровне детализации.

Применительно к логистическому процессу доставки ракет в соединения и части оперативного объединения рассмотренные уровни детализации представлены на рис.4.

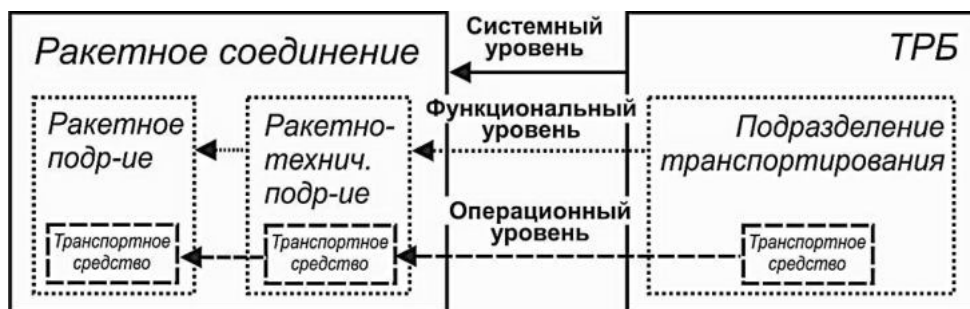


Рис. 4. Уровни детализации моделирования процесса доставки ракет

Примером реализации технологии пошагового комбинированного моделирования является разработка моделей цепей поставок в программной среде AnyLogistix [12], где при проектировании новой цепи первоначальное возможное размещение распределительных центров сначала определяется аналитическим методом, а затем на основе повышения уровня детализации выполняется имитационное моделирование, по результатам которого вносятся коррективы с целью оптимизации процесса.

Выбор варианта декомпозиции моделируемого процесса. Декомпозиция (разбиение на части, этапы реализации во времени) логистического процесса является определя-

ющим условием построения его модели комбинированным методом. При этом в зависимости от исходных данных и условий постановки задачи одни и те же этапы могут представляться с различным уровнем детализации.

Применительно к функциональной задаче доставки ракет в ракетные соединения декомпозиция соответствующего процесса может быть выполнена как, например, представлено на рис. 5.

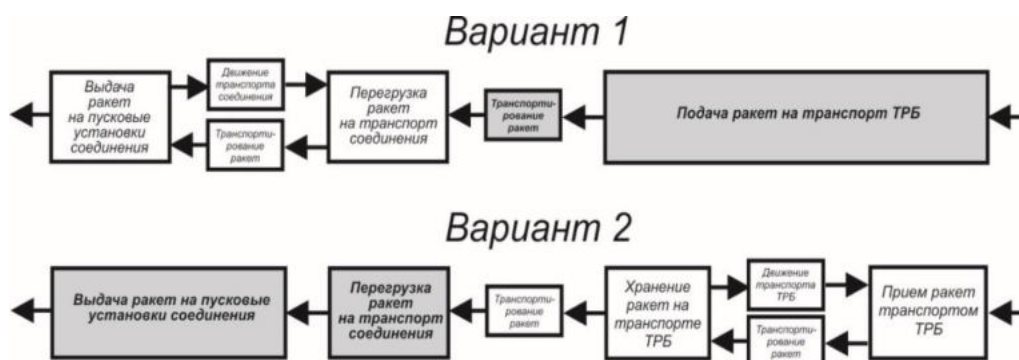


Рис. 5. Варианты декомпозиции процесса доставки ракет

В первом варианте моделирование этапов подачи ракет из арсенала в ТРБ и их транспортирование в пункт передачи на транспорт соединения предполагает функциональный уровень детализации и может быть выполнено по усредненным значениям соответствующих исходных данных, в том числе аналитическим методом. Моделирование этапа выдачи ракет на пусковые установки с учетом их предварительной перегрузки на транспорт соединения предполагает операционный уровень детализации и соответственно разработку имитационной модели. Очевидно, что данный вариант декомпозиции рассматриваемого процесса соответствует приоритетной задаче исследования временных характеристик функционирования сил и средств ракетного соединения. Второй вариант декомпозиции, наоборот, направлен на исследование временных характеристик функционирования сил и средств ТРБ.

Таким образом, учитывая относительно детерминированный характер логистических процессов РТО, для их исследования целесообразно применение комбинированного метода, т.е. имитационно-аналитического моделирования. При этом состав комбинации методов в рамках моделируемого процесса определяется на основе анализа исходных данных и условий постановки задачи, доступного уровня детализации и возможных вариантов декомпозиции процесса. Разработка имитационно-аналитических моделей логистических процессов РТО позволит исследовать требуемые характеристики с необходимой точностью и при этом сократить трудозатраты, соответствующие полному имитационному моделированию процесса.

Библиографический список

1. Курбанов А., Мостовой А., Мартынов М. Концепция военной логистики в современных социально-экономических условиях // Логистика. 2012. № 10 (71). С. 55 – 59.
2. Галяутдинов Р. Р. Виды логистики и их характеристика // Сайт преподавателя экономики. [2016]. URL: <http://galyautdinov.ru/post/vidy-logistiki> (дата обращения: 25.10.2018).
3. Руководство по эксплуатации ракетно-артиллерийского вооружения / под ред. Свертилова Н.И. М: ГРАУ, 2006.
4. Лычкина Н. Н. Имитационное моделирование экономических процессов: учебное пособие. М.: Вузовский учебник: Изд-во ИНФРА-М, 2014.

5. *Стерлигов А. К.* Использование метода имитационного моделирования в прикладных логистических задачах // *Логистика сегодня*. 2006. № 1. С. 40 – 48.
6. *Омельченко И. Н., Ножнов В. И.* Использование методов аналитического и имитационного моделирования при проектировании складских комплексов // *Машиностроитель*. 2006. № 6. С. 47 – 50.
7. *Шукаев Д. Н., Абдуллина В. З., Ламашева Ж. Б.* Имитационно-аналитическое моделирование производственно-сбытовой системы // *Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований*. 2015. № 3. С. 82 – 87.
8. *Кузнецов В. Л., Горчаков А. И.* Комбинированная имитационно-аналитическая модель пропускной способности аэродромной воздушной зоны // *Научный вестник МГТУ ГА*. 2016. № 224. С. 33 – 42.
9. *Боев В. Д.* Об адекватности систем имитационного моделирования GPSS World и Anylogic // *Прикладная информатика*. 2011. № 4 (34). С. 30 – 40.
10. *Горячева И. А., Шиловская М. С.* Системный анализ факторов среды при функционировании логистической системы // *Известия СГУ им. Н. Г. Чернышевского. Серия Экономика. Управление. Право*. 2015. Том 15. Выпуск 1. С. 49 – 56.
11. *Плащенков В. В.* Системные исследования: основы, методы, проблемы и пути их решения: Монография. Ч. 1: Теоретические и методические основы технико-экономических исследований. Череповец: ГОУ ВПО ЧГУ, 2006.
12. Имитационное моделирование в комплекте с оптимизацией: URL: <http://anylogistix.ru> (дата обращения: 25.10.2018).

УДК 629.7.012

РЕВЕРС-ИНЖИНИРИНГ В РАЗРАБОТКЕ БПЛА

В. Э. Юденков, Д. В. Балакшина

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

...Воздухоплавание не было ни наукой, ни отраслью промышленности. Оно было чудом.
Игорь Сикорский [3]

Одно из наиболее перспективных направлений развития современной военной и гражданской авиации является разработка беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). На сегодняшний день БПЛА различного назначения используются не только военными, им нашли широкое применение и в гражданской сфере. Их применяют для аэрофотосъемки, патрулирования, геодезических исследований, мониторинга объектов и даже для доставки покупок на дом. Существует много производителей, которые наполнили рынок изделиями самых разных конфигураций и назначений. Разработка БПЛА на основе воздушно реактивного двигателя (ВРД) наиболее перспективное направление, в виду большого спектра применения данных изделий.

*...Инженер – человек, способный взять теорию и
приделать к ней колеса.*
Из «Словаря недостоверных определений»
Л. Левинсона (1966) [4]

Проектирование любого БПЛА должно начинаться с выбора аэродинамической схемы, удовлетворяющей требованиям, а также расчета аэродинамических, весовых и прочностных характеристик изделия и моделирования первичной тестовой модели. Это правильный путь с теоритической точки зрения, так как он обеспечивает полную уникальность разработки; про-

ектирования изделия строго под поставленные задачи и приобретение большого опыта у команды разработчиков при преодолении различных проблем и поиске необходимых конструкторских решений. Однако этот путь предполагает большие временные и финансовые затраты, что в большинстве случаев не рационально.

*Один опыт я ставлю выше, чем тысячу мнений,
рожденных только воображением.*

М. В. Ломоносов [5]

Начиная работу над любым сложным техническим объектом, таким как БПЛА, необходимо учитывать опыт специалистов, которые работали над подобными проектами ранее. Реверс-инжиниринг (обратное проектирование; обратный инжиниринг) – вспомогательное средство для получения информации о аспектах работы различных изделий. Никто никогда не запретит делать какой-либо проект с нуля, но пойдя по пути реверс-инжиниринга, понять логику и технические решения тех людей, которые сделали что-то подобное до вас, и как результат избежать больших затруднений на этапе проектирования - это путь быстрой и качественной реализации проекта. Реверс-инжиниринг подразумевает исследование опыта других людей, что является одним из самых продуктивных методов познания. Также стоит сказать, что некоторые люди и организации используют обратное проектирование для полного копирования продукта в корыстных целях.

В гражданских отраслях промышленности применение обратного инжиниринга в качестве источника информации, как правило, ограничивается законодательно: например, в большинстве промышленно развитых стран не разрешается привлекать к подобным исследованиям специалистов, ранее работавших в фирмах-конкурентах, запрещается копировать образцы «чужой» продукции, защищенные торговыми марками и знаками, и т. п. [1]. Однако, применение обратного проектирования не будет являться противозаконным действием, если конечное изделие будет отличаться от объекта обратного проектирования.

В условиях современных технологий, услуги реверс-инжиниринга набирают все больший спрос на рынке проектирования и изготовления различных изделий. Эти услуги могут представлять, как узконаправленные компании, которые, имея оборудование, готовы сделать 3D модель любого изделия, так и специалисты на различных предприятиях, которые исследуют, копируют и дорабатывают изделия или программное обеспечение сторонних производителей.

Если посмотреть на мировой опыт производства некоторых изделий, то можно явно увидеть следы аналогий. Примеры реверс-инжиниринга налицо, например [1, 2]:

- 1944 г. – научно-исследовательская группа Советской Армии, работавшая в освобожденных районах Польши, обнаруживает отдельные компоненты баллистической ракеты «ФАУ-2» и элементы ее пусковых комплексов. Они легли в основу отечественных Р1 и Р2.
- 1958 г. – В Москву доставлено несколько упавших на территории КНР авиационных ракет воздушного боя SideWinder из числа применявшихся в боевых действиях в Корее. Полученные результаты изучения используются при создании отечественной авиационной ракеты РЗС.

Порядок освобождает мысль.

С. П. Королёв [6]

Пути подхода к реверс-инжинирингу можно разделить на два типа:

- 1) Аналитический метод
- 2) Параметрическое исследование образца изделия

Аналитический метод подразумевает собой понимание принципов работы и получение ТТХ копируемого изделия, исследуя его детали и связи между ними. Данный способ требует высококвалифицированных специалистов, так как все полученные данные будут следствием их выводов, основанных на личном опыте и знаниях в области создания похожих изделий.

Параметрическое исследование образца изделия – получение 3D модели и его основных размеров, форм и материалов. Этот способ позволяет получить копию изделия. А также, исследуя его элементы и связь между ними, добраться до всех явных и неявных решений.

При обратном проектировании БПЛА, можно объединить исследуемые характеристики в группы. Последовательно исследуя изделие по пунктам, в соответствии предложенному далее порядку, можно получить точную копию изделия.

1. Техническое задание на обратное проектирование.
2. Весовой анализ изделия и его частей, а также получение первичных параметрических данных.
3. Исследование размещенного оборудования и анализ его компоновки.
4. Получение 3D модели внешней аэродинамической схемы самолета.
5. Получение параметрической модели силовой конструкции самолета.
6. Исследование материалов, из которых создано изделие.

Перед началом реверс-инжиниринга, необходимо дать техническое задание на работу, оно необходимо в первую очередь для ответа на вопрос: ради получения какой информации нам необходимо повести обратное проектирование. Если стоит задача получить копию изделия, без цели глобальной переработки, то нам необходимо выполнить реверс-инжиниринг по всем пунктам из предложенного списка. Но если требуются только некоторые параметры образца, то нет смысла делать полную копию, достаточно получить лишь необходимую информацию доступными способами, одним из которых является аналитический метод. Далее рассмотрим обратного проектирования только со стороны параметрического исследования, как комплекса работ по получению точных данных об объекте исследования.

Одна из самых простых задач реверс-инжиниринга – это весовой анализ изделия и его частей. Эта информация необходима как ориентир при создании аналогов. Утяжеление конструкции повлечет за собой ухудшение летных характеристик, поэтому, полученные данные необходимо использовать как верхняя граница веса аналога. Также, необходимо получить первичное представление о размерах, форме и материалах изделия и его деталей, для принятия решения об использовании различных инструментов и технологий обратного проектирования.

Для полной картины понимания алгоритмов работы БПЛА, необходимо исследовать его комплектующие. Выбор радио модуля повлияет на дальность полета, как и объем топливного бака, поэтому необходимо точно понять какое оборудование использовал производитель изначального продукта, чтобы грамотно подобрать аналоги или лучшие по характеристикам комплектующие. Также необходимо отобразить на 3D модели расположение каждого элемента оборудования и его весовые характеристики, так как их расположение влияет на центровку БПЛА.

Для получения 3D модели внешней аэродинамической схемы самолета, применяют лазерные или оптические 3D сканеры. Эта технология позволяет оцифровать изделия с геометрией любой сложности и, на основе полученного облака точек, с высокой точностью создать 3D модель изделия. На данный момент это самая востребованная услуга на рынке реверс-инжиниринга различных изделий. Но не всегда есть возможность воспользоваться 3D сканером или услугами специализированных компаний. Поэтому нельзя забывать о самом доступном способе – обмер изделия ручным инструментом. В этом случае, результаты измерений переносят на чертеж для последующего создания 3D модели или сразу делают 3D модель на основе измерений. Точность измерения с помощью данного способа зависит от многих факторов, однако он остается самым доступным и подходит для решения многих задач, не прибегая к дорогому оборудованию для 3D сканирования.

Гражданские БПЛА сделаны из распространенных материалов, и их определение сводится к внешнему анализу, а также определение их линейных размеров с помощью ручного инструмента.

При необходимости определения материала (если конструкция изделия не основана на применении новейших сплавов или композитов) можно применить спектральный анализ для определения качественного и количественного состава объекта.

Если изделие сделано из материала, свойства которого определить невозможно, то необходимо проводить исследования лабораторных условиях квалифицированными специалистами. На основе различных структурных и физических исследований, они смогут ответить на вопрос о составе, структуре и свойствах материала. Имея эту информацию, можно подобрать аналог или попробовать создать материал с похожими свойствами.

Если стоит задача создать точную копию изделия, необходимо скопировать и внутреннюю конструкцию самолета. Ее расчет является сложной инженерной задачей, а реализация может таить в себе множество важных явных и неявных решений. Однако, копирование частей, находящихся под внешней обшивкой изделия - задача непростая. В этом случае необходимо разбирать самолет по составляющим, рассекая элементы в тех плоскостях, которые дадут нам максимально подробные данные о внутренней конструкции. При работе с деталями разобранного изделия, можно более подробно изучить конструкцию и применить возможности 3D сканирования для копирования изделий с максимальной точностью.

Кто хочет работать — ищет средства, кто не хочет — причины.

С. П. Королёв [7]

Студенческое конструкторское бюро «СКБ ВОЕНМЕХ» – это студенческое объединение, являющееся материальной базой для работ инициативных студентов над различными техническими и научно-исследовательскими проектами. На данный момент в БГТУ «ВОЕНМЕХ» по заданию от Министерства образования и науки РФ ведутся работы по теме «Теоретические основы и практическая реализация технологических процессов изготовления двигателей и агрегатов беспилотных летательных аппаратов с использованием аддитивных технологий». Рабочей группе СКБ начальником ЦНТТС, в рамках инициативных работ, была предложена задача, которая соответствует планам научной и научно-образовательной деятельности вуза – произвести обоснование облика и определить аэродинамические, прочностные характеристики БПЛА с силовой установкой в виде воздушно-реактивного двигателя тягой 100 Н.

Данную задачу предложено выполнять совместно с анализом возможностей применения аддитивных технологий и выявлением конструктивных элементов БПЛА с большим потенциалом для повышения ТТХ данных элементов и БПЛА в целом.

Проанализировав поставленную задачу, и дополнив требования научно-исследовательскими задачами, рабочая группа выдвинула техническое задание на разработку изделия.

БПЛА должен иметь следующие характеристики и свойства:

1. Габариты и взлетная масса должны быть рассчитаны на установку одного ВРД с тягой 100Н.
2. БПЛА должен выполнять полеты на расстояния более 5 км и подниматься на высоту более 1 км.
3. Передача видео в режиме реального времени с борта БПЛА на наземную станцию для управления на расстояниях вне зоны прямой видимости и мониторинга удаленных объектов.
4. Наличие внутреннего полезного объема фюзеляжа достаточного для размещения большого количества электроники.
5. Конструкция, обеспечивающая курсовую устойчивость самолета и возможность управления начинающим пилотом.
6. Два отсека для размещения полезной нагрузки размером 230×66 мм и массой 500 г.
7. Возможность отделения (сброса) полезной нагрузки в ходе полета.
8. БПЛА должен быть спроектирован с учетом материальной базы СКБ для оптимизации процесса изготовления с использованием аддитивных технологий.

Основываясь на эти требования, рабочая группа начала выбор аэродинамической компоновки и обсуждение первичных решений относительно конструкции. Придя к выводу, что

рациональным решением будет обратиться к опыту уже существующих изделий и путем реверс-инжиниринга выявить примененные решения. Рассмотрев рынок гражданских БПЛА на ВРД, группа нашла одну серийно производимую модель, которая удовлетворяла поставленным требованиям, и это – Boomerang Sprint Jet.

Данная модель БПЛА вот уже 5 лет не поставляется на российский рынок реактивной микроавиации и на данный момент до сих пор не создан его аналог. Но Boomerang все еще востребован у авиамodelистов. Если с помощью реверс-инжиниринга воссоздать и улучшить модель и поставить на рынок потребителей, то она будет пользоваться спросом. Поэтому есть смысл в создании аналога, с перспективой реализации на рынке гражданской авиации в России.

Поиск технической информации по точным размерам и формам аэродинамической модели в сети интернет не дал результатов. Однако позволил понять, что внутренняя силовая конструкция будет проектироваться заново, под наши требования и основываясь на доступные технологии 3D печати и композитных материалов. Проведя зрительный анализ, было принято решение перейти к параметрическому исследованию изделия.

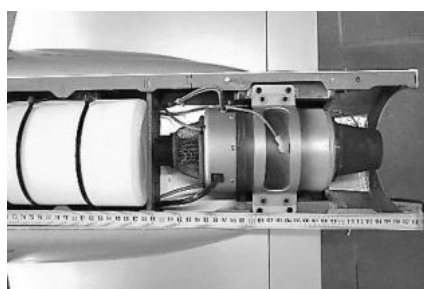
Было составлено техническое задание на проведение реверс-инжиниринга:

1. Весовой анализ изделия и его частей, а также получение первичных параметрических данных

2. Получение 3D модели внешней аэродинамической схемы самолета

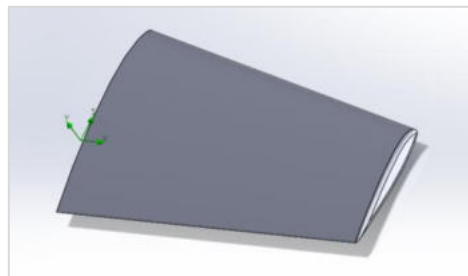
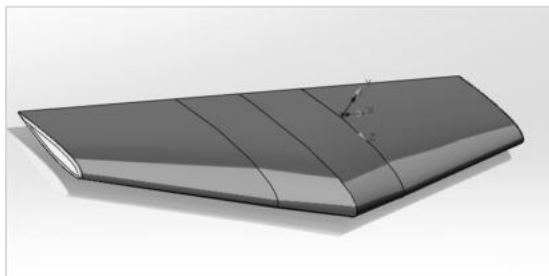
Эти данные позволяют получить все необходимые характеристики изделия, чтобы начать работу по моделированию измененной под наши требования аэродинамической модели и расчету силовой конструкции.

Для выполнения первого этапа, был найден опытный образец и осуществлен весовой анализ с обмером изделия ручным инструментом.



Полученных данных уже достаточно для начала проектирования первичной мастер-модели изделия. Например, получение аэродинамических характеристик крыла было важнейшей задачей исследования. На основе полученного эскиза профиля крыла на бумаге, путем ручной дискретизации изображения в графический редактор, был получен эскиз профиля в электронном виде. Изучив множество баз данных, была получена вся исходная информация для проектирования на основе этого профиля. Код классификации для поиска в публичных источниках информации: [NASA 23015](#). Имея линейные размеры крыла, полученных путем

обмера ручным инструментом, осуществлено проектирование мастер модели внешней аэродинамической формы крыла.



Вторым этапом обратного проектирования планируется 3D сканирование самолета для получения точной геометрии отдельных деталей (воздухозаборники, обтекатели сервоприводов) и для общего контроля геометрии моделей элементов, сделанных на основе обмера ручным инструментом.

В ходе обратного проектирования были найдены не только удачные решения, но и ошибки в конструкции, которые вызывали негативные отзывы у владельцев. На основе полученных данных, рабочая группа СКБ «ВОЕНМЕХ» начала работы по созданию более совершенного самолета. Такой продукт будет востребован на рынке гражданских БПЛА на ВРД, а хорошо зарекомендовать изделие позволит усовершенствованная конструкция.

Я не пишу, я – делаю.
А.Н. Туполев [8]

Сегодня реверс-инжиниринг вносит большой вклад при анализе опыта проектирования и изготовления различных образцов военной и гражданской техники. Реверс-инжиниринг БПЛА позволяет произвести анализ опыта, заложенного в наиболее удачные образцы БПЛА существующие на рынке. Реверс-инжиниринг БПЛА имеет свой специфичный путь подхода и порядок, который позволяет в полной мере произвести подробный анализ данного технически сложного объекта и получить, при необходимости, его точную копию.

Библиографический список

1. *Охочинский М. Н.* Информационно-аналитическая работа в ракетостроении: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2006.
2. *Бызов Л. Н., Охочинский М. Н.* Пакет прикладных программ «САПР ракетных транспортных систем»: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2005.
3. [электронная ресурс] <https://www.kommersant.ru/gallery/2567278>.
4. [электронная ресурс] <https://socratify.net/quotes/leonard-luis-levinson/117133>.
5. [электронная ресурс] <http://www.kritika24.ru/page.php?id=31189>.
6. [электронная ресурс] <https://persons-aforism.ru/aforizm/17731>.
7. [электронная ресурс] <https://tsitaty.com/%D1%86%D0%B8%D1%82%D0%B0%D1%82%D0%B0/119459>.
8. [электронная ресурс] <http://www.aphorisme.ru/comments/25895/?q=967&a=25895>.

ПОДГОТОВКА КАДРОВ ДЛЯ ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ОТРАСЛЕЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

УДК.621.01

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ И ОСОБЕННОСТИ В ГЕОМЕТРО-ГРАФИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКЕ ТЕХНИЧЕСКИХ СПЕЦИАЛИСТОВ

С. Н. Абросимов, А. Г. Буткарев, Д. Е. Тихонов-Бугров

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

Современный уровень технических разработок и их совершенствование ставит новые задачи в подготовке инженерно-технических специалистов. К ним относятся: проектный подход [1,2,4,7 – 9], конструирование [3,6], обратный инжиниринг и обучение коллективной работе над проектом. Однако в полном мере сегодня при фронтальной всеобщей подготовке все выше сказанное реализовать практически невозможно. Это связано с недостаточным базовым образованием абитуриентов, решившихся связать свое будущее с техническими приложениями и некоторое недопонимание своей будущей профессиональной деятельности.

Сложившиеся обстоятельства, с одной стороны, требуют более внимательного отношения к таким уже зачисленным студентам (доп. занятия, доп. консультации и ряд других мероприятий). С другой стороны, выделение ряда студентов, готовых к более серьезной инженерной работе. Для них могут быть сформированы уже не учебные исходные данные (в рамках рабочих программ), а инженерные (реальные) по своей сути задания. Таким образом, возникает схема уровневой подготовки (рис. 1), где могут присутствовать: удовлетворительные результаты учебной деятельности, хорошие и отличные. Круговые диаграммы (рис. 1) показывают состав студентов в учебных группах, имеющих различные уровни базовых знаний и личной заинтересованности.



Рис.1. Схема уровневой подготовки

Личная заинтересованность обучаемых в значительной степени связана со школьной и семейной средой. Пример родителей, посещение технических кружков, музеев, выставок, школьные практики – формируют профессиональную ориентацию будущих студентов.

Особое место занимает связь школьного образования с университетской средой. Это взаимодействие всегда приносило положительные результаты, как для школьного педагогического сообщества, так и для профессорско-преподавательского состава ВУЗов.

Характерным примером [5] являются регулярно проводимые олимпиады по инженерной и компьютерной графике среди школьников 7 – 10 классов совместно с образовательным центром «Интеллект» и ЛОИРО (Ленинградским областным институтом развития образования) при участии представителей БГТУ «Военмех». Все это в целом делает осознанным выбор будущей специальности и формирует заинтересованность в учебе и получении знаний и навыков.

Однако встречаются, к сожалению, студенты с откровенно слабыми базовыми знаниями, отсутствием желания учиться, «долгами» за предшествующий период обучения. Они и определяют «Уровень посредственности», где при всем добром отношении аттестовать их выше оценки «удовлетворительно» не представляется возможным. Но и в этом случае необходимо выполнить учебную программу, предписанную утвержденной нормой. В состав обязательного изучения в рамках «Инженерной компьютерной графики» входит: проекционное черчение, разъемные и неразъемные соединения, разработка рабочей конструкторской документации по чертежу общего вида изделия (рис. 2). Во всех указанных разделах исходные данные, для этого уровня, имеют простые геометрические формы, а сборочные единицы ограниченное количество составляющих частей.

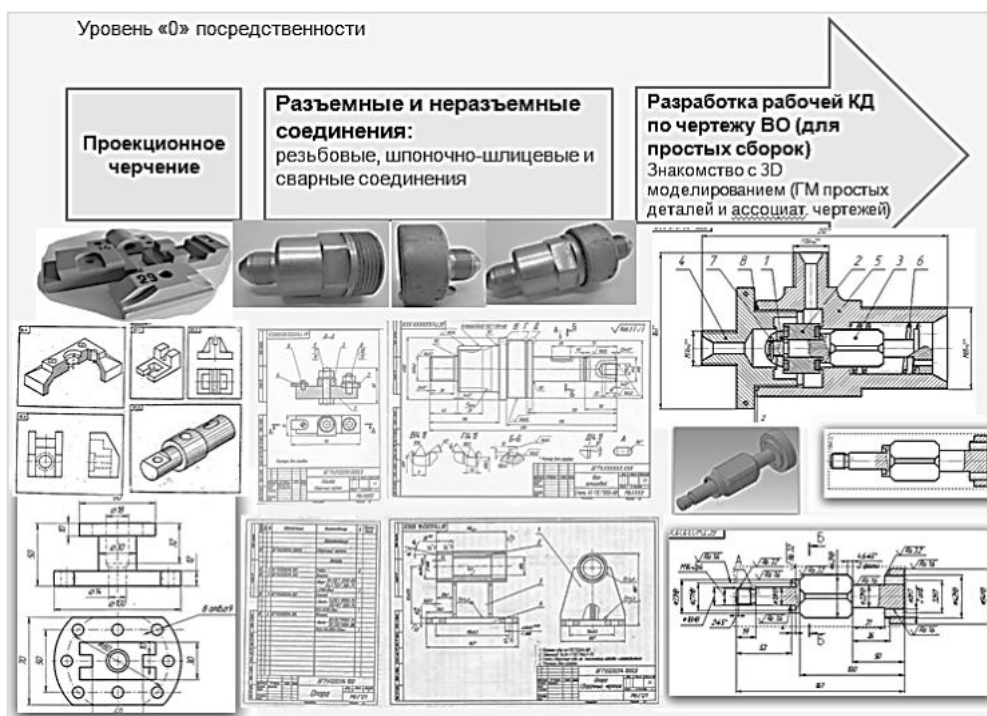


Рис.2. Уровень посредственности

Характерной особенностью следующего уровня, условно называемого «Уровень развития» (рис. 3.) является личная заинтересованность студента в получении полноценных знаний и понимание того, что школьных знаний и навыков ему явно недостаточно.

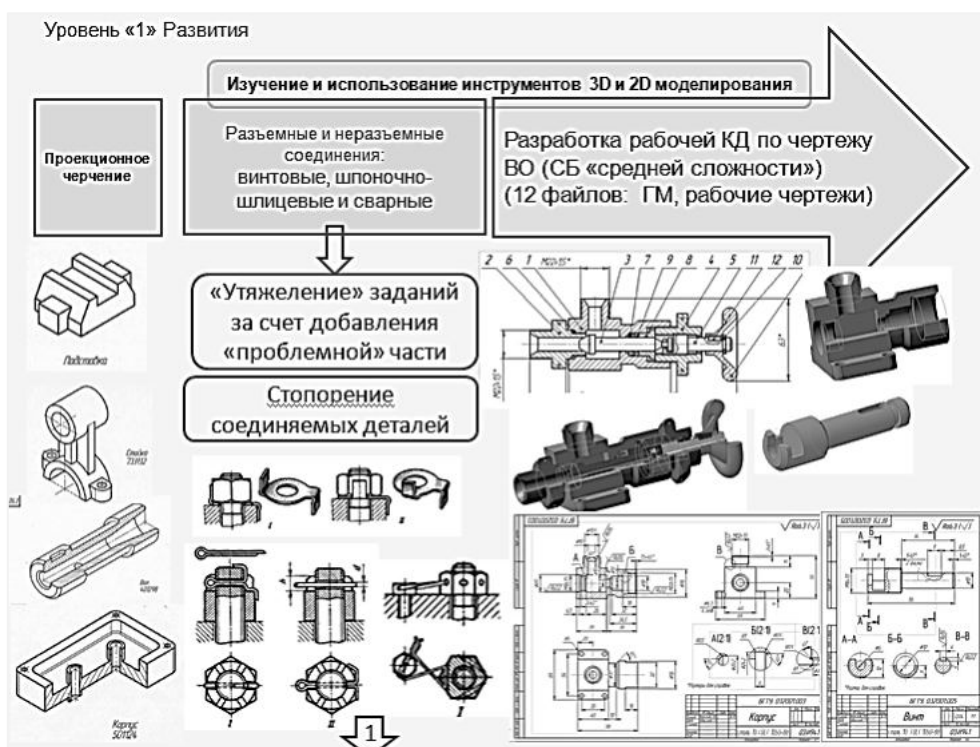


Рис.3. Уровень развития

Для этого уровня указанные выше составляющие исходных данных представляют собой уже реалистичные конструкции с насыщенной геометрией. Более того, все выполняемые работы имеют «утяжеление» за счет добавляемой «проблемной» части. «Проблемная» составляющая может включать в себя решение вопросов герметизации соединений и «стопорения» деталей в рамках сборочной единицы.

Разработка рабочей конструкторской документации по «электронному» варианту чертежа общего вида включает в себя уже большее количество выполняемых геометрических моделей и ассоциативных им рабочих чертежей. Особое значение занимает правильное чтение проектного документа. При этом приходится решать такие вопросы как:

- какие составляющие части изделия (сборочной единицы) взаимодействуют между собой и какие геометрические особенности они имеют;
- какой характер взаимодействия имеют составляющие части изделия (подвижные, неподвижные, разборные, неразборные и т. п.).

«Уровень развития», предполагая развитие знаний и навыков, дает возможность осуществить переход (рис. 1) на следующий уровень – «Уровень совершенствования».

Отличительной особенностью «Уровня совершенствования» (рис. 4) является высокая заинтересованность, ответственность и даже увлеченность. По сути дела это уровень переработки и конструирования, осуществляемый на базе ранее принятых проектных решений.

Он может в себя включать все три основных геометрических составляющих (концептуальную геометрию, компоновочную геометрию и конструктивную геометрию) и инженерно – конструкторскую часть.

Спектр решаемых задач значителен и в ряде случаев выходит за границы вопросов, сформулированных в рабочей программе по дисциплине.



Рис.4. Уровень совершенствования

К ним может относиться: конструирование по прототипам, использование стандартной и унифицированной номенклатуры элементов конструкции и в целом составляющих изделия, обратный инжиниринг и моделирование с использованием 3D – прототипинга (использования моделей, напечатанных на 3D принтере, в значительной степени упрощается процедура проектирования и повышается качество разработки изделия).

Элементами этой работы могут являться:

- изменение компоновочной схемы в условиях жестких ограничений по месту и зоне расположения;
- изменение компоновочной схемы с оценкой занимаемого объема и массы;
- изменение присоединительных элементов (посадочных мест и их геометрических характеристик, параметров соединений);
- анализ качественных характеристик взаимодействия элементов конструкции (точность сопряжения, параметры шероховатости и т.п.);
- возможность использования унифицированных и стандартных элементов;
- решение комплекса вопросов (связанных с геометрией) по собираемости изделия;
- восстановление частично или полностью «утерянной» геометрической информации конструкции или ее части (в рамках компоновочной и конструктивной геометрии);
- изменение схем уплотняющих элементов и их параметров.

Данный перечень задач, которые приходится решать (он в значительной степени связан с геометрией как отдельных деталей, так и всей конструкции) может быть расширен или уточнен.

Возможно, ряд из них может оказаться за пределами области знаний конкретных обучаемых, но это не значит, что эти вопросы не следует ставить или их обговаривать.

Особое место при подготовке специалистов занимает обучение коллективной работе. Пожалуй, это самый сложный вопрос и в ряде случаев он не решаем. Это связано, прежде всего, с подбором коллектива участников разработки и распределением их функций. В каждой конкретной группе выполнить такое формирование мини коллектива весьма затруднительно. Если же это получается, то моделируется рабочая среда разработки со всеми их нюансами. В зависимости от сложности разработки подбирается численный состав коллектива и его организационная структура.

Одна из таких организационных структур представлена на рис. 5. Привлекательность системы заключается в возможности дистанционного выполнения заданий при соответствующей программной поддержке системы управления документооборота.

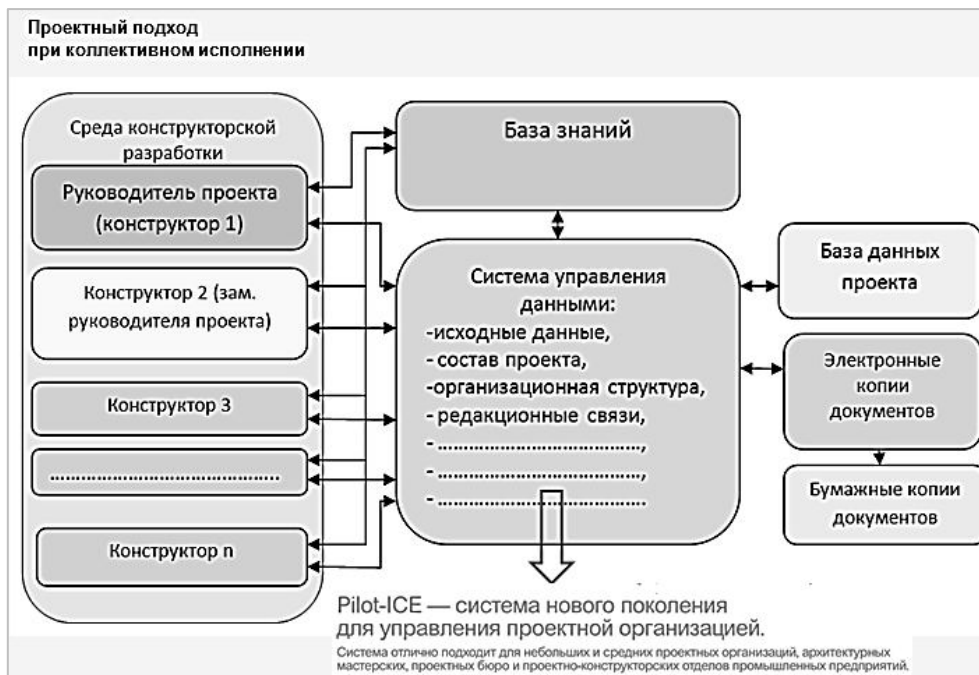


Рис.5. Организация коллективной работы над проектом.

Практически в группу разработчиков входит до 5 исполнителей. Руководителем такой группы, как правило, выбирается студент, наделенный развитыми организационными способностями и пониманием ответственности за весь коллектив. Формируется план-график (сроки) выполнения работ и ответственных за их выполнение. На определенных этапах работы проводится обсуждение и вырабатываются коллективные рекомендации по дальнейшим действиям. Каждый из членов коллектива разработчиков вносит посильный вклад в проект и обязательно защищает принятые им решения на общей защите проекта. Это мероприятие является финишным и мобиливающим для всех участников разработки. Теоретически участники разработки должны устанавливать вклад каждого и определять оценку деятельности. Однако практически все участники разработки получают отличные оценки, которые являются определенным стимулом для дальнейшей коллективной деятельности.

В заключении следует отметить, что иерархическая (уровневая) подготовка специалистов приносит положительные плоды, поскольку формирует определенную заинтересованность, соревновательность в получении больших знаний и навыков, а, следовательно, и более высокую оценку.

Библиографический список

1. *Абросимов С. Н.* Проектное обучение в курсе «Основы автоматизированного проектирования» // Сб. материалов 5-ой Международной научно-практической интернет-конференции «Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом вузе: традиции и инновации». Пермь: 2015. С. 469 – 475.
2. *Абросимов С. Н., Тихонов-Бугров Д. Е.* Проектное обучение и конструирование как неотъемлемые части современного технического образования. // В сб.: «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». Труды X ОНПК. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 134 – 138.
3. *Абросимов С. Н., Рыбин Б. И.* Элементы конструирования в учебном процессе по инженерной и компьютерной графике. // В сб.: «Седьмые Уткинские чтения». Труды ОНТК. СПб: БГТУ «Военмех», 2016. С.226 – 229.
4. *Абросимов С. Н., Тихонов-Бугров Д. Е.* Проектно-конструкторское обучение инженерной графике: вчера, сегодня, завтра // Геометрия и графика. 2016. Т.3 №3. С.47.
5. *Абросимов С. Н., Тихонов-Бугров Д. Е., Пахомова О. Ф., Уханева В. А.* Использование ракетно-космического компонента в графической подготовке в системе ШКОЛА-ВУЗ // Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом вузе: традиции и инновации. 2016. Т.1. С.130 – 142.
6. *Абросимов С. Н., Рыбин Б. И.* Конструирование как творческая составляющая учебного процесса // Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом вузе: традиции и инновации. 2016. Т.1. С.143 – 149.
7. *Вехтер Е. В., Сафьянникова В. И.* Реализация проектного обучения при изучении дисциплины «Инженерная графика» // Современные проблемы науки и образования. 2015. №1-1. [Электронный ресурс]. URL: <https://science-education.ru/tu/article/view?id=17414> (дата обращения: 26.10.2017).
8. *Дюмин В. А., Тихонов-Бугров Д. Е.* Хорошо не забытое старое или проектно – конструкторское обучение инженерной графике. // Сб. материалов 5-ой Международной научно-практической интернет - конференции «Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом вузе: традиции и инновации ». Пермь: 2015. С. 563 – 580.
9. *Ярошевич О. В.* Организация проектной деятельности при обучении инженерной компьютерной графике. Белорусский государственный аграрный университет, Минск: 10.2008 г. [Электронный ресурс]. URL: <http://elib.bsu.by/handle/123456789/36732>

УДК.621.01

ГЕОМЕТРИЧЕСКАЯ МОДИФИКАЦИЯ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ В РАМКАХ ДИСЦИПЛИНЫ «ОСНОВЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ»

С. Н. Абросимов, Д. Е. Тихонов-Бугров

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

Одним из направлений проектной деятельности [1, 2, 4] в рамках учебного процесса является изменение геометрических характеристик разрабатываемого изделия.

Геометрия конструкции во многом определяет его характеристики и внешний облик. В связи с этим в рамках учебного процесса предлагается проводить ее оптимизацию. Оптимизация геометрии [3] требует решения целого ряда задач по моделированию и геометрической конфликтологии.

К ним относятся:

- изменение компоновочной схемы в условиях жестких ограничений по месту и зоне расположения;
- изменение компоновочной схемы с оценкой занимаемого объема и массы (массо-центровочные характеристики (МЦХ));
- изменение присоединительных элементов (посадочных мест, их геометрических характеристик, параметров соединений);
- изменение схем уплотняющих элементов и их параметров;
- решение вопросов геометрической технологичности.

В значительной степени, их решение строится на базе знаний, накопленной в соответствующей отрасли. Фрагмент библиотеки геометрических реализаций пневмогидроарматуры по формам и компоновке приведен на рис. 1.

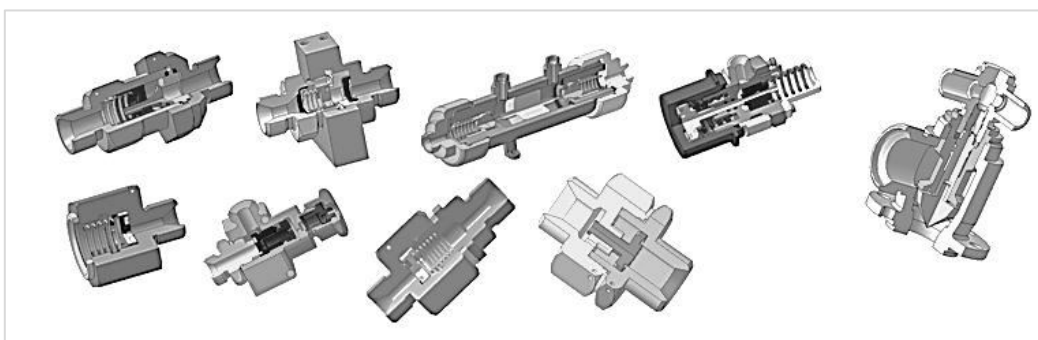


Рис. 1. Фрагмент библиотеки геометрических решений.

Серьезным ограничителем при проведении указанных работ является техническое задание, в котором оговаривается целый ряд параметров непосредственно связанных с геометрией изделия. Увязать их между собой или найти соответственный компромисс в условиях ограничений является порой затруднительной задачей. Поэтому приходится выполнять многовариантные проработки, которые и относятся к категории геометрической конфликтологии. При этом часто приходится обращаться к редактору МЦХ для уточнений характеристик после соответствующих конструкторских правок.

Это направление конструкторской деятельности является очень полезным с точки зрения редакторских действий и дает определенный конструкторский компромисс.

Некоторая относительная свобода в конструкторских действиях проявляется при принятии решений относительно узлов и способов крепления разрабатываемого объекта. В этом случае, приходится следить только за внешними габаритными размерами (габариты и внешний облик изделия не должны выходить за пределы выделенного объема, определяемого исходными данными).

Примеры таких действий приведены на рис. 2, где показаны модификации корпусов изделий: блок обратных клапанов и клапана продувки с оценкой массо-центровочных характеристик и геометрической технологичности.

Другие этапы могут включать в себя инженерное конструирование, состоящее из решения широкого круга вопросов, где могут быть использованы даже различные подходы и методы. К ним относятся конструирование по прототипам (рис. 1), использование стандартной и унифицированной номенклатуры элементов конструкции и в целом составляющих изделия, обратный инжиниринг и моделирование с использованием 3D – прототипинга.

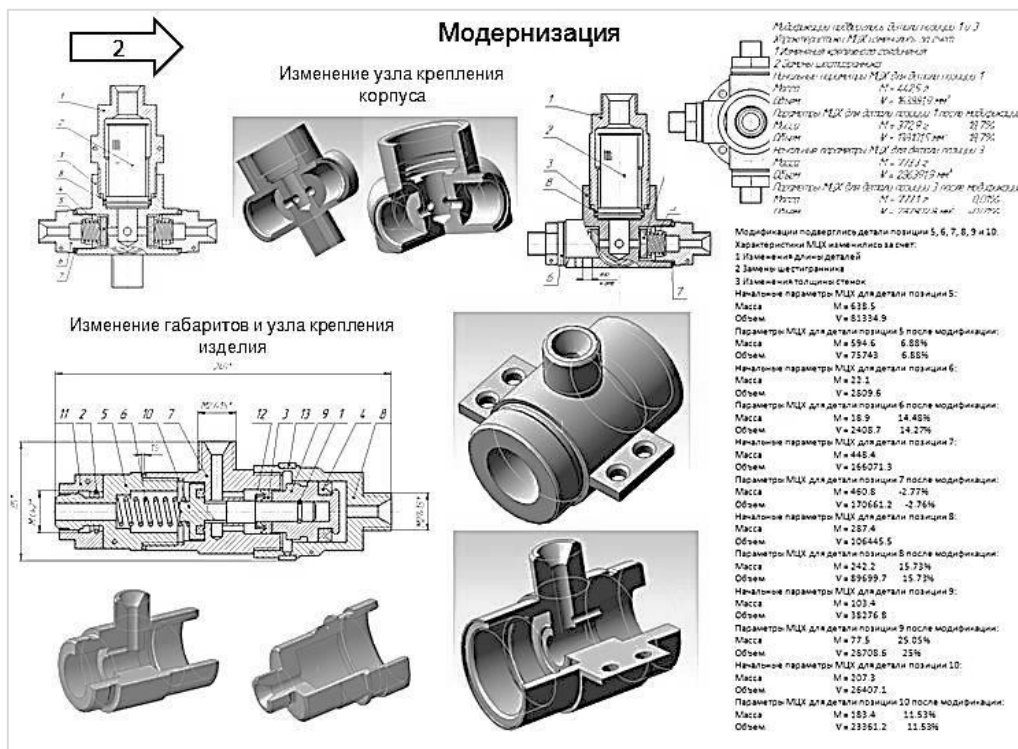


Рис. 2. Модификация узлов крепления

В заключении следует отметить, что перечень задач, которые приходится решать при модификации изделия (они могут быть в значительной степени связаны с геометрией, как отдельных деталей, так и всей конструкции) может быть расширен или уточнен.

Возможно, ряд из них, может оказаться за пределами области знаний конкретных обучаемых и полезно, было бы использовать технологии CAE и САМ, но они выходят за пределы рассматриваемой дисциплины.

Библиографический список

1. Абросимов С. Н., Рыбин Б. И. Конструирование как творческая составляющая учебного процесса // Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом вузе: традиции и инновации. 2016. Т.1. С. 143 – 149.
2. Абросимов С. Н., Тихонов-Бугров Д. Е. Проектное обучение и конструирование как неотъемлемые части современного технического образования. // В сб.: «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». Труды X ОНПК. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 134 – 138.
3. Абросимов С. Н., Рыбин Б. И. Элементы конструирования в учебном процессе по инженерной и компьютерной графике // В сб.: «Седьмые Уткинские чтения» Труды ОНПК. СПб: БГТУ «Военмех», 2016. С. 226 – 229.
4. Абросимов С. Н., Тихонов-Бугров Д. Е. Проектно-конструкторское обучение инженерной графике: вчера, сегодня, завтра // Геометрия и графика. 2016. Т.3 №3. С. 47.

**ВКЛАД КАФЕДРЫ ФИЗИКИ БГТУ В ПОДГОТОВКУ КАДРОВ
ДЛЯ ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ОТРАСЛЕЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ****Л. И. Васильева, Д. Л. Федоров, В. В. Лентовский***Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*

Современные достижения науки, техники и технологии подтверждают неоспоримый факт, что творческий потенциал узких специалистов почти исчерпан. Все инновационные технические решения создаются на стыке смежных областей науки и инженерной мысли. Именно поэтому на кафедре физики в начале 2000-ых годов сформировалось понимание необходимости подготовки специалистов в области лучевой энергетики, включающей в себя преобразование любых видов энергии в электромагнитный луч и передачу энергии в открытом пространстве или по стекловолоконным кабелям, а также автоматизацию систем контроля и управления. Это решение возникло не на пустом месте. Высокий научный и интеллектуальный потенциал кафедры, традиционно тесные научные контакты с Физико-техническим институтом им. А. Ф. Иоффе РАН (далее ФТИ) позволяли обеспечить решение поставленной задачи. Эту идею в те годы поддержало руководство БГТУ, понимая, что открытие новой специальности укрепит позиции университета в важнейших для государства областях науки и техники. Таким образом, на базе кафедры физики в 2000 г. по направлению подготовки «Оптотехника» была создана новая спецкафедра, которая в 2017 г. вновь была введена в состав кафедры физики.

Отличительной особенностью деятельности кафедры является то, что наряду с проведением всех видов учебных занятий по дисциплинам, закрепленным за кафедрой учебными планами, руководством самостоятельными занятиями студентов, проведением текущего контроля знаний, курсовых, экзаменов и зачетов в вузе, используются возможности экспериментальной и производственной базы ФТИ для выполнения экспериментальной части научно-исследовательских работ, в которых принимают участие студенты, проведения практик. Для чтения специальных курсов, обеспечения конструкторско-технологической подготовки привлекаются специалисты ФТИ, используются демонстрации и уникальное оборудование.

Несколько строк о ФТИ. Учреждение Российской академии наук «Физико-технический институт им. А. Ф. Иоффе РАН» является одним из ведущих научно-исследовательских центров мира. Отличительной особенностью ФТИ с момента его создания в 1918 г. всегда являлось эффективное сочетание фундаментальных исследований с разработкой принципиально новых технологий и видов техники, игравших важную роль в развитии экономики государства и его обороноспособности. Широко известен вклад ФТИ в решение оборонных задач во время Великой Отечественной войны, а также роль института в обеспечении кадрами и реализации атомного проекта СССР. В послевоенное время ФТИ продолжал активно работать на экономику страны. Среди ключевых достижений ФТИ в области разработки технологий, реализованных в отечественной промышленности, можно отметить:

1. Оружейные технологии (включая разработку ядерного, термоядерного).
2. Первый отечественный транзистор.
3. Силовая полупроводниковая электроника: преобразовательные и коммутационные устройства для железнодорожного транспорта и подводных лодок.
4. Выращивание профилированных кристаллов, в том числе кремниевых, методом Степанова.
5. Тепловая защита ракет и спускаемых аппаратов.
6. Термоэлектрические преобразователи с высоким к.п.д. для гражданского и военного применения.
7. Устройства интегральной оптики.

8. Полупроводниковые гетеролазеры широкого применения.
9. Масс-спектрометрическая диагностика металлургических процессов.
10. Гетероструктурные солнечные батареи для космических аппаратов и орбитальных станций.

Благодаря существенным вложениям финансовых средств в закупку технологического оборудования в ФТИ сформирована уникальная технологическая база перспективных исследований и разработок. ФТИ является одним из крупнейших в России и в мире исследовательско-технологических центров в области технологий наногетероструктур и полупроводниковой электроники.

В настоящее время в ФТИ ведутся НИОКР в области нанотехнологий для:

- мощных полупроводниковых гетеролазеров и светоизлучающих диодов большой яркости на основе структур с квантовыми ямами,
- устройств детектирования наноколечаний, высокоэффективных наногетероструктурных солнечных элементов, термо-фотовольтаических преобразователей нового поколения на основе наногетероструктур для утилизации тепловой энергии,
- источников тока на основе микротопливных элементов и высокоактивных катализаторов на основе металлических наночастиц,
- нанокристаллических материалов (детонационных наноалмазов, наноалмазных пленок, нанопористого углерода) для суперконденсаторов, автоэлектронных эмиттеров, высокоэффективных теплоотводов электронных компонент,
- фотонных кристаллов на основе новых композитных наноструктурированных материалов пористых диэлектрических и полупроводниковых матриц,
- нанопористых мембран для очистки легких газов,
- магнитных наноструктур для спинтроники,
- нанотехнологий для биологии и медицины.

Важнейшим фактором, определяющим успешную деятельность ФТИ, является кадровый потенциал высокого уровня. Авторитет ученых ФТИ в области физики и технологии наногетероструктур признается научными сообществами всего мира. Научные сотрудники Института регулярно привлекаются в качестве экспертов проектов отечественных и зарубежных научных фондов в области нанотехнологий, выступают с приглашенными докладами на крупнейших российских международных и конференциях по этой тематике.

Штат научных сотрудников Института постоянно пополняется за счет выпускников аспирантуры ФТИ, выпускников базового физико-технического факультета в Санкт-Петербургском государственном политехническом университете, выпускников других вузов и, в том числе, и за счет выпускников по специальности «Оптотехника» теперь уже кафедры физики Балтийского государственного технического университета.

За прошедшее 10-летие кафедра подготовила более 150 специалистов.

Из них более 50 успешно работают по специальности в ФТИ и связанными с институтом организациями.

Стоит отметить некоторых выпускников последних лет, работы которых находятся на переднем крае российской науки:

В лаборатории Фотоэлектрических преобразователей:

- Левина (Кожуховская) Светлана Андреевна (15 публикаций в реферируемых изданиях, 2016 – Третья премия для молодых ученых ФТИ «за лучшую научную работу»; 2018 – Грант для студентов и аспирантов вузов и академических институтов, расположенных на территории Санкт-Петербурга);
- Филимонов Евгений Дмитриевич (тема диссертации – концентраторы солнечного излучения, 13 публикаций в реферируемых изданиях, 2016 – Третья премия для молодых ученых ФТИ «за лучшую научную работу»; 2018 – Грант для студентов и аспирантов вузов и академических институтов, расположенных на территории Санкт-Петербурга);
- Чекалин Александр Викторович (21 публикация в реферируемых изданиях);

- Емельянов Виктор Михайлович (в 2011 г. защитил кандидатскую диссертацию в диссертацию в Совете ФТИ Д002.205.02 на тему «Математическое моделирование и исследование характеристик многопереходных АЗВ5 фотоэлектрических преобразователей солнечного излучения», 39 публикаций в реферируемых изданиях).

В лаборатории Квантоворазмерных гетероструктур:

- Нечаев Дмитрий Валерьевич (тема работы – получение нитридных гетероструктур методом молекулярно-пучковой эпитаксии; 34 публикации в реферируемых изданиях, 2016 – 2018 – Стипендия Президента РФ молодым ученым и аспирантам);

- Эполетов Вадим Сергеевич.

В лаборатории Полупроводниковой люминесценции и инжекционных излучателей:

- Митрофанов Максим Игоревич (тема работы – полупроводниковые нанопористые матрицы, 9 публикаций в реферируемых изданиях);

- Соболева Ольга Сергеевна (тема диссертации – мощные лазерные тиристоры в системе AlGaAs/GaAs, 13 публикаций в реферируемых изданиях).

В лаборатории Спектроскопии твердого тела:

- Котова Любовь Викторовна (тема работы – оптические свойства структур с квантовыми ямами, 4 публикации в реферируемых изданиях).

Кроме того, Атращенко Александр Васильевич окончил аспирантуру ФТИ с защитой кандидатской диссертации на тему «Синтез и оптические свойства метаматериалов на основе пористых полупроводников A^3B^5 и Si», 2014 – Субсидия молодым ученым, молодым кандидатам наук вузов, отраслевых и академических институтов, расположенных на территории СПб, работал в ФТИ до мая 2016 г.

Таким образом, совместная работа БГТУ и ФТИ, с его огромным теоретическим и практическим потенциалом в области исследования, разработки и внедрения новейших технологий, является одним из важнейших условий в подготовке кадров для высокотехнологичных отраслей промышленности.

УДК: 81-13

ПЕРЕВОДЧЕСКИЙ КЛУБ КАК ОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДКА

С. Р. Валишина, А. С. Муштакова

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

Современное российское общество стремится соответствовать международным стандартам, в том числе в области образования. Российская высшая школа призвана создать качественно новую образовательную систему, способную обеспечить реальное взаимодействие специалистов в глобальном мировом пространстве, что в первую очередь отводит особую роль межкультурной коммуникации. В данном ключе подготовка профессиональных переводчиков в вузе требует пересмотра и совершенствования методики и технологии преподавания всех видов перевода. Сегодня речь идет о подготовке так называемых универсальных переводчиков, способных быстро и четко выполнять поставленную задачу и реагировать на смену условий труда, поскольку узкоспециализированные переводчики остаются невостребованными. Широкий кругозор, большой запас фоновых знаний в различных областях, отличное владение иностранным и родным языком, мобильность – вот те требования, которые предъявляются к профессиональному переводчику. Технология преподавания различных видов перевода с целью подготовки такого универсального переводчика также должна быть универсальной [2, с. 166 – 168].

Стратегия обучения собственно устному переводу при любой тактике обучения нацелена на выработку навыка быстрой устной межъязыковой трансляции, преимущественно последовательной. Обычно обучение устному переводу разбивается на подготовительный и основной этапы. Подготовительный этап – это усиленное изучение иностранного языка (а лучше двух языков), с которого и на который переводчик будет учиться переводить. Активно осваиваются жанры устной речи на родном языке. Студенты должны научиться произносить речи на родном языке на разные темы, давать и брать я и вводится аудирование, которое крайне необходимо будущему устному переводчику. На подготовительном этапе студенты также начинают переводить простые устные и письменные тексты с языка и на язык.

Активный комплексный тренинг устного перевода начинается на основном этапе. «Среди упражнений, применяемых в разных школах перевода, чаще всего встречаются: тренинг памяти, тренинг переключения с языка на язык, тренировка темпа («теневого повтор»), работа над лексикой, компрессия и развертывание, освоение техники переводческой нотации, многоязычная конференция» [1, с. 28].

31 октября в БГТУ «Военмех» состоялась лекция директора Санкт-Петербургской Высшей Школы перевода И. С. Алексеевой. Ирина Сергеевна рассказала об организации прима и конкурсного отбора в Школу, о программе работы в Школе и о требованиях к современному переводчику.

Что такое Санкт-Петербургская высшая школа перевода? Это учреждение дополнительного профессионального образования. Цель данного учреждения – подготовка переводчиков высокого класса, которые впоследствии, при условии успешного окончания школы, получают работу в МИД России, переводческих службах Европарламента и Еврокомиссии, ООН, ФАО (Food and agriculture organization – Продовольственная и сельскохозяйственная организация ООН), МВФ (Международный валютный фонд), ИКАО (от англ. ICAO — International Civil Aviation Organization) – Международная организация гражданской авиации.)

Современный переводчик — необходимое звено во всех межъязыковых и межкультурных контактах. Однако современный мир предъявляет к нему повышенные требования в XXI веке. Среди них наиболее важными нам представляются следующие:

- отличное знание двух иностранных языков и культур; активное владение всеми стилистыми регистрами родного языка;
- свободное владение техническими приемами перевода;
- повышенная всесторонняя толерантность и умение разрешать культурные и человеческие конфликты;
- владение переводческой, дипломатической и общечеловеческой этикой;
- эрудированность и высокий культурный уровень;
- постоянное стремление к профессиональному росту и самосовершенствованию.

Все эти качества совершенствуются в процессе обучения в Школе. Но их основы, во всяком случае, высокую степень мотивации, готовность к приобретению и совершенствованию этих качеств, поступающие должны показать во время приемных испытаний.

В современном мире не место национализму, агрессивности, человеконенавистническим представлениям. Уже на приемных испытаниях претенденты должны продемонстрировать свою готовность прилагать усилия к укреплению связей между народами, государствами и простыми людьми. Проверка этой готовности — одна из целей экзамена по русскому языку и собеседования.

Что касается высокого культурного уровня и эрудированности, то они необходимы переводчику не только потому, что в материале перевода могут встретиться упоминания самых разных феноменов человеческой цивилизации, но и для приобретения широты взглядов на мир и **умения самостоятельно мыслить**. Эти качества – неперемное условие деятельности любого профессионала высокого уровня.

Все это создатели Школы постарались учесть в содержании обучения.

Санкт-Петербургская высшая школа перевода задумывалась и создавалась для того, чтобы обеспечить подготовку переводчиков международного уровня. В связи с этим Школа ставит перед собой следующие задачи:

- организация интенсивной подготовки переводчиков высокого класса для нужд правительства и международных организаций, а также бизнес-сообщества во втором по значимости культурном, политическом и экономическом центре России – Санкт-Петербурге и в Северо-Западном регионе;
- продолжение славных традиций ленинградской школы перевода;
- содействие повышению престижа профессии переводчика в России и в мире.

Современная Россия остро нуждается в переводчиках высокого профессионального уровня, и открытие Школы – попытка откликнуться на этот спрос [4].

Ирина Сергеевна пригласила нашу команду посетить занятия в школе перевода, посмотреть, как проходит обучение, пообщаться со студентами и преподавателями и перенять их бесценный опыт в подготовке «элитных кадров». Мы не преминули воспользоваться данным приглашением и готовы поделиться своими впечатлениями со всеми желающими.

Идея организовать переводческий клуб пришла к нам совершенно случайно после разговора со студентами 5 курса, которые сказали, что им хотелось бы больше практики устного перевода. Уже на 4 курсе они принимают участие в различных форумах, конференциях и встречах в качестве переводчиков и остро ощущают проблему недостаточного количества часов, отведенных на устный перевод. На 3 курсе у студентов отделения «перевод и переводоведение» 2 часа устного перевода, на 4 и 5 курсах – 4.

Соответственно, основной целью создания переводческого клуба является увеличение часов практики устного перевода. Мы хотим, чтобы студенты получили дополнительные часы тренировки навыков устного перевода. Конечно, наш переводческий клуб не сможет в полной мере подготовить студентов, желающих продолжить свое обучение в Санкт-Петербургской высшей школе перевода, к поступлению и учебе там. По большому счету, мы и не ставим такую цель. Но мы совершенно точно поможем нашим студентам значительно повысить уровень владения английским и русским языками, а также увеличить запас фоновых знаний, необходимых для дальнейшей работы или учебы.

Для начала необходимо определиться с расписанием – мы планируем встречаться 2 раза в неделю, продолжительность каждой встречи составляет 90 минут. Все встречи будут проводиться в формате конференций, деловых встреч или переговоров. Темы будут определяться заранее на целый семестр; это будут темы, по которым работают сейчас международные переводчики (устойчивое развитие, антитеррористические меры, цифровое настоящее и будущее, сжиженный природный газ, освоение Арктики, таяние льдов, проблемы переработки отходов, распространение болезней, совместные проекты в условиях санкций, сирийский вопрос, БРИКС, договор о ликвидации ракет средней и меньшей дальности и т.д.).

Студентам будут выдаваться материалы (большинство наших коллег являются практикующими переводчиками, поэтому материалы будут максимально аутентичными), по которым они будут готовить доклады. На занятии часть студентов должна будет представить доклады, а другая часть – осуществить перевод этих докладов в рамках временного регламента (5 – 7 минут). Далее будут вопросы и ответы, которые необходимо будет переводить, а также несколько раз в течение семестра мы будем проводить и тренинг устного синхронного перевода (одновременно с докладчиками, переводчики-синхронисты будут осуществлять перевод для отдельных участников конференции или встречи). Однако мы не планируем уделять слишком большое внимание синхронному переводу, т.к. это особый вид перевода, который требует отдельной подготовки и тренировки особых навыков.

Количество студентов в одной группе должно быть не более 6 человек для достижения наибольшей эффективности, поэтому возможно, групп будет несколько. Мы также не будем ограничиваться студентами только факультета лингвистики, мы приглашаем всех желающих с других факультетов. Для допуска к занятиям в переводческом клубе необходимо будет

пройти тестирование, в ходе которого будут проверяться знания родного языка, английского языка и общие фоновые знания. Мы отталкиваемся от утверждения И.С.Алексеевой о том, что переводчик должен знать «все и обо всем».

Целью организации переводческого клуба, как говорилось выше, является увеличение количества часов для практики устного перевода, но также мы хотим, чтобы наш клуб стал своего рода подготовкой к обучению в Высшей школе перевода.

Перспективы переводческого клуба. По словам И. С. Алексеевой, было бы интересно увидеть среди абитуриентов высшей школы перевода выпускников БГТУ «Военмех», т. к. область технических знаний – это та сфера, в которой наблюдается огромный пробел в фоновых знаниях. Студенты же БГТУ «Военмех» благодаря взаимодействию кафедры лингвистики с другими кафедрами университета в течение каждого семестра прослушивают какой-либо технический курс (основы конструирования, история российского оружия, основы РКТ, базы данных, информационная безопасность и т.д.), что позволяет восполнять данный пробел. Понятно, что невозможно знать все, но будущий переводчик обязан стремиться уменьшить риск незнания.

Помимо дополнительной практики устного перевода, студенты, обучающиеся в клубе, могут в случае необходимости осуществлять двусторонний перевод на конференциях, проводимых в БГТУ «Военмех».

Библиографический список

1. Алексеева И. С. Профессиональный тренинг переводчика, СПб: «Союз», 2004.
2. Мещерякова Л. В. Интерпретативная теория как основа методики преподавания устно и письменного перевода // Вестник Омского ун-та, 2015.
3. Электронный ресурс: <https://scit.herzen.spb.ru/>.
4. Электронный ресурс: <https://scit.herzen.spb.ru/about/mission/>.

УДК : 81-13

РУССКИЙ ЯЗЫК: ЕГО МЕСТО В ОБУЧЕНИИ ПЕРЕВОДЧИКОВ И ИХ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ.

Е. К. Градовцева, Е. М. Пантелеева, М. Б. Соловьева, К. Э. Шноль

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

В сознании большинства людей профессия переводчика связана со знанием иностранных языков, при этом свой родной русский язык отходит на второй план или вообще оказывается незаслуженно забытым. Вместе с тем, первое, что проверяют сегодня в переводческих компаниях менеджеры по персоналу при найме на работу новых сотрудников, - знание русского! Работодатели среди наиболее важных качеств или умений для переводчика на первое место ставят отличное знание родного языка. И это абсолютно справедливо и вполне объяснимо. Во-первых, переводчик всегда работает с парой языков, одним из которых всегда будет родной, то есть в нашем случае русский. Во-вторых, есть отдельные виды перевода, где передача текстов осуществляется только на родной язык (художественный перевод, аудиовизуальный перевод, перевод публицистики, рекламы). Например, такая крупная переводческая компания, как «СТАР СПб», специализируется на переводе технических текстов с иностранных языков на русский, а перевода с русского языка на иностранные не осуществляет. Поэтому обучение русскому языку будущих переводчиков – задача первостепенной важности и повышенной сложности.

В настоящее время преподаватели и работодатели постоянно сталкиваются с проблемой тотального снижения грамотности молодежи. По данным опроса переводческих компаний, приведенным в статье Е. Д. Маленовой [1], почти 90% работодателей в переводческих компаниях недовольны качеством владения родным языком, которое демонстрируют соискатели. Наибольшие претензии предъявляются к качеству письменной речи: в тестовых переводах соискатели допускают множество орфографических, пунктуационных, стилистических ошибок. При этом проблема неграмотности переводчика как носителя нормы родного языка наносит компаниям серьезный ущерб и в плане престижа, и в экономическом отношении: наличие в переводах орфографических и пунктуационных ошибок приводит к потере клиентов

Плохое знание родного языка – это проблема, которая, к сожалению, актуальна и для нашего вуза. Тот уровень владения русским языком, который демонстрируют студенты-первокурсники, будущие переводчики, сегодня оставляет желать лучшего. Так, из 50 студентов 1-го курса, лингвистов и переводчиков, написавших диктант по материалам «Тотального диктанта» 2018 г., только 9 человек получили положительные оценки. При этом отличных оценок нет, на «хорошо» написали 3 человека, на «удовлетворительно» – 6 человек; остальные получили неудовлетворительные оценки.

Несомненно, проблема грамотности вчерашних школьников неразрывно связана с уровнем их общекультурной компетенции, который, увы, также весьма низок. К сожалению, все специалисты констатируют полную утрату интереса к чтению, почти абсолютное незнание культуры, географии, истории родной страны у значительной, если не у большей части выпускников школ, а главное, нежелание получать эти знания.

Какой «продукт» мы получаем на выходе из школы и с каким контингентом нам придется работать в нашем вузе? На занятиях по русскому языку и культуре речи студентам 1 курса предлагаются задания на проверку их общекультурной компетенции, т.к. ее прямая связь с уровнем речевой культуры очевидна. Вот некоторые результаты этой проверки.

Ниже приведены варианты ответов студентов-первокурсников на предложенные вопросы.

Задан вопрос: **Кто эти люди?**

Ответы:

В. И. Даль – художник/полководец/словарь.

С. П. Королев – космонавт/летчик/скульптор.

Иван Федоров – ученый/путешественник/полярник/писатель/Иван Федорович Крузенштерн.

П. И. Пестель – актер/писатель/поэт/сокурсник Пушкина.

К. Ф. Рылеев – ученый/физик/композитор/скульптор.

Б. М. Кустодиев – биолог/режиссер/народный критик.

О. Ф. Берггольц – актриса/математик/композитор.

Шота Руставели – композитор/полководец/архитектор/скульптор.

Т. Г. Шевченко – летчик/артист/футболист/литературный герой.

Я. Гашек – военный/композитор/хоккеист.

Варианты написания имен собственных:

Донки Ход, Пестоль, Комиссар-Ржевская, Джако Мокваренги, Ростовелле, Чевченко, Моцарт и Сальвери.

Не лучше обстоит дело и с овладением грамматическими нормами. Вот, например, как учащиеся склоняют количественные числительные. Затруднения начинаются уже с форм именительного падежа. А формы творительного падежа – уже практически непреодолимая преграда для многих первокурсников (заметим, что склонение числительных – материал программы 6-го класса средней школы).

Сводная таблица «склонения» количественных числительных студентами 1 курса (оригинальная орфография сохранена):

И. п. – тристо/четыресто/семдисят

Р. п. – трехсот сорок восьми

Д. п. – четырестам тысяч / четырехстам семью тысячам/ трехстами

Тв. п. – двадцатью стами/двямстами/четырема/пятима/девятьюми

При попытке проверить словарный запас учащихся были получены следующие толкования **слов иностранного происхождения (оригинальная орфография сохранена):**

Альма-матер (*альмаматор, альмаматр* – орфография учащихся) – родина/ родной дом/ как мать/ основа основ/ неизвестный.

Апломб (*оплом, опломб* – орфография учащихся) – полный фурор/ облом/ неудачное пломбирование.

Дилемма – разговор двоих/проблема наоборот.

Диссидент – стоит на своем мнении/ сотрудник *апозиции* (орфография учащихся) / приехавший из другой страны и поселившийся/ приглашенный гость.

Дифирамб – движение в танце.

Меценат (*мецинад* – орфография учащихся) – *благодотворец / безвозмездный* (орфография учащихся) спонсор.

Мизантроп (*мезантроп* – орфография учащихся) – человек в ранней стадии развития/ откопанная древность.

Реноме – шляпка/ соломенная шляпка.

Архаизмы и историзмы для первокурсников – совершенно незнакомый пласт лексики:

Булат – подкованный конь/ меч деревянный.

Вериги – народ/ неизвестное племя/ народ типа викингов/ летописи.

Витязь – царь/ сильный мужик.

Десница – десна во рту/ взгляд/ взор/ глаз.

Доморощенный – себе на уме.

Отрок – сын/ тот, кто отрекся.

Шорник – что-то, связанное с занавесом/ штора.

Стало уже общим местом утверждение о связи повальной безграмотности молодежи с отсутствием интереса к чтению. Наш опыт только подтверждает это печальное обстоятельство.

Задание продолжить названную часть **цитаты из произведений классической литературы** (в рамках школьной программы) вызывает большие затруднения у студентов. В лучшем случае они искажают цитаты, в худшем – не могут продолжить или проявляют «творческие» способности.

– Служить бы рад, ... – да не рад/ да радоваться тошно/ и рад стараться/ прислуживаться тоже.

– И дым отечества... – отечеством пропах/ мне душу разрывает/ плывет над головой/ витает над страной/ не бывает без огня/нам сладок и приятель.

– Мы все учились... – хорошо/ поначалу.

– Нам целый мир чужбина, отечество нам – ...Красное Село.

– И вечный бой! ... – и пламенные речи/ и вечная печаль/ и вечная зима/ покойным только снится.

– Краткость ... – жена таланта.

– Коня! Коня! ... – Коня подайте мне! / Карету мне, карету!

– Нет повести печальнее на свете, ... – чем повесть об отцах и детях/ чем повесть о Руслане и Людмиле.

Тут, к сожалению, уместно вспомнить тех же классиков: «*Все это было бы смешно...*».

Если проводить параллель с техническими дисциплинами, то преподавателей перевода, оказывающихся в такой ситуации, можно сравнить с преподавателями математики, которые вынуждены обучать высшей математике студентов, не знающих арифметики.

Встает вопрос: а возможно ли это? Задача очень сложная, но ее надо все-таки как-то решать. Что для этого нужно? Во-первых, будущий переводчик должен осознавать место русского языка в своей профессиональной деятельности, иметь интерес и мотивацию к его изучению, а для этого необходим отбор таких абитуриентов, которые уже при поступлении по-

нимают, в чем специфика профессии переводчика и нацелены на освоение именно этой специальности. Во-вторых, как нам кажется, и вуз должен осознать роль русского языка в подготовке будущих специалистов. Если нет возможности добавить к обязательным для поступления результатам ЕГЭ результаты ЕГЭ по литературе, то необходимо хотя бы повысить проходной балл по русскому языку (сейчас это цифра 36). Кроме того, разработать стратегию преподавания русского языка, основанную на системном подходе, и выделить на эту учебную дисциплину адекватное количество часов. На наш взгляд, курс русского языка необходимо преподавать в каждом семестре в течение всех пяти лет. На старших курсах он должен быть направлен на отработку навыков редактуры, которая является неотъемлемой частью работы переводчика.

Надо отказаться от распространенной точки зрения, что университет не должен ставить перед собой цель дать недоданное, к сожалению, школой. Думаем, в случае подготовки переводчиков должен. Без уверенного владения родным языком наши студенты не смогут выдержать конкуренцию на сегодняшнем рынке переводческих услуг.

Библиографический список

1. Малёнова Е. Д. Что день, грядущий нам, готовит... И как нам с этим «бороться»? // Мосты. Журнал переводчиков. 2017. №3(55). С. 46 – 56.

УДК 629.76

ПОДГОТОВКА ИНЖЕНЕРНЫХ КАДРОВ НА КАФЕДРЕ «РАКЕТОСТРОЕНИЕ» БГТУ «ВОЕНМЕХ» ИМ. Д. Ф. УСТИНОВА

С. Н. Ельцин, А. Л. Исаков, А. М. Федоров

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

Кафедра А1 имеет богатую 70-летнюю историю. Созданная в 1946 послевоенном году, за время своей работы подготовила более 5 тысяч инженеров для оборонной промышленности нашей страны. Среди них были и те, кто стоял у истоков создания наших стратегических баллистических ракет. В первую очередь – это Владимир Федорович Уткин, выпускник кафедры 1952 г., дважды удостоен звания Герой Социалистического Труда, Генеральный конструктор КБ «Южное». Именно его имя носят данные научные чтения.

Материальная часть кафедры начиналась с образцов, доставленных в «Военмех» из Пенемюнде. В спецкабинете (ныне СК-21) размещались ракеты Фау-1, Фау-2, «Вассерфаль», «Шметтерлинг» и другие образцы немецкой техники. К большому сожалению, ограниченность площадей и желание иметь наши, отечественные образцы ракетной техники привели к их замене и последующей утрате. На смену им были поставлены ракеты 8К51, 9М83, «Тор», «Бук», «Куб» и др. Одним из самых значимых приобретений стал летный образец экспериментальной БР межконтинентальной дальности 8К99. Это стало возможным благодаря Владимиру Федоровичу Уткину.

Кроме самой ракеты были получены уникальные образцы различных конструктивных решений: качающегося сопла первой ступени, головной части и некоторые интересные узлы, и агрегаты.

Многие технические решения, впервые реализованные в ракете, полученной при поддержке В. Ф. Уткина, актуальны до сих пор. Это позволяет наглядно изучить устройство БР в рамках обучения на кафедре.

За годы тесных контактов с КБЮ и Южным машиностроительным заводом кафедра направила на эти предприятия множество выпускников.

Из последних – два наших выпускника М. А. Бондарь (Главный инженер – первый заместитель ГП КБ «Южное», выпуск 1978 г.) и П. Г. Дегтяренко (с 2017 является председателем Государственного космического агентства Украины, выпуск 1985 г.) приложили немало усилий для организации именной аудитории КБ «Южное» в «Военмехе» и ее оснащения.

Тесные связи кафедры были с конструкторским бюро «Прогресс» в г. Куйбышев (совр. Самара), где главным конструктором был дважды Герой Социалистического Труда Дмитрий Ильич Козлов – выпускника кафедры 1946 г.

С этой организацией кафедра в течение нескольких лет вела научно-исследовательские работы. Они были посвящены различным проблемам ракетно-космической техники. Это и газодинамические и тепловые вопросы разделения ступеней ракет-носителей. Большое внимание уделялось системам терморегулирования космических летательных аппаратов. На основе этих работ было защищено несколько диссертаций.

Тесные связи кафедра имеет с КБ Машиностроения в г. Коломна. С этим предприятием проводились работы по исследованию характеристик зарядов РДТТ. В настоящее время в течении нескольких лет мы готовим выпускников по целевому заказу предприятия.

Выпускники Военмеха в целом и нашей кафедры в частности сыграли в истории развития Машиностроительного завода имени Калинина в 1950 – 1960-х гг., когда завод осваивал производство зенитных управляемых ракет 13-Д и 20Д класса «земля-воздух» зенитно-ракетного комплекса С-75, зенитных управляемых ракет 3М8 ракетного комплекса 2К11 «Круг». Благодаря выпускникам кафедры, МЗиК выпускало и продолжает выпускать основные боевые средства для комплексов и систем ПВО, по своим тактико-техническим характеристикам не имеющих аналогов во всем мире. Сейчас МЗиК возглавляет в должности генерального директора выпускник кафедры Николай Владимирович Клейн.

Есть вклад кафедры и в развитие АО «ИСС» им. академика М. Ф. Решетнева», туда также распределялись множество наших студентов. Николай Алексеевич Тестоедов, выпускник кафедры 1974 г., в настоящее время является Генеральным конструктором и генеральным директором данного предприятия.

Другое направление наших связей с промышленностью - научно-исследовательская работа коллектива.

В обеспечение работ по этому направлению в исследовательской лаборатории кафедры были созданы уникальные стендовые установки позволявшие моделировать и исследовать:

- тепловые и силовые нагрузки на корпус ракеты при старте из шахт различного типа;
- процессы разделения ступеней ракеты;
- процессы взаимодействия струй ДУ ступени разведения ББ;
- ударно-волновые процессы, сопровождающие движение ракеты при старте;
- тепловые процессы в элементах ракет;
- течение в ближнем и дальнем следах БЧ и многие другие вопросы.

Результатом тесного взаимодействия с предприятиями и выпускниками, участия в различных научно исследовательских работах, является высочайший уровень квалификации кадров кафедры, который позволил сформировать устоявшийся перечень дисциплин и хронологический порядок их следования по образовательным программам, реализуемым на кафедре, позволяющий студенту подойти к выполнению ВКР полностью подготовленным.

Первые два курса студенты кафедры получают общетехническую и общинженерную подготовку и изучают такие дисциплины как: история развития РКТ, автоматизация инженерных расчетов вычислительная математика физика, химия, теоретическая механика, сопротивление материалов, инженерная и компьютерная графика, материаловедение и технология конструкционных материалов, электротехника и электроника, детали машин, и. т.д.

Последующие курсы – специализированная подготовка («Устройство и функционирование ЛА», «Компьютерное обеспечение технических решений», «Моделирование случайных процес-

сов», «Гидрогазоаэродинамика», «Основы автоматизированного проектирования», «Двигатели ЛА», «Энергоустановки на твердом топливе», «Основы теории полета ЛА», «Теория автоматического управления», «Системы и агрегаты ЛА», «Строительная механика», «Моделирование систем», «Исследование операций», «Оценка эффективности изделий РКТ», «Технология производства», «Теория конструирования», «Синтез ракетных систем», «Стартовое оборудование», «Моделирование с применением CAD/CAM/CAE систем», «Спецпроизводство»).

Завершают подготовку практикум по компьютерному проектированию, производственная и эксплуатационная практики.

Уже на первом курсе студенты начинают знакомство с кафедрой, им проводят экскурсию, в ходе которой рассказывают о всех изделиях, находящихся в помещениях кафедры и знакомят с историей развития РКТ на одноименной дисциплине. Понимание тенденций и законов, по которым развивалась отечественная и зарубежная ракетно-космическая техника дает возможность не повторять уже совершенных ошибок и делать предположения о дальнейших направлениях развития техники.

Студенты возвращаются на кафедру с багажом накопленных знаний лишь через 2 года, где начинают не только на лекциях, но и на практике изучать образцы практически всех видов ракетной техники собранные в кабинетах кафедры, начиная приобретать навыки инженерного мышления.

Современные методы синтеза технических объектов и анализа сложных процессов функционирования этих объектов требует большого количества вычислительных работ. А для проведения этих работ требуется соответствующее компьютерное и программное обеспечение.

Поэтому на кафедре в учебном процессе большое внимание уделяется вопросам информационной подготовки студентов. Выпускник кафедры должен уметь решать инженерные задачи по профилю кафедры на современном техническом уровне. Это предполагает владение студентами не только элементарной информационной грамотностью, но и умением работы в популярных программных пакетах, предназначенных для инженерных расчетов, решения проектных задач и задач прочности, теплообмена и др.

Для этого на кафедре есть аудитории, оснащенные современными компьютерами, видеопроекторами и компьютерами. Это позволяет здесь проводить лабораторные работы, практические занятия, обучая студентов работе в программных пакетах.

В ходе обучения студенты знакомятся с современными САМ, САД, САЕ системами, получают опыт работы с современными системами автоматизированного проектирования на примере моделирования отдельных узлов и отсеков, используемых в конструкции ракет различных классов. Оформление проектной и конструкторской документации осуществляется в стандарте ЕСКД.

Особое внимание уделяется решению задач механики деформируемого твердого тела и механики конструкций, а также теплопередачи и теплообмена с помощью программы для инженерных расчетов ANSYS. Опыт решения данных задач широко используется студентами при выполнении УНИРС, курсовых и дипломных проектов, бакалаврских выпускных работ и магистерских диссертаций.

Поскольку наша кафедра именуется как кафедра ракетостроения, то для выполнения различных учебных заданий, курсовых проектов, дипломных работ и прочих работ, связанных с определением облика ракеты и ее элементов созданы пакеты прикладных программ (ППП) САПР ракет следующих типов:

1. Баллистические ракеты и ракеты носителей КЛИА – данный пакет позволяет проектные задачи по определению облика баллистических ракет, ракетносителей и их элементов. В учебном процессе широко используется в лабораторных работах и других учебных мероприятиях. Пакет программ прошел верификацию и показал достаточную достоверность получаемых результатов. Поэтому он часто применяется в НИР, проводимых кафедрой.

2. Противокорабельные ракеты – этот пакет программ является важным инструментом в исследовании функционирования крылатых ракет различного назначения, а также при синте-

зе облика таких ракет. Поэтому он является важной составляющей информационного обеспечения учебного процесса кафедры в задачах синтеза ракетных систем. Данный пакет ППП САПР также применяется в научно-исследовательских работах кафедры.

3. Противотанковые ракеты – данный пакет программ посвящен проектированию противотанковых ракет. Эти ракеты часто являются темами курсовых, дипломных проектов и УНИРС студентов кафедры. Пакет позволяет выполнять не только расчеты по определению облика таких ракет, но и проводить параметрический анализ влияния различных параметров ракеты на ее аэродинамические и массогабаритные характеристики.

4. Зенитные и авиационные ракеты – этот ППП решает такие же задачи, как и в предыдущие пакеты. В данном случае объектом изучения являются зенитные ракеты и авиационные ракеты, предназначенные для поражения авиационных целей. Он используется как в учебном процессе, так и для решения задач НИР.

Таким образом, практически весь диапазон вариантов ракетного вооружения обеспечен программным продуктом для проведения проектных работ по специальности кафедры. Следует сказать, что эти программные пакеты имеют описания в соответствующих учебных пособиях.

Информационные технологии существенным образом вошли во все виды учебных занятий кафедры.

Кроме лабораторных работ и практик преподаватели кафедры читают лекции с использованием электронных презентаций. Это оказывается возможным благодаря оснащению всех аудиторий кафедры видеопроекторами. Такой подход позволяет сделать лекции более наглядными, более информированными и позволяет показывать анимацию различных процессов функционирования ракеты и ее элементов.

Раньше, после окончания обучения студенты в обязательном порядке направлялись на предприятия, с обязательным сроком работы. В последнее время широкое распространение получил целевой набор, жестко закрепляющий обучающегося в момент поступления за каким либо предприятием по его выбору.

Начиная с третьего курса, студент закрепляется за конкретным преподавателем, который согласует темы текущих курсовых работ, выполняемых по дисциплинам, предшествующим выполнению впускной квалификационной работы (ВКР) с предполагаемой темой ВКР. Для студента целевого набора, как правило, все практики проходят на предприятии, за которым он закреплен, а в дальнейшем там же реализуется государственная итоговая аттестация. Это позволяет еще до окончания обучения познакомиться с будущим местом работы, и в дальнейшем без задержек включиться в деятельность предприятия.

Все вышесказанное обеспечивает высокий профессиональный уровень подготовки выпускников кафедры «Ракетостроение». Но важно отметить, что навыки и умения, приобретенные в ходе процесса обучения на кафедре, позволяют выпускникам в дальнейшем чувствовать себя уверенно в любой сфере деятельности.

УДК: 351.862.224 : 623.445

СТРАТЕГИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ СОЗДАНИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ СРЕДЫ ВУЗА

О. Л. Киреев, Д. П. Яушев

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

Представлен возможный подход создания электронной образовательной среды. Представлены возможные методы создания ЭИОС. Целью статьи является предоставление доводов, в пользу ЭИОС как инструмента, позволяющего предоставлять качественные и доступ-

ные услуги образования. Авторами затронута тема актуальности ЭИОС в настоящее время для высших учебных заведений.

Стратегической целью развития современного образования является обеспечение доступности качественного образования потребителям образовательной услуги за счет эффективного использования ресурсов: финансовых, кадровых, материально-технических. Одним из направлений реализации данной цели является информатизация образования, использование информационно-коммуникационных технологий в образовательном и воспитательном процессе.

Цели создания информационно-образовательной среды образовательного учреждения тесно связаны с основными целями его деятельности. В то же время, существует и обратная связь: процесс информатизации оказывает существенное влияние на цели общего образования. Эта взаимозависимость отражается в выработке новых требований к современному образованию. Приведем перечень таких требований:

- обновленное содержание образования, интеграция информационно-коммуникационных технологий в образовательный процесс;
- активные формы учебной деятельности;
- инновационные формы организации образовательного процесса, в том числе проектная, исследовательская, дистанционная форма, индивидуализация;
- образовательная среда, включающая цифровые учебные инструменты и электронное цифровое хранилище работ учащихся и преподавателей;
- новые подходы к управлению ВУЗом.

Разработка и внедрение электронной образовательной среды вуза позволяет решать следующие задачи:

- предоставление единого авторизованного доступа к единым информационным ресурсам вуза (изданиям вуза, методическим и справочным материалам)
- предоставление единого авторизованного доступа к электронным библиотечным системам и электронным подписным изданиям, с которыми заключен договор вуза;
- предоставление единого авторизованного доступа к текущей информации об учебном процессе (график учебного процесса, расписание и т.д.) для обучающихся и работников вуза с любого устройства, подключенного к сети Интернет [1].
- удаленный доступ к текущей информации об организации учебного процесса;
- оперативное информирование обучающихся и работников об изменении в учебном процессе;
- оперативное предоставление учебных материалов обучающимся со стороны преподавателей [2].

Принцип создания ЭОС

Командой разработчиков должна быть создана среда, включающая в себя сервер аутентификации и модули, обеспечивающие доступ к информационным ресурсам.

Сервер аутентификации решает следующие задачи:

- обеспечение авторизации пользователей при запросе доступа к информационным ресурсам через различные модули информационной системы;
- поддержка и периодическая актуализация базы данных пользователей (обучающихся и работников вуза). База данных содержит три типа пользователей «Обучающиеся», «Преподаватели», «Иные работники».

Для обеспечения доступа к информационным ресурсам ЭИОС должен содержать следующие модули:

- электронная библиотека вуза;
- модуль удаленного доступа к электронным ресурсам библиотеки;
- информационный модуль об учебном процессе [3].

Состав ЭИОС допускает расширение списка модулей, обеспечивающих доступ к информационным ресурсам.

Метод с использованием инструментов GOOGLE-СЕРВИСА

Для реализации информационной образовательной среды сегодня используются разные средства. Одним из перспективных направлений использования современных информационных технологий в области реализации ЭИОС являются облачные технологии. Под облачными технологиями (от англ. Cloud computing) мы будем понимать «технологии распределенной обработки данных, в которой компьютерные ресурсы и мощности предоставляются пользователю как интернет-сервис». В качестве облачных технологий сегодня широко применяются такие, как *SkyDrive, Dropbox, Google Drive, Яндекс.Диск и пр.*

Корпорация Google разрабатывает и предоставляет множество приложений и сервисов, доступ к которым возможен в окне любого браузера при наличии подключения к Интернету. Исходя из публикаций, наиболее используемыми в образовательном сообществе, являются следующие сервисы Google:

- Google Docs – онлайн-офис для создания документов разного типа (текст, электронная таблица, база данных, форма, и т.п.),
- Gmail – бесплатная электронная почта (для общения участников проекта),
- Google Maps – набор карт для определения местоположения,
- Google Sites – вики-технология,
- Google Translate – переводчик документов и текстов,
- Google ArtProject – интерактивные музеи мира,
- YouTube – видеохостинг (для просмотра видеоуроков и различных инструкций),
- Google Knol – вики-энциклопедия и другие.

Перечисленные выше Google-сервисы имеют следующие возможности их применения в образовательном процессе:

1. Выполнение совместных проектов в группах или динамических парах: подготовка текстов презентаций и документов, совместная работа с документами в режиме реального времени с другими соавторами, публикация результатов своей работы в Интернете в виде веб-страниц, выполнение практических заданий на обработку информационных объектов различных видов: форматирование, редактирование текста, создание таблиц и схем в текстовом редакторе, рисунков и схем в графическом редакторе [4]. Доступ к созданным объектам может быть определен самим преподавателем (для чтения или просмотра, редактирования).

2. Обмен информацией и документами для учебного процесса, для работы и общения друг с другом, а также с преподавателями: консультирование по проектам и сообщениям, с самостоятельных работ различного характера, проверка индивидуального домашнего задания, проведение анкет, опросов, тестов. Такую возможность предоставляют: Гугл-диск, электронная почта, блоги, чаты или форумы.

3. Наличие инструментов для индивидуальной и совместной деятельности. Часть Google-сервисов ориентирована на сетевое взаимодействие людей (сотрудничество, общение друг с другом). Систематическая практика использования новых информационных средств позволяет выработать новый стиль поведения и общения, позволяет использовать педагогические и организационные решения учебных ситуаций [5].

Указанные выше возможности позволяют сделать процесс обучения открытым для всех участников образовательного процесса – студентов, преподавателей и для родителей. Преподаватель осваивает способы создания документов, электронных таблиц, презентаций, форм на облачном хранилище данных. От него требуется совершенствование профессиональных компетенций в области приемов работы с облачными технологиями, позволяющих организовать учебный процесс в информационной образовательной среде на основе выбранных сервисов. Преподаватель может выступать здесь в роли тьютора. Студент на основе созданных преподавателем дидактических и методических материалов выполняет задания занятия или комплекса занятий, объединенных в проект. Преподаватель и родители могут анализировать работы, просматривать выполнение заданий [6].

Метод с использованием LMS MOODLE

В качестве платформы для построения информационно-образовательной среды можно использовать модульную объектно-ориентированную обучающую среду Moodle. Выбор системы дистанционного обучения как базового программного обеспечения, а не просто системы управления контентом, позволяет, кроме размещения статических учебно-методических материалов, использовать модули, реализующие интерактивное взаимодействие обучающихся, и осуществлять автоматизированный контроль знаний при помощи тестирования или использовать элементы программированного обучения [8].

Преимуществами системы LMS Moodle :

- разнообразие возможностей и большое количество настроек, что позволяет гибко настроить систему под конкретные задачи;
- возможность разграничения прав доступа к отдельным структурным единицам системы;
- модульность и открытый программный код, что позволяет добавлять в систему необходимые функции, разрабатывая новые модули;
- бесплатное программное обеспечение, что позволило снизить стоимость создания виртуальной ИОС,
- возможности по интеграции с другими системами,
- использование учебных материалов в формате SCORM,
- выделение отдельного виртуального пространства для любых участников учебного процесса

Использование системы дистанционного обучения в качестве базы для создания информационно-образовательной среды вуза позволяет не только разрабатывать и реализовывать дистанционные курсы, но и успешно реализовывать следующие элементы:

- сопровождение учебного процесса всех форм обучения (электронные ресурсы любого формата текст, презентации, видео, аудио, интерактивные элементы) [9];
- поддержка самостоятельной работы студентов, что является немаловажным для систематизации СРС (практические задания, контрольные работы, интерактивные элементы, индивидуальная и совместная работа студентов), мониторинг учебного процесса (тестирование – входной, текущей, промежуточный контроль с автоматическим подсчетом результатов, анкетирование, создание электронного портфолио студентов, создание балльно-рейтинговой системы оценки знаний студентов);
- общение и консультации в режимах on-line и off-line: чаты, форумы, индивидуальные ответы;
- система для работы и сетевого взаимодействия с другими образовательными учреждениями.

Развитие единой информационно-образовательной среды вуза, использование инновационных технологий и методов обучения на базе информационных технологий создает предпосылки для повышения уровня информационной культуры всех участников образовательного процесса и успешной деятельности в условиях информационного общества [10].

Успех внедрения ЭИОС зависит от целого ряда предпосылок, важнейшими из которых являются:

- наличие в учебном заведении технических и программных средств информатизации рабочих процессов и практического опыта их эксплуатации;
- эффективная система научного, методического и организационного обеспечения процессов информатизации;
- в учебном заведении должна быть реализована система подготовки и переподготовки кадров в области информационных технологий.

Особенностью сегодняшнего этапа развития ЭИОС и ближайшей перспективы является мощное воздействие мировых информационных образовательных ресурсов на образовательную среду учебного заведения. Результатом глобализации научно-технического прогресса и

переходом от индустриального общества к обществу знаний можно считать формирование глобальной электронной информационно-образовательной среды. Характерными проявлениями глобализации в образовании можно считать появление открытых образовательных ресурсов, унификации программных средств управления учебными заведениями, развитие технологий дистанционного обучения, все большее использование облачных сервисов [11]. Все эти процессы заставляют вырабатывать новые подходы к формированию ЭИОС учебного заведения. Ключевыми признаками нового подхода являются интеграция образовательных ресурсов с другими участниками образовательного пространства, открытость, переход на новые инновационные технологии.

Развитие единой информационно-образовательной среды вуза, использование инновационных технологий и методов обучения на базе информационных технологий создает предпосылки для повышения уровня информационной культуры всех участников образовательного процесса и успешной деятельности в условиях информационного общества.

Библиографический список

1. Воробьев Г. А. Электронная образовательная среда инновационного университета // Высшее образование в России. 2013. № 8 – 9. С. 59 – 64.
2. Носкова Т. Н., Тумалева Е. А., Шилова О. Н. Информационные технологии в образовании и высокотехнологичная образовательная среда // Universum: Вестник Герценовского университета. 2012. № 2. С. 83 – 87.
3. Скибицкий Э. Г. Информационно-образовательная среда вуза: цель или средство в обеспечении качества образования. URL: http://www.edit.muh.ru/content/mag/trudy/06_2009/06.pdf (дата обращения: 15.10.2018).
4. Насейкина Л. Ф. Применение электронных образовательных изданий и ресурсов как компонентов развития информационно-образовательной среды университета // Вестник ОГУ. 2011. № 2. С. 248 – 253.
5. Свиряева М. А., Молоткова Н. В., Анкудимова И. А. Организация информационно-образовательной среды вуза на основе технологий дистанционного обучения // Вопросы современной науки и практики. 2010. № 4–6(29). С. 180 – 184.
6. Голубев О. Б., Никифоров О. Ю. Развитие информационно-образовательной среды современного вуза // Инновации в образовании. ИнВестРегион. 2014. № 1. С. 57 – 61.
7. Духнич Ю. Смешанное обучение. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.smart-edu.com/bended-learning.html> (дата обращения: 15.10.2018).
8. Иванцова Н. А., Гуров В. Н. Инновационный проект «Государственно-общественное управление в образовательных учреждениях» / В сб.: «Педагогический менеджмент в развитии образовательных комплексов. Методология, методические разработки и материалы». Вып. 1 / Общ. Ред. В. Н. Гурова. Уфа: 2015. С. 44 – 48.
9. Иванцова Н. А. О применении в образовательном процессе электронного образования/ Муниципальные методические службы в контексте новых вызовов времени: опыт, проблемы, перспективы: Сборник статей. Уфа: РИЦ ИРО РБ, 2014. С. 44 – 46.
10. Курбанбаева Д. Ф., Шматко А. Д. Развитие инфраструктурного обеспечения инновационной активности // Вестник экономической интеграции. 2012. № 3. С. 65 – 71.
11. Конников Е. А., Алексеев А. А., Метелев П. С., Мокейчев Е. В., Шматко А. Д. Экономика передовых производственных технологий: монография. Казань: Изд-во «Бук», 2016.

**АДАПТИВНЫЙ КОМПЬЮТЕРНЫЙ КОНТРОЛЬ ЗНАНИЙ
ПРИ АТТЕСТАЦИИ ОПЕРАТОРА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО
КОМПЛЕКСА ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИИ ТИПА «ЛАГУНА»**

Ю. С. Овчинникова¹, А. П. Григорьев²

¹*Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики*

²*Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, АО «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. В. Фрунзе»*

В рамках данной статьи рассматривается потенциальная возможность организации адаптивного компьютерного контроля знаний при аттестации оператора автоматизированного комплекса обработки телеметрии (АКОТ) типа «ЛАГУНА» объединенной аттестационной комиссией (АО «КБ «Арсенал» и ОАО МЗ «Арсенал»).

Так как в настоящее время наиболее универсальна и популярна тестовая форма контроля знаний, с акцентом на дистанционность и адаптивность [1], то для организации контроля знаний необходима проработанная база адаптивных тестовых заданий (АТЗ), содержащая вопросы, описывающие всю полноту данной предметной области.

На базе сценарного метода [2] разработан комплекс дистанционного адаптивного тестового контроля знаний закрытого типа [1]. В качестве программной среды используется язык программирования PHP, позволяющий осуществлять удаленный контроль знаний в реальном масштабе времени, а также организовывать непрерывный мониторинг текущей успеваемости обучаемых. Различные способы построения, технологии и протоколы, используемые при разработке дистанционных систем оценивания знаний, были подробно в [3, 4].

Комплекс представляет из себя модульную структуру, состоящую из следующих основных частей: авторизационная, пользовательская, администраторская. Описание данных элементов системы представлено в статье [3], а основных, предложенных авторами сценариев (алгоритмов) контроля знаний в [4].

Исследования, проводившиеся в период с 2013 по 2015 годы при подготовке студентов ГУАП, показали, что работоспособность системы дистанционного адаптивного контроля знаний подтверждена многократным контрольным моделированием и составляет 100% (были выявлены высокая корректность работы и безошибочное выполнение всех целевых задач). На основании статистической выборки адекватность оценки системы дистанционного адаптивного контроля составила 100%. После обработки тестовых заданий (ТЗ) по статистике, полученной на основании тестирования группы студентов численностью 20 человек, получены графики эффективности [4] (критерий средняя успеваемость по группе студентов в 4-х балльной шкале оценивания). В данном случае сценарии [2] контроля, описанные подробно в [3], сравнивались с классическим адаптационным алгоритмом, описанным в [1]. При контрольном моделировании по статистике из 1500 студентов (в период с 2013 по 2014 годы), достоверность дистанционного адаптивного контроля знаний (в качестве примера был выбран тест, состоящий из 12 вопросов) составила – 80%.

Так как рассмотренные сценарии при натурном эксперименте подтвердили свою работоспособность, адекватность, эффективность (средняя оценка по группе студентов), и достоверность, то потенциально возможно осуществить внедрение данной системы дистанционного адаптивного контроля знаний при аттестации оператора АКОТ типа «ЛАГУНА».

Таким образом, для организации данного мониторинга знаний необходимо и достаточно экспертам (из сотрудников ОАО «МЗ «Арсенал» и АО «КБ «Арсенал»») разработать адаптивные тестовые задания и сформировать из них базу (рис. 1), предварительно присвоив вес (сложность) тому или иному вопросу. Одним из примеров экспертной оценки является метод

попарного сравнения, при котором степень сложности того или иного вопроса оценивается двумя преподавателями. Если они оба приходят к консенсусу относительно сложности или легкости вопроса, то текущему ТЗ присваивается соответствующая категория (сложная или легкая), если мнения экспертов расходятся, то ТЗ присваивается средняя категория сложности.

АДАПТИВНЫЕ ТЕСТОВЫЕ ЗАДАНИЯ ДЛЯ АТТЕСТАЦИИ ОПЕРАТОРА АКОТ ТИПА "ЛАГУНА"					
Промомотр вопросов		Выводить на страницу вопросы из категории:		Все категории	
Добавление нового вопроса				Легкая	
№ П/П	ТЕКСТ ВОПРОСА	ВАРИАНТЫ	СЛОЖНОСТЬ ВОПРОСА	ОПЕРАЦИИ	
1	Индекс комплекса АКОТ "Лагуна"	<ol style="list-style-type: none"> 1. 14П522 2. 14П422 3. 14П322 4. 14П222 5. 14Ф139 6. 14Ф145 7. 14Ф138 8. 14П822 	Легкая	<input checked="" type="checkbox"/> редактировать	<input type="checkbox"/> удалить
2	В общесистемное программное обеспечение (ПО), устанавливаемое на рабочих станциях АКОТ «Лагуна» входит:	<ol style="list-style-type: none"> 1. ОС Windows 2000 и Windows 2000 Server 2. Средства разработки Borland Delphi и Visual C++ 3. СУБД SQL 4. WinRAR 5. ACSee 6. NERO 7. MS Office 8. Все варианты ответа верны 	Легкая	<input checked="" type="checkbox"/> редактировать	<input type="checkbox"/> удалить

Рис. 1. Внешний вид базы АТЗ

Внешний вид АТЗ представлен на рис. 2, подробные рекомендации по работе с дистанционной системой адаптивного тестирования, а также руководство пользователя, приведены на главной странице сайта в разделе рекомендации: http://cpmssmedia.dlinkddns.com/other_web/test2/index.php?route=manuals.

1 / 12 В общесистемное программное обеспечение (ПО), устанавливаемое на рабочих станциях АКОТ «Лагуна» входит:

Варианты ответов:

- WinRAR
- Средства разработки Borland Delphi и Visual C++
- Все варианты ответа верны
- СУБД SQL

Следующий вопрос

9 мин. 55 сек.

Рис. 2. Внешний вид АТЗ

После завершения контроля, обучаемому предоставляется файл-отчет (рисунок 3) о прохождении тестирования, в котором помимо текущей оценки знаний (в любой из возможных шкал оценивания) отмечены правильные (выделены зеленым цветом) и неправильные (выделены красным цветом) ответы на те или иные вопросы теста. Данный отчет может быть сохранен, распечатан или же передан аттестационной комиссии по электронной почте для дальнейшего анализа и принятия решения о возможной аттестации.

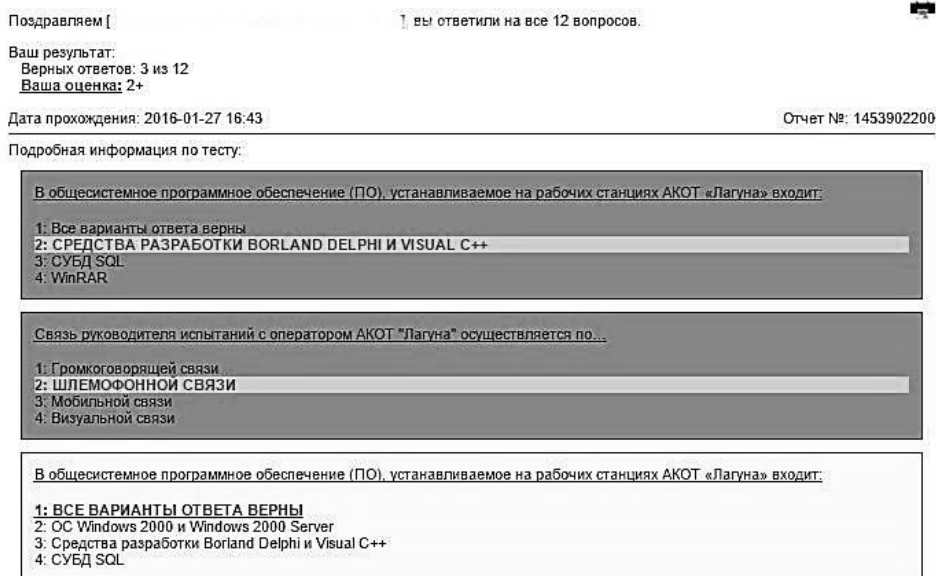


Рис. 3. Внешний вид отчета о прохождении АТЗ

Таким образом, на основе всего вышесказанного система дистанционного адаптивного контроля знаний оператора АКOT типа «ЛАГУНА» может быть внедрена на предприятии. Данный комплекс при разработке соответствующих баз АТЗ может быть также использован и для аттестации операторов МРТК, АИК, АСДКТ и т. д.

Библиографический список

1. Глова В. И., Дуплик С. В. Модели педагогического тестирования обучаемых // Вестник Казан, гос. техн. ун-та им. А.Н. Туполева. 2003 г. №2. С. 74 – 79.
2. Григорьев А. П. Сценарный метод контроля навигационных знаний при проектировании обучающих систем // Сб. докл. Научной сессии ГУАП. СПб: ГУАП, 2015. С. 44 – 48.
3. Григорьев А. П., Демьянов, Ивахива Т. А. Разработка алгоритмов дистанционного адаптивного тестового контроля знаний закрытого типа // Педагогическая наука и современное образование. Сб. статей II МНПК, посвященной Дню российской науки. СПб: Изд-во РГПУ им. А. И. Герцена, 2015. С. 235 – 239.
4. Григорьев А. П., Ивахива Т. А. Разработка и исследование дистанционных адаптивных моделей тестирования знаний // Development andresearchofremote adaptive testing models. Новые образовательные стратегии в современном информационном пространстве. Сб.статей международной ежегодной научной интернет-конференции. СПб: Изд-во РГПУ им. А. И. Герцена, 2015. С. 221 – 226.

**СТАТИСТИКО-ЭКОНОМЕТРИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ В ПОДГОТОВКЕ
ЭКОНОМИСТОВ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ ОПК В ОБРАЗОВАТЕЛЬНОМ
ПРОСТРАНСТВЕ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЩЕСТВА****А. А. Тарасов, С. А. Кондратьев***Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*

Процесс информатизации, в последние десятилетия так сильно влияющий на общество, приостановить нельзя, а о том, что его необходимо регулировать говорить нет нужды. Приходится считаться с тем, что в современном обществе информация становится все более доступной, а ее обновление происходит так быстро, что образовательные программы, учебники и т.д. далеко не всегда успевают отреагировать на ее появление. Однако информационные технологии оказывают влияние на формы и методы обучения и оценивания результатов обучения, таким образом, являясь посредниками когнитивного развития, улучшая приобретение универсальных когнитивных компетенций, необходимых для жизни в современном обществе [10].

На смену материальному обществу и материальной экономике приходит общество информационное, основанное на производстве, распространении и потреблении информации. Постиндустриальная фаза развития отождествляется с понятием «информационное общество».

Высокоиндустриальное общество определяется как общество, где дальнейшее развитие компьютеризации предоставит людям доступ к надежным источникам информации и избавит их от рутинной работы, обеспечив высокий уровень автоматизации производства. При этом существенные изменения коснутся непосредственно и самого производства, в результате которых его продукт станет более «информационно емким», что приведет к значительному увеличению доли инноваций, дизайна и маркетинга в его стоимости. Производство информационного продукта, а не продукта материального будет движущей силой образования и развития общества [4].

Российский экономист В. Иноземцев [2] в отношении современной хозяйственной системы использует термин «экономика знаний» (knowledge economy), подчеркивая тем самым «... что важнейшим производственным ресурсом общества становится не столько информация как относительно объективная сущность или набор данных о тех или иных производственных и технологических процессах, сколько знания, т. е. информация, усвоенная, человеком и не существующая вне его сознания».

Американцы Д. Фрэнк и Дж. Майер [3], анализируя роль университетов в становлении «общества знания» отмечают, что именно вокруг университетов должно строиться подобное общество. Г. Ицковиц [9] в своих работах также рассматривает университет как главный инструмент в системе инновационного развития общества.

В России в рамках «Концепции долгосрочного социально-экономического развития Российской Федерации до 2020 года» в качестве приоритетных выделены сферы профессионального образования и науки.

Напомним, что под образовательным пространством понимается часть образовательной среды, где на субъективном уровне (уровне личного взаимодействия учащихся и преподавателей) создается множество двусторонних отношений, а также двусторонних и многосторонних связей для осуществления образовательной (педагогической) деятельности по развитию индивида и его социализации в разных системах образования.

Информационно-коммуникативные технологии (ИКТ) обеспечивают новое образовательное пространство, которое требует наличия новых умений у обучающихся. Первоочередными становятся навыки критического мышления, исследовательской деятельности и навыки оценивания, так как обучающимся приходится работать с очень разнообразным избыточным контентом [11]. При этом новое информационное образовательное пространство из-

меняет не только образовательный процесс, но и деятельность педагога и обучающегося в этом процессе. Роль педагога, до этого бывший практически единственным источником информации, должна существенно измениться, в новых условиях он должен научить обучающегося тому, как найти, выбрать, воспринять и использовать нужную информацию [12]. В имеющемся изобилии информационного контента меняется и роль обучающегося. Если раньше «объекта» образовательного процесса обучали, а он пассивно внимал этому обучению, теперь он становится полноправным активным участником образовательного процесса, и ему необходимо уметь учиться в таких условиях. И это умение включает не только самостоятельный поиск и освоение нового знания, отвечающего интересам и потребностям обучающегося, оно подразумевает еще и выбор форм обучения, проектирование, «подгонку» процесса обучения к своим возможностям и запросам [13]. Педагог в этом случае является координатором, направляющим этот процесс и облегчающим обучающемуся поиск и овладение новым знанием. Таким образом, различные участники образовательного процесса несут ответственность за его определенные этапы [14]. Однако именно стремление обучающегося к освоению новой для него области знаний, его ответственность за результаты обучения является основным «двигателем» такого образовательного процесса.

Питер Друкер, впервые предложивший рассматривать современное информационное общество как «общество, основанное на знании», отмечает, что результативность в современном образовательном пространстве может быть выражена через три аспекта: первый – непосредственно само знание, приобретенное в процессе обучения; второй – способность студента войти в мир в качестве активного его гражданина и экономического субъекта; третий аспект – развитие индивидуума в постобразовательном пространстве и участие его в культурной жизни общества [1].

Информационная культура требует от современных студентов новых знаний и умений, особого стиля мышления, обеспечивающих необходимую адаптацию к социальным переменам и гарантирующих достойное место в информационной среде.

В отечественной системе образования все большее предпочтение отдается современным инфокоммуникационным технологиям. Для нового поколения, выросшего за эти годы, мобильные устройства, планшеты, разнообразие облачных технологий, электронных книг и приложений становятся привычными средствами постоянного доступа к непрерывному образованию. Учебный материал, насыщенный видеозвуковым сопровождением и динамически изменяющейся графикой – естественной атрибутикой, располагающей к познанию.

Входит в оборот понятие «информационной грамотности», которое в своем понимании носит всеобъемлющий характер. В него входит владение различными современными информационными устройствами, а также инструменты функционирования получения информации. В современном мире пропадает необходимость поиска той или иной литературы в печатном виде. Информационные технологии выходят на новый уровень предоставления информации, где происходит процесс образования без каких-либо затрат.

В эпоху новых технологий возможности доступа к образовательным программам значительно расширились за счет дистанционного обучения. Дистанционное обучение (иногда называемое e-Learning – электронное обучение) подразумевает широкое использование информационных технологий. Удобство получения образования в свободное время, в любое время суток, в любом доступном месте (дом, работа, транспорт) является неоспоримым преимуществом дистанционного образования. Специфические средства, связанные с применением компьютерных и телекоммуникационных технологий: специальных программных средств и продуктов: аудио- и видеолекции, консультации с преподавателями через Интернет, которые могут происходить как в режиме реального времени, так и в виде электронных сообщений в специализированных чатах и форумах, подразумевают больший упор на самостоятельную работу обучающихся [15]. Опыт многих учебных заведений, в частности, Открытого университета Великобритании, основанного еще в 1969 г. как образовательное учреждение,

предоставляющее именно дистанционное обучение, показывает, что качественное образование в дистанционной форме может быть обеспечено практически по всем учебным предметам.

Особую роль приобретает подготовка специалистов, в том числе и экономистов, для предприятий ОПК. С вопросом национальной безопасности России неразрывно связано развитие Вооруженных сил и оборонно-промышленного комплекса (ОПК). Однако без квалифицированных кадров невозможна эффективная работа ОПК. Поэтому неслучайно в последние годы правительство РФ уделяет этим вопросам особое внимание.

Предприятия ОПК должны быть готовы при необходимости увеличить объем выпуска военной продукции. Об этом заявил Президент Владимир Путин в ходе совещания по вопросам военно-промышленного комплекса в Сочи в ноябре 2017 г.

Способность экономики быстро увеличивать объемы оборонной продукции и услуг в нужное время – одно из важнейших условий обеспечения военной безопасности государства, – указал глава государства.

19.09.2018 г. на заседании Военно-промышленной комиссии России Президент Владимир Путин поставил перед оборонным комплексом задачу приступить к работе над перспективными образцами военной техники: *«Между тем нам важно двигаться дальше и уже сегодня начинать планировать разработку и выпуск перспективных образцов вооружения и техники на будущее, которые определят облик Вооруженных сил России на длительную перспективу, на предстоящие десятилетия».*

В условиях современных вызовов мирового сообщества перед ВУЗами, готовящими кадры для предприятий ОПК, становятся новые ответственные задачи.

В настоящее время, как отмечает В. В. Путин *«...научно-технический прогресс в самых разных областях, начиная от появления новых образцов вооружений и военной техники и заканчивая информационно-коммуникационными технологиями, привел к качественному изменению характера вооруженной борьбы ... и без серьезного развития военных исследований не может быть ни эффективной военной, ни военно-технической доктрины».*

В этих условиях экономисты, обучающиеся в ВУЗе, «работающем» на ОПК, должны получать современное и качественное образование, опирающееся на ИКТ технологии.

Статистико-эконометрический модуль занимает важную роль в подготовке современного экономиста.

Эконометрика определяется как наука, изучающая количественные и качественные экономические взаимосвязи с помощью математических и статистических методов и моделей. Основой эконометрики является статистика. Современное определение предмета эконометрики было выработано в уставе Эконометрического общества, которое главными целями назвало использование статистики и математики для развития экономической теории. Эконометрика обычно рассматривается как часть экономической теории, наряду с макро- и микроэкономикой.

В условиях информационного общества, когда «цена» знания резко возрастает, происходит повышение требований к результатам эконометрического исследования и существенное расширение круга экономических задач, требующих эконометрических методов решения. В информационном обществе время «ускоряется» и решения эконометрических задач зачастую требуется получить в режиме реального времени. Такую принципиальную возможность дают современные информационные технологии.

Возрастающие потребности экономики приводят к повышению значения предметов статистика и эконометрика в образовании экономиста и менеджера. Именно в этих предметах находят отражение современные информационные подходы к решению экономических задач. И эти объективные процессы безусловно должны отражаться на методике преподавания этих дисциплин.

В БГТУ «ВОЕНМЕХ» курсы статистики и эконометрики для направлений подготовки 380301 «Экономика» и 380302 «Менеджмент» читаются одним из авторов уже более 20 лет. За эти годы курсы существенно менялись, дополнялись новой современной информацией.

Эти курсы на протяжении ряда лет читались также в рамках программы второго высшего образования [5]. В издательстве БГТУ были изданы учебное пособие и задачник [6, 7].

В программе курса учтено, что основным изменением в содержании новых образовательных программ является ориентация современного образования на формирование необходимых наборов компетенций, понимаемых как совокупность знаний, умений, отношений и опыта, которые могут быть эффективно использованы как в знакомых, так и новых трудовых ситуациях [8]. В условиях общества, основанного на знании, становятся главными критерии компетентности, необходимой, с одной стороны, для социальной системы в целом, с другой - для поддержания внутреннего единства самого образовательного пространства.

В курсе активно используются компьютерные технологии, что оказывает существенное влияние на повышение качества подготовки студентов и является неотъемлемой частью современного образования.

Разработаны электронные конспекты лекций и электронные варианты учебника и и задачника, что существенно оптимизирует учебный процесс и позволяет сократить аудиторные часы по дисциплине. Для проведения промежуточного и итогового контроля знаний используются интернет-технологии.

Таким образом, в обществе, главным ресурсом развития экономики которого являются интеллектуальные ресурсы, роль подготовки высококвалифицированных экономистов и менеджеров становится все более значимой. Как было показано в БГТУ «ВОЕНМЕХ» проводится активная работа по внедрению современных образовательных траекторий в экономическом образовании.

Библиографический список

1. Друкер П. Менеджмент в некоммерческой организации: принципы и практика. М.: 2007.
2. Иноземцев В. Л. Современное постиндустриальное общество: природа, противоречия, перспективы. М.: 2000.
3. Фрэнк Д. Дж., Майер Дж. Экспансия университетов и общество знаний. // Концепция «общества знания» в современной теории: Сб. научных трудов РАН. М.: ИНИОН, 2010.
4. Ицук Т. Л. Роль стратегии развития высшей школы в информационной экономике // Информационная среда вуза XXI в.: материалы III международной научно-практической конференции. – Петрозаводск: ПетрГУ, 2009.
5. Тарасов А. А. Курс социально-экономической статистики для экономистов и менеджеров глазами математика // Математика в ВУЗе: труды XXIII международной научно-методической конференции. Великие Луки: 2011. С. 92 – 93.
6. Тарасов А. А. Статистика для экономистов и менеджеров: учебное пособие // СПб: БГТУ «Военмех», 2015.
7. Тарасов А. А., Кондратьев С. А. Индивидуальные задания по теории статистики для экономистов и менеджеров: практическое пособие // СПб: БГТУ «Военмех», 2016.
8. Бородавкин В. А., Щеглов Д. К., Охочинский М. Н., Русина А. А. Формирование компетентностно-ориентированной среды для обучения студентов базовой кафедры предприятия ОПК // В сб.: «Седьмые Уткинские чтения». Труды ОНТК. СПб: БГТУ «Военмех», 2016. С. 242 – 251.
9. Etkowitz H. The Triple Helix: University-industry-government Innovation in Action // Routledge; 1 edition Mar 2008.
10. Syed Noor-Ul-Amin. An Effective use of ICT for Education and Learning by Drawing on Worldwide Knowledge, Research, and Experience: ICT as a Change Agent for Education // Scholarly Journal of Education. 2013. Vol. 2(4), pp. 38 – 45.
11. NMC Horizon Report. 2007. Higher Ed Edition. [Электронный ресурс]: URL: www.nmc.org/pdf/2007_Horizon_Report.pdf (дата обращения 15.09.2018).

12. Freire P. Pedagogy of Freedom. Ethics, Democracy and Civic Courage. [Электронный ресурс]: URL: www.goodreads.com/.../86881.Pedagogy_of_Freedom. (дата обращения 11.09.2018).

13. Дудко С. А. Педагогические основания интеграции детей иммигрантов в социокультурное пространство современной Франции / Дисс. канд. пед. наук: 13.00.01. М.: 2013.

14. Jager A. K., Lokman A. H. Impact of ICT on education. The role of the teacher and teacher training. Stoas Research, Wageningen, The Netherlands // Paper Presented at the European Conference on Educational Research, Lahti, Finland 22–25 September 1999.

15. Mason R. From distance education to online education // The Internet and Higher Education. 2000. Vol. 3.No. (1–2). pp. 63 – 74.

УДК 378.147

ОПЫТ РАБОТЫ ПО СИСТЕМЕ НЕПРЕРЫВНОГО ОБРАЗОВАНИЯ ШКОЛА – ВУЗ – ПРЕДПРИЯТИЕ НА СОВРЕМЕННОМ ЭТАПЕ РАЗВИТИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЩЕСТВА В РОССИИ

А. А. Тарасов¹, В. Б. Рютин², А. Х. Аликов³, С. А. Кондратьев¹

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

²*АО «НПК «КБ Машиностроения», г. Коломна*

³*МБОУ Гимназия №2 «Квантор», г. Коломна*

Проблема качества подготовки специалистов в условиях новых вызовов времени — наиболее дискуссионная тема общественного образования. Сегодня востребовано «образование в течение жизни». Только постоянно повышая свою квалификацию, а зачастую и осваивая совершенно новые пласты знаний, человек сможет добиться желаемых результатов. А для этого современное образование должно выйти за пределы решения типовых задач, где уже заранее известны ответы на все вопросы [9]. Однако уже сейчас ясно, что процесс обучения, отвечающий вызовам информационного общества, обладает значительными возможностями по повышению эффективности образования [10].

В последние десятилетия мы являемся свидетелями информационной революции и все более возрастающего процесса информатизации общества. На смену материальному обществу и материальной экономике приходит общество информационное, основанное на производстве, распространении и потреблении информации. Постиндустриальная фаза развития отождествляется с понятием «информационное общество».

Российский экономист В. Иноземцев [11] в отношении современной хозяйственной системы использует термин «экономика знаний» (knowledge economy), подчеркивая тем самым «... что важнейшим производственным ресурсом общества становится не столько информация как относительно объективная сущность или набор данных о тех или иных производственных и технологических процессах, сколько знания, т. е. информация, усвоенная, человеком и не существующая вне его сознания».

В экономике современного общества происходит возрастание роли знания как ответ на новые вызовы, которые ставят перед человечеством информационная революция, глобализация, распространение новых информационных технологий. Интеллектуальная работа, специальные знания, коммуникации и новые технологии приобретают черты внутренних факторов развития производства, его инновационного роста и повышения конкурентоспособности.

Концепция непрерывного образования была выдвинута ЮНЕСКО в докладе «Учиться быть» еще в 1972 г. В ней заложена идея соединения в той или иной форме профессионального образования и повышения квалификации с общим образованием на разных уровнях. Идея непрерывного образования возникла как ответ на динамичные изменения в науке и производ-

стве. В работе А. П. Владиславцева 1978 г. «Непрерывное образование: проблемы и перспективы» выделяются функциональные характеристики непрерывного образования: компенсаторная – позволяющая наверстать упущенное в предыдущей системе образования; адаптирующая – приспособление к быстро меняющемуся миру; развивающая – направленная на непрерывное обогащение творческого потенциала личности. В наши дни развитие системы непрерывного образования – одно из важных направлений инновационной образовательной деятельности, предполагающее непрерывность процессов в системах общего среднего, начального, среднего, высшего, послевузовского и дополнительного профессионального образования.

На фоне новых вызовов мирового сообщества особую значимость приобретают вопросы непрерывного образования в подготовке специалистов для предприятий оборонно-промышленного комплекса (ОПК). Отечественный оборонно-промышленный комплекс продолжает оставаться одним из важнейших приоритетов развития страны.

С вопросом национальной безопасности России неразрывно связано Развитие Вооруженных сил и оборонно-промышленного комплекса (ОПК).

Однако без квалифицированных кадров невозможна эффективная работа ОПК. Поэтому неслучайно в последние годы правительство РФ уделяет этим вопросам особое внимание. Еще в своей статье (опубликованной 20 февраля 2012 г. в «Российской газете») В. В. Путин дал детальный анализ современного положения в мире и новых вызовов, сформулировал основные направления развития ОПК и Вооруженных сил, поставил задачи перед вузами. Огромное внимание уделяет Президент РФ этим вопросам и поныне.

Предприятия ОПК должны быть готовы при необходимости увеличить объем выпуска военной продукции. Об этом заявил президент Владимир Путин в ходе совещания по вопросам военно-промышленного комплекса в Сочи в ноябре 2017 г.

Способность экономики быстро увеличивать объемы оборонной продукции и услуг в нужное время – одно из важнейших условий обеспечения военной безопасности государства, – указал глава государства.

19.09.2018 года на заседании Военно-промышленной комиссии России Президент Владимир Путин поставил перед оборонным комплексом задачу приступить к работе над перспективными образцами военной техники: *«Между тем нам важно двигаться дальше и уже сегодня начинать планировать разработку и выпуск перспективных образцов вооружения и техники на будущее, которые определят облик Вооруженных сил России на длительную перспективу, на предстоящие десятилетия».*

Вместе с тем глава государства заметил, что на этом направлении многое зависит от возможностей самих предприятий оборонно-промышленного комплекса.

В. В. Путин отмечает, *«...что научно-технический прогресс в самых разных областях, начиная от появления новых образцов вооружений и военной техники и заканчивая информационно-коммуникационными технологиями, привел к качественному изменению характера вооруженной борьбы ... и без серьезного развития военных исследований не может быть ни эффективной военной, ни военно-технической доктрины».* Отмечается, *«...чтобы действительно повысить обороноспособность страны, нам нужна самая современная, лучшая в мире техника».* Но для того, чтобы разрабатывать эту технику и работать с ней, нужны соответствующие кадры. В связи с этим В.В. Путин отмечает следующее: *«Особое внимание нужно уделить системе образования и подготовке новых кадров на производстве. Многие предприятия сегодня столкнулись с тем, что техник и квалифицированный рабочий в острейшем дефиците, а это препятствует своевременному исполнению госзаказа, не говоря уже о наращивании мощностей. Ключевую роль в решении этой проблемы должны играть специализированные вузы (в том числе их программы прикладного бакалавриата) и техникумы, а также технические учебные заведения общего профиля, откуда выпускники часто идут работать в «оборонку».* *Полагаю, что возможно реализовать схему трудоустройства на базе трехсторонних контрактов между вузом, отраслевым концерном и студентом. Работа на*

предприятия должна начинаться еще в период обучения – в рамках специализированных производственных практик и стажировок. Для учащихся, помимо опыта, это даст и достойный заработок, и мотивацию серьезно осваивать необходимые умения. Естественно, такая подработка должна стать органической частью учебных планов».

Таким образом, совершенствование системы подготовки инженерных кадров для ОПК Президент России выделил в качестве приоритетного направления образовательной политики государства. Это тем более актуально в настоящее время, когда происходит процесс смены поколений во всех отраслях экономики, включая промышленность и науку.

Статистика показывает, что средний возраст занятых в оборонно-промышленной отрасли составляет 46 лет. Но реально эта цифра складывается из 20-летней молодежи и ветеранов труда, которым за 60 лет и как раз те самые 46-летние, имеющие уже и опыт и достаточно энергии и которые должны составлять костяк предприятия, практически отсутствуют в оборонке. Они были почти полностью истреблены соответствующей политикой по отношению к ОПК. Уходят кадры, получившие образование и профессиональную подготовку в советскую эпоху, и им на смену приходит новое поколение с системой ценностных ориентаций сформированных в постсоветский период. Смена поколений всегда порождает сложности, но современный этап данного процесса осложнен дополнительно несовпадением ценностных приоритетов поколений, снижением престижа инженерной профессии, отсутствием системного подхода в профориентационной подготовке и целым рядом других факторов. 19.09.2018 на заседании Военно-промышленной комиссии России Президент отмечает: *«Важно, что в ОПК создавались условия для притока и закрепления талантливых молодых людей, способных решать самые амбициозные задачи, обеспечить преемственность научных школ».* И на данный момент вместе с материальными вложениями в ОПК становится не менее важной такая мотивация как патриотизм, преданность своей профессии, верность традициям.

В связи с этим представляется важным изучение и использование опыта, который сегодня имеется у образовательных организаций и предприятий в этой сфере деятельности.

Уже почти 15 лет плодотворно сотрудничают в сфере подготовки специалистов для ОПК АО «НПК «КБМ» (Конструкторское бюро машиностроения) г. Коломны, БГТУ «ВОЕНМЕХ», г. Санкт-Петербург, и гимназия №2 «Квантор», г. Коломна. Данный проект начал осуществляться в 2003 году с созданием целевых подготовительных курсов для поступления в БГТУ «ВОЕНМЕХ» и продолжается до настоящего времени, представляя пример успешной реализации модели социального партнерства предприятия, высшей школы и учреждения общего среднего образования. В рамках трехстороннего договора предприятия, вуза и управления образования г. Коломны создана и реализуется система профориентационной работы, подготовки будущих абитуриентов для целевого поступления в профильные учебные заведения, развития технического творчества учащихся, воспитания патриотизма, уважения к традициям, формирования социально значимых ценностных ориентаций.

В процессе работы подготовительных курсов была установлена тесная связь между предприятием, ВУЗом и гимназией. Отработана система договорных отношений между участниками, создана соответствующая инфраструктура, в частности закреплены кураторы курсов от предприятия, ВУЗа и гимназии, отработано расписание занятий и консультаций и олимпиад, решены вопросы финансирования, учебно-методического обеспечения. Благодаря этому курсы стали широко известны в городе и позволили ученикам, имеющим соответствующие склонности успешно подготовиться к поступлению в ВУЗ. Вместе с тем взаимодействие педагогов гимназии с высококвалифицированными преподавателями ВУЗа стало толчком для повышения их квалификации, как профильных учителей.

В то же время осуществляемое сотрудничество внесло новый импульс в развитие гимназии. На определенном его этапе возникла гипотеза, что если сделать работу по формированию мотивации к получению образования, связанного со специальностями, востребованными ОПК и, в частности, КБМ, одним из приоритетных направлений деятельности гимназии, то количество учащихся, осознанно выбирающих эту стезю, вырастет. А, следовательно, вырастает

тет количество «неслучайных» студентов ВУЗа и, соответственно, специалистов, которые придут на КБМ. Так возникла идея открытия профильного военно-инженерного класса в гимназии.

Как было отмечено выше, сегодня выбор инженерной профессии осложнен целым рядом неблагоприятных факторов. На виду и на слуху «модные» и «престижные» профессии. Уровень информированности о работе инженера на промышленном предприятии ограничивается зачастую «семейными преданиями». Поэтому, даже обучаясь в технических ВУЗах, студенты не планируют профессиональной карьеры в этой сфере.

Поэтому в основе идеи создания профильных военно-инженерных классов была гипотеза, что учебная и воспитательная работа в них позволит более эффективно решать задачи профессиональной ориентации и довузовской подготовки за счет планомерной и целенаправленной работы с их учащимися. Благоприятными факторами деятельности этих классов были также высокий профессиональный уровень учителей профильных предметов, возможность привлечения к работе специалистов предприятия и вуза, возможность использования их учебно-материальной базы, исторические традиции г. Коломны, как крупного промышленного центра, семейные традиции (среди учащихся много детей, родители которых работали и работают на предприятиях города, имеют соответствующее образование), поддержка администрации г. Коломны.

Обучение в этих классах осуществляется по специально разработанным учебным планам, особое внимание уделяется организации воспитательной и профориентационной работе, воспитанию ответственности, дисциплины, патриотизма, понимания особой важности военно-инженерной деятельности для интересов государства и общества. Особое влияние на учащихся и их профессиональные предпочтения оказывают встречи с выдающимися инженерами и конструкторами, посещение музея и полигона КБМ, участие в мероприятиях, связанных с памятными датами КБМ. Так, анкетирование учащихся по результатам участия в праздновании юбилея С.П. Непобедимого показало, что знакомство с личностью, жизнью и деятельностью Генерального конструктора, произвело значительное впечатление на учеников и укрепило намерение многих из них стать военными инженерами.

Большое значение для выбора вуза имеют встречи учащихся и родителей с руководителями БГТУ и КБМ, которые традиционно проводятся в Коломне и Санкт-Петербурге. Для учащихся военно-инженерных классов и слушателей подготовительных курсов ежегодно организуются экскурсионные поездки в БГТУ. Учащиеся и родители имеют возможность посетить университет, ну и, конечно, осмотреть город. В программу пребывания в БГТУ «ВОЕНМЕХ» традиционно входит посещение музея БГТУ, галереи выпускников БГТУ, учебных и лабораторных корпусов, выпускающих кафедр. Проходят встречи и знакомство с деканами и заместителями деканов факультетов, заведующими выпускающими кафедрами, ведущими профессорами. Обязательно посещение общежития БГТУ, где школьники могут ознакомиться с бытом и жизнью студентов. Все это оставляет сильное впечатление на учащихся. В результате этих экскурсий многие из выпускников и их родители окончательно определяются с выбором вуза в пользу БГТУ «ВОЕНМЕХ».

Большое значение для работы военно-инженерных классов имеет так же информационная поддержка их деятельности предприятием. Материалы о классах военно-инженерного профиля регулярно появляются в газетах и на телевидении, что добавляет фактор престижности обучения в этих классах для учащихся и родителей. Много делается и для рекламы вуза в средствах массовой информации. Так, в апреле 2008 г. БГТУ, единственный из вузов Санкт-Петербурга, участвовал в фестивале образования «Абитуриент–2008», проведенном в г. Коломна. На фестивале, организованном в конькобежном центре, побывали многие тысячи абитуриентов и их родителей. Представители ВУЗов могли в живом общении со школьниками рассказать о своем вузе, дать рекламные материалы. И надо сказать, что хотя был представлен вуз Санкт-Петербурга, интерес к вузу был достаточно большой. В дальнейшем участие в работе этого фестиваля стало регулярным.

Таким образом, классы военно-инженерного профиля в гимназии находятся, в известной степени, в предпочтительном положении. Следует также отметить, что результат серьезной воспитательной работы в военно-инженерных классах очевиден. Их учащиеся отличаются высокой дисциплиной, организованностью, образцовым внешним видом, исполнительностью и сплоченностью. В гимназии сложился в настоящее время коллектив педагогов, работающих в этих классах, предметники и классные руководители, хорошо знающие специфику работы в классах данного профиля.

Другой формой взаимодействия, изначальной и не теряющей своей актуальности и поныне, являются подготовительные курсы для желающих поступить в БГТУ «ВОЕНМЕХ». Подготовительные курсы, как было сказано выше, были организованы в 2003 году.

Ниже приводятся соответствующие статистические данные (таблица 1). В таблице приведены данные по числу поступивших и закончивших или обучающихся на данный момент в БГТУ за 2003-2018 года. Количество поступивших в БГТУ начиная с 2008 г., включает поступивших из военно-инженерных классов, которые также участвовали в олимпиадах, проводимых БГТУ.

Таблица 1
Динамика поступления и обучения в БГТУ

Год выпуска из школы и поступления в БГТУ	Количество учащихся, посещавших курсы БГТУ	Количество участников олимпиад, проводимых БГТУ	Количество поступивших в БГТУ от КБМ	Количество окончивших или ныне обучающихся в БГТУ
2003	17	17	3	1
2004	22	22	14	12
2005	20	20	5	4
2006	19	18	4	3
2007	19	28	12	11
2008	30	31	7	5
2009	21	33	11	8
2010	49	53	13	11
2011	13	20	10	6
2012	36	41	13	7
2013	26	35	13	5
2014	27	23	10	7
2015	46	35	13	13
2016	36	–	13	13
2017	33	–	10	10
2018	67	21	12	12

Анализируя данные таблицы можно сделать следующие выводы.

В целом популярность курсов растет, число слушателей увеличивается, в олимпиадах также участвует стабильное число школьников. Однако в связи с потерей олимпиады БГТУ статуса региональной олимпиады в 2016-2017 гг. олимпиада не проводилась. В 2018 г. решено было возобновить проведение олимпиады на внутривузовском уровне. Расширяется и спектр школ, из которых приходят ребята на курсы. Все больше появляется школьников из близлежащих сельских школ. Однако, как видно из таблицы, процент поступивших в БГТУ не очень велик. Но, во-первых, число целевых мест фиксировано и определяется Предприятием. Во-вторых, не стоит забывать близость Москвы, чьи вузы все-таки оттягивают часть абитуриентов. Есть и другие объективные причины, которые упомянем ниже. Но тем не менее вуз стабильно получает свою часть подготовленных и профессионально ориентированных студентов.

Остановимся на некоторых негативных тенденциях, проявившихся в последние годы. Анализ причин негативных трендов показывает, что большинство из них имеет объективный характер. Так, большинство абитуриентов, поступающих в технические вузы, как правило дети, чьи родители сами являются ИТР или бюджетниками и обучать детей в вузах Москвы или Санкт-Петербурге им, в условиях экономического спада и роста стоимости жизни им не по карману, эти ребята выбирают вузы Коломны. Также проявляется тенденция ограничения самостоятельности школ в выборе учебных планов, сокращение вариативного компонента, и, как следствие, сокращение компонента профильного, отсутствие возможности привлекать к преподаванию сотрудников вузов в связи с переходом на нормативно-подушевое финансирование. Негативным фактором является ЕГЭ и ликвидация системы поступления по результатам олимпиад, дискредитация профильной подготовки самим существованием ЕГЭ.

В то же время есть причины, которые требуют повышения активности участников проекта. Это и сокращение числа учащихся, желающих обучаться в классах военно-инженерного профиля гимназии №2 «Квантор», снижение качества общеобразовательной подготовки абитуриентов, поступающих по целевому набору. Над этим необходимо серьезно работать. Хотя в целом поводов для пессимистического сценария немного.

Последние 2 года получила развитие новая интересная форма взаимодействия, оказавшаяся очень удачной. В 2011-2012 годах были подписаны договора между БГТУ и «Международной космической школой им. В. Н. Челомея» (МКШ) г. Байконур, а также между БГТУ, Администрацией города Байконур и Управлением Федерального космического агентства на космодроме Байконур. На основании этих договоренностей студенты БГТУ «ВОЕНМЕХ» на протяжении последних 7 лет, начиная с 2012 г., проходят профильную практику на космодроме Байконур на базе лицея МКШ. С самого начала к этому проекту проявили большой интерес руководство АО «НПК «КБМ» и гимназии №2 «Квантор». И четыре года назад предприятие выделило деньги и удалось присоединить к этому проекту школьников и учителей из Коломны.

Предприятием совместно с гимназией была организована городская олимпиада «Путь к звездам, или Байконур», на которой заинтересованные школьники со всей Коломны отвечали на вопросы физике, астрономии, по ракетной технике, истории ракетостроения, истории космодрома, истории КБМ. Таким образом, АО «НПК «КБМ» выступило коспонсором олимпиады, осуществляющим ее финансирование, научно-методическое руководство и информационное сопровождение. Олимпиада проводилась среди учащихся 10 классов школ города и направлена на вовлечение учащихся в научно-исследовательскую деятельность, пропаганду инженерно-технического образования, привлечение интереса будущих абитуриентов к специальностям, необходимым на предприятиях ОПК. Инициатором и вдохновителем проведения данной олимпиады стал первый проректор БГТУ В.А. Бородавкин. Трое победителей олимпиады получили возможность присоединиться к проекту практики и поехать на космодром. В первой поездке школьников сопровождали директор гимназии №2 «КВАНТОР» А. А. Аликов и начальник бюро отдела кадров АО «НПК «КБМ» О. П. Тимофеев. В последующие годы, 2016 – 2017 гг., отборочная олимпиада на Байконур имела еще больший успех, заключительный тур проводился уже не в школе, а на базе Коломенского Института (филиала) Московского Политехнического Университета. На олимпиаде присутствовали представители БГТУ, было показывалось видеообращение к участникам олимпиады ректора БГТУ К. М. Иванова и первого проректора БГТУ В. А. Бородавкина. Представитель БГТУ зам. декана, доцент А. А. Тарасов ежегодно давал интервью коломенскому телевидению. По итогам олимпиады еще трое школьников г. Коломна поехали на Байконур в 2017 г. и четверо в 2018 г. Таким образом, популярность олимпиады, как и количество ее участников, растет с каждым годом. Учащиеся, участники олимпиады, соревнуются за право поехать в составе группы студентов-практикантов БГТУ на объекты космодрома Байконур. Общение школьников со студентами – будущими ракетчиками, совместная деятельность, создают дополнительные профорientационные стимулы. Олимпиада сегодня привлекает интерес не только коломенцев, о своем желании стать участниками олимпиады заявляют учащиеся других городов Москов-

ской области. Отметим, что участники и победители олимпиады планируют продолжить образование в технических вузах.

В поездках школьники получили уникальную возможность увидеть пуски ракет космического назначения, осмотреть практически все стартовые, технические и монтажно-испытательные комплексы космодрома, прослушать интересные экскурсии по истории космодрома и комплексам наземной инфраструктуры. Получили возможность не только воочию увидеть высокотехнологичную технику, остающуюся ярким примером российских высоких технологий, но и смогли напрямую пообщаться со специалистами – носителями уникальных знаний, в том числе в области разработки, испытания и эксплуатации ракетно-космических систем различного назначения. Важность таких поездок неопределима для профильного ориентирования.

В свою очередь для выпускников военно-инженерного класса и подготовительных курсов с поступлением в ВУЗ начинается следующий этап их жизни. Предшествующая подготовка (включая специальные предметы), постоянные контакты с преподавателями ВУЗа и руководством БГТУ способствует формированию более четкого представления о будущей специальности и особенностях обучения в техническом вузе и упрощает их вхождение в студенческую жизнь. Тем самым обеспечивается непрерывность процесса образования.

С другой стороны, студенты–коломенцы постоянно находятся под пристальным вниманием кураторов от КБМ и БГТУ. Куратор от ВУЗа регулярно по интернету доводит до родителей и предприятия информацию о посещаемости и успеваемости студентов, регулярно устраиваются родительские собрания с участием представителей предприятия. Все это позволяет оперативно решать возникающие проблемы.

Немаловажный вопрос – проживание в общежитие. В соответствии с договором с КБМ стало возможным отремонтировать комнаты, где проживают студенты – коломенцы. Кураторами постоянно осуществляется контроль условий проживания студентов в общежитие, оптимизируются бытовые условия. Решаются и вопросы социально-психологической адаптации. Предприятие активно участвует в организации практик на КБМ студентов – коломенцев, что позволяет им освоиться на Предприятии.

Подводя итоги, следует отметить, что результативность данного проекта подтверждается стабильностью его реализации в хронологическом аспекте. Несколько поколений выпускников гимназии №2 и других коломенских школ обучались на подготовительных курсах при гимназии, в профильных военно-инженерных классах, участвовали в предметных олимпиадах, проходивших под эгидой БГТУ. Были участниками экскурсий на объекты КБМ и в «ВОЕНМЕХ». Встречались с преподавателями вуза, руководством и специалистами КБМ. Успешно сдавали экзамены и поступали в БГТУ и другие профильные вузы. Проходили практику, защищали дипломные проекты на КБМ. Проект постоянно развивается и приобретает новые формы. В настоящее время, сохраняя традиционные формы взаимодействия «тройственный союз», как метко назвал проект первый проректор БГТУ «ВОЕНМЕХ» В. А. Бородавкин, развивается и количественно и качественно. Так значительно увеличился охват школ г. Коломны, вовлеченных в реализацию проекта. Если раньше это были в основном учащиеся гимназии №2, то теперь активно участвуют уже 5. Одновременно можно отметить увеличение количества поступающих в технические вузы и в БГТУ «ВОЕНМЕХ» учащихся из других школ города. В рамках проекта развивается техническое творчество учащихся. Традиционными становятся проводимые при участии КБМ фестивали робототехники, которые вызывают серьезный интерес не только у старшеклассников, но и у учащихся начальной школы. Так в 2016 г. в число победителей фестиваля вошла команда второклассников гимназии №2, которая в дальнейшем представляла Московскую область на международном салоне «Образование» на ВДНХ. И это является, безусловно, ранней профориентацией.

Последним звеном в системе ШКОЛА – ВУЗ – ПРЕДПРИЯТИЕ является предприятие. Что же мы получаем на выходе этой цепочки?

С 2003 по 2018 гг. на КБМ пришло 40 выпускников, закончивших БГТУ по целевому приему. Всего на данный момент на КБМ работает 54 выпускника БГТУ «ВОЕНМЕХ» разных лет.

Таким образом, все это в совокупности в современных достаточно непростых для технических ВУЗов реалиях позволяет осуществлять качественную подготовку специалистов для ОПК.

Можно сделать вывод, что сложившаяся система сотрудничества между БГТУ «ВОЕНМЕХ», АО «НПК «КБМ» и школами Коломны по ориентации учащихся на инженерные профессии в рамках социального партнерства школа-вуз-предприятие, имеет дальнейшую перспективу, но требует дальнейшего совершенствования и развития.

Библиографический список

1. *Аликов А. А., Тарасов А. А.* Военно-инженерный класс в структуре подготовки инженеров ОПК // ШКОЛА – ВУЗ – ПРЕДПРИЯТИЕ: проблемы целевой подготовки специалистов для ОПК. Труды 1 ВНК. СПб: БТУ «Военмех», 2010. С. 35 – 37.
2. *Аликов А. А., Тарасов А. А.* Опыт реализации профильного ориентирования в военно-инженерных классах гимназии №2 «КВАНТОР» г. Коломна // ШКОЛА – ВУЗ – ПРЕДПРИЯТИЕ: проблемы целевой подготовки специалистов для ОПК. Труды 2 и 3 ВНК. СПб: БГТУ «Военмех», 2012. С. 50 – 51.
3. *Тарасов А. А., Аликов А. А., Каратузкина Н. Г., Колосова М. Ю.* Профильное образование и профильная ориентация учащихся в системе «Школа-вуз-предприятие» как один из путей решения задачи подготовки инженерно-технических кадров // ШКОЛА – ВУЗ – ПРЕДПРИЯТИЕ: проблемы целевой подготовки специалистов для ОПК. Труды 2 и 3 ВНК. СПб: БГТУ «Военмех», 2012. С. 40 – 43.
4. *Бородавкин В. А., Лобачев В. В., Тарасов А. А., Шаталов Д. В.* БГТУ «ВОЕНМЕХ» и космодром Байконур в системе «Школа-Вуз-Предприятие» // Тезисы докладов 2 МНК «Проблемы математической и естественнонаучной подготовки в инженерном образовании». СПб: ПГУПС, 2012, С. 13 – 16.
5. *Лобачев В. В., Тарасов А. А., Шаталов Д. В.* Качественная профильная практика – залог успешной подготовки специалистов // Сб. трудов V ОНК «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». СПб: БГТУ «Военмех», 2013, С. 234 – 236.
6. *Тарасов А. А.* Концепция «общества знания» и аэрокосмическое образование // Сб. трудов ОНТК «Седьмые Уткинские чтения». СПб: БГТУ «Военмех», 2016. С. 271 – 273.
7. *Тарасов А. А., Кондратьев С. А.* Аэрокосмическое образование как составная часть экономики информационного общества // Сб. трудов 4 МНК «Проблемы математической и естественно-научной подготовки в инженерном образовании». СПб: ПГУПС, 2016. С. 173 – 176.
8. *Тарасов А. А., Кондратьев С. А.* Профильная практика на космодроме «Байконур» студентов БГТУ «ВОЕНМЕХ»: опыт работы // Сб. статей и докладов 9 ОНТК «Молодежь. Техника. Космос». СПб: БГТУ «Военмех», 2017. С. 375 – 381.
9. *Сальников В. А.* Инновационное обучение: личностно-ориентированный подход // Высшее образование в России. 2010. № 11. С. 22 – 27.
10. *Бухаркина М. Ю., Полат С. Е.* Современные педагогические и информационные технологии в системе образования. М.: Академия, 2008.
11. *Иноземцев В. Л.* Современное постиндустриальное общество: природа, противоречия, перспективы. М.: 2000.

**ПРОБЛЕМЫ ГРАФИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ
В РАМКАХ БАКАЛАВРИАТА****Д. Е. Тихонов-Бугров***Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*

Переход отечественного высшего образования на Болонскую систему вызвал неоднозначное отношение к бакалавриату, в первую очередь, со стороны высокотехнологичных отраслей промышленности. Ведь даже инженер, проучившийся пять с половиной лет и успешно защитивший дипломный проект, не сразу эффективно вливается в профессиональную деятельность. Полноценная инженерная подготовка, основанная на прочных связях дисциплин естественнонаучного, гуманитарного, общеинженерного, экономического, наконец, специального цикла не способна уложиться в четырехлетние рамки.

В США для получения прав на творческую инженерную деятельность необходимо доучиваться и получать соответствующую лицензию. Сертификат на полноценную инженерную деятельность зарубежный специалист получает в возрасте 26 – 28 лет.

Министр промышленности и торговли Д. В. Мантуров озвучил современные требования к инженерным кадрам. Обратим внимание на следующие:

- Инженер становится специалистом-универсалом с фундаментальным образованием.
- Инженеру возвращаются функции управленца.
- Инженер должен быть адаптирован к работе в условиях географического распределения не только производства, но и проектирования.

Очевидно, что и этих трех трендов достаточно, чтобы утверждать – это не для бакалавра.

При подготовке бакалавров перед вузами встает дилемма: либо присмотреться к профессиональным стандартам и попытаться организовать реальную подготовку, либо попытаться втиснуть в четыре года то, что дается инженеру, как минимум, за пять. По второму пути пошли авторы [3], заявившие о проектно-конструкторской подготовке бакалавров техники и технологии. В данном случае имеется большая вероятность потери качества.

Как отмечается в статье о независимой оценке качества подготовки бакалавров [1], традиционные государственные экзамены и выпускная квалификационная работа не всегда гарантирует работодателю и обществу, что новоиспеченный специалист обладает устойчивым знанием даже теоретических разделов. На практике работодатель всегда предпочтет пригласить профессионала с опытом работы, который апостериори продемонстрировал наличие у него не только теоретического багажа, но и необходимых в профессии умений и компетенций, чем иметь дело с такой вот «темной лошадкой». Поэтому выпускник бакалавриата, даже если он лучший по своему направлению, как правило, не вызывает доверия у работодателя.

Некоторые высшие учебные заведения поставлены в такие условия подготовки бакалавров, которые не дают оснований даже помышлять о проектно-конструкторской подготовке в рамках предмета «Инженерная и компьютерная графика». Так на одном из специальных форумов, коллеги из Астраханского политеха обратились с вопросом к профессиональному сообществу: как обучить графическим дисциплинам за 68 часов?

Очевидно, что единственным выходом в данной ситуации является упор на самостоятельную работу и внедрение технологии «перевернутый класс», что приведет к снижению качества подготовки по причине минимизации личного общения с преподавателем, а оно на начальной стадии обучения особенно важно.

Необходимость принятия на работу бакалавров вынудило проектные организации создавать новые или модернизировать старые внутренние системы повышения квалификации. Многоступенчатая система отбора кадров и повышения квалификации в АО «ИСС» является, на наш

взгляд, образцовой [3]. Она основана на долгосрочном планировании численности и компетенций персонала, целевой подготовке в ведущих вузах страны, открытием базовых кафедр.

Рассмотрим особенности профессионального стандарта «Специалист по проектированию и конструированию космических аппаратов и систем» [2], созданный при участии АО «ИСС». В данном стандарте предлагается два варианта названий соответствующей должности: инженер-конструктор; специалист по проектированию и конструированию космических аппаратов и систем. Звучит как стандарт для инженера. А как же бакалавр?

Нюанс заключается в том, что далее указывается требуемое высшее образование (бакалавриат) и повышение квалификации. Далее делается ремарка, что если подготовка велась по направлению 160400.62 (Ракетные комплексы и космонавтика), то требуется опыт работы по специальности не менее трех лет.

Такой опыт не требуется в случае, если имеет место специалитет 160400.62. «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов». Так же не требуется опыт для 160400.62 магистратура.

То есть стандарт направлен на индивидуума который обучался в специалитете или магистратуре, или для **бакалавра**, который отработал по специальности три года и прошел повышение квалификации т.е. стал полноценным инженером.

Важно, что в перечне должностей предусмотрена и такая: техник проектировщик. Вот это и есть фактически должность, которую должен занимать бакалавр без опыта работы. Корректировка в соответствии с приказом Минобрнауки пункта 4.3 образовательных стандартов заключающаяся в добавлении абзаца: *«По окончании обучения выпускнику, успешно прошедшему итоговую государственную аттестацию, наряду с квалификацией (степенью) «бакалавр» или «магистр», присваивается звание «бакалавр-инженер» или «магистр-инженер».*

Вероятно, этим объясняется появление в профессиональных стандартах для бакалавров науки и техники возможного названия должности инженер. Однако сути это обстоятельство никак не меняет.

Рассмотрим возможные обязанности бакалавра, предусмотренные данным профессиональным стандартом. Основные из них – следующие:

- Проработка и согласование технических заданий на теоретические и экспериментальные исследования **в составе рабочей группы.**
- Исследование отечественного и зарубежного опыта разработки космических аппаратов, космических систем и их составных частей.
- Решение изобретательских задач и разработка инновационных образцов космической техники.
- Разработка проектной конструкторской документации на опытные образцы, изготавливаемые и испытываемые при выполнении теоретических и экспериментальных исследований.
- Разработка рекомендаций и заключений по использованию результатов теоретических и экспериментальных исследований.
- **Оформление документов** на получение патента по результатам теоретических и экспериментальных исследований.

Увязанный с профессиональным, образовательный стандарт в части компетенций содержит следующее:

Проектно-конструкторская деятельность.

- **Участвовать** в анализе и синтезе состояния ракетно-космической техники и создании базы современных конструкций и технологий.

- **Участвовать** в составлении технических заданий на проектирование и конструирование.

- **Проводить** техническое проектирование изделий.

Научно-исследовательская часть.

- **Принимать участие** в НИР в качестве исполнителя, выполняя **техническую работу.**

- **Обрабатывать и оформлять** результаты НИР.

Производственно-технологическая деятельность.

- **Подбирать** технологический процесс.
- **Подготавливать** оснастку.
- **Участвовать** в работе по выпуску технологической документации.

Есть основания утверждать, что данные качества присущи специалисту среднего звена.

Как же построить учебный процесс, обеспечивая, в первую очередь, те компетенции, которыми должен обладать бакалавр, не сильно вторгаясь в сферу деятельности специалиста? В эпоху компьютерного моделирования, когда электронная модель изделия актуальна на всем его жизненном цикле, нисколько не обесценивается умение формировать проекционный чертеж. Именно на стадии обучения ортогональному чертежу (инструментарий создания изображений, в данном случае, не является определяющим) закладывается умение эскизировать (как без этого создавать электронную модель?).

На этой же стадии важно привить начальные навыки выбора изображений, баз, «образмеривания» изделия. От этого зависит и особенность обработки и, в конечном счете, эксплуатационные качества продукции.

Важно донести до сознания студента, что качество изделия закладывается конструктором, а его ошибки «усложняют жизнь» целым конструкторским организациям. Подобное обучение, начинающееся на ранней стадии, когда у студента отсутствует соответствующий багаж ЗУНов (знаний, умений, навыков), целесообразно базировать на примерах простых типовых деталей.

Бакалавр должен свободно ориентироваться в соответствующих стандартах ЕСКД, понимать, что основное назначение стандартов ЕСКД состоит в установлении единых оптимальных правил, требований и норм выполнения, оформления и обращения конструкторской документации, которые обеспечивают:

- применение современных методов и технических средств при формировании модели и реализации процессов, определяющих жизненный цикл (ЖЦ) изделия;
- взаимообмен конструкторской документацией без ее переоформления;
- безбумажное представление информации и использование электронной цифровой подписи;
- необходимую комплектность конструкторской документации;
- автоматизацию обработки КД и содержащейся в них информации;
- развитие унификации и стандартизации при проектировании изделий и разработке конструкторской документации;
- проведение сертификации изделий;
- сокращение сроков и снижение трудоемкости подготовки производства;
- оперативную подготовку документации для быстрой переналадки действующего производства;
- создание и ведение единой информационной базы;
- информационную поддержку ЖЦ изделия.

КД могут быть выполнены на бумажном носителе и/или в электронном виде.

Виды, комплектность и выполнение КД (бумажное и электронное) устанавливает разработчик, если иное не оговорено техническим заданием (ТЗ).

Резюмируя, отметим, что при обучении бакалавра следует делать упор на:

- Знание стандартов ЕСКД с акцентом на электронные модели и сопутствующую документацию.
- Умение эскизировать.
- Умение формировать электронную модель простого устройства.
- Формирование устойчивых навыков чтения чертежа.

В отличие от подготовки специалиста (инженера) в образовательной технологии не преобладает проектный подход.

Библиографический список.

1. Белоцерковский А. В., Кравцова Л. А., Дождиков А. В. Независимая внешняя оценка качества подготовки бакалавра // Высшее образование в России. 2013. №5.
2. Кукикин С. Г. Особенности развития кадрового потенциала акционерного общества «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва // Материалы НМК «Современное образование: развитие технологий и содержания высшего профессионального образования как условие повышения качества подготовки выпускников». Томск: ТУСУР, 2017.
3. Минин М. Г., Захарова А. А., Сафьянников И. А., Вехтер Е. В. Организация процесса подготовки бакалавров техники и технологии к проектно-конструкторской деятельности // Высшее образование в России. 2013. №5.
4. Приказ Минтруда России № 702н от 28.11.2013.

УДК 378.147.227

ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ САМОСТОЯТЕЛЬНОЙ РАБОТЫ СТУДЕНТОВ ПРИ ИЗУЧЕНИИ ГРАФИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН

Д. Е. Тихонов-Бугров, М. В. Ракитская

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

В связи с тем, что учебный процесс современной средней школы ориентирован на подготовку к сдаче ЕГЭ, он потерял многие составляющие, направленные на развитие рефлексии. В первую очередь за счет деления предметов на нужные данному индивидууму и не очень нужные, за счет потери междисциплинарности, недостаточной роли проектного обучения.

Ситуация с графической подготовкой чрезвычайно сложная. Даже в так называемых инженерных классах графика (черчение) если и входит в основную программу, то только за счет школьной компоненты. Все остальное (более углубленная подготовка) – за счет дополнительной внеклассной работы.

Сторонники внедрения в школьную программу предмета «Технология» уверяли, что графика займет здесь достойное место. На деле оказалось, что и часов мало и, самое главное, имеет место полный «раздрай» в концепции данной дисциплины. Опрос школьников сибирского региона, центральной России, Ленинградской области, принятых в Военмех, показал, что у 20% опрошенных такого предмета не было совсем, 40% занималось рукоделием и кулинарией, 20% изучали особенности народных промыслов своего региона, 15% обучались навыкам работы на станках, 5% изучали основы экономики и бизнеса.

Можно с уверенностью сказать, что старое доброе трудовое воспитание разрушено, а ничего нового и эффективного не создано. Остается надеяться на набирающее силу и популярность движение «Юниор скиллс», которое влечет за собой развитие материальной базы школ и привлечение к обучению квалифицированных кадров.

Для технического вуза очень важно, чтобы первокурсник имел начальное представление о материалах и их обработке, начальные навыки работы над чертежом и работе по чертежу. Многие преподаватели «трудовики» умели на базе школы или производственных комбинатов построить учебный процесс так, что ученик создавал некое устройство, начиная с чертежа, подбора материалов и до реализации проекта. При этом подключалась междисциплинарность – важнейший фактор образования: геометрия, физика, химия. Школьник строил развертки и шаблоны для раскроя материалов, учитывал тепловые, волновые и другие физические процессы, осуществлял подбор покрытий и т.п.

Надо отдать должное новому поколению учителей, выпускаемых по направлению «Технология». Они весьма квалифицированы, знакомы с современными технологиями. Но условия для реализации их потенциала недостаточно. Не отстает и старшее поколение. Следует заметить, что попытки принизить их компетентность не имеют под собой почвы. Так, в [5] утверждается, что некое старшее поколение считает, что графическая подготовка заключается в заучивании стандартов.

Современного школьника не учат и навыкам личной работы: искать источники информации, грамотно конспектировать, планировать рабочий день и работу на перспективу в том числе и с использованием электронных ресурсов. Благодаря узкой направленности подготовки к ЕГЭ отсутствуют знания некоторых разделов геометрии, необходимые для изучения графических дисциплин.

Для успешной учебы в вузе первокурсник должен быть хорошо подготовлен к самостоятельной работе. Наш опыт показывает, что умения и навыки самообразования отсутствуют у большинства первокурсников. Интересно, что они, в основном не осознают этой проблемы как таковой и ее важности. По результатам опроса 70% респондентов сообщили, что владеют навыками самостоятельной работы. На самом деле таковых – единицы.

Последнее время для обучения и развития самостоятельной работы студентов используется технология «перевернутый класс», отвергающая лекцию в классической трактовке. Сразу оговоримся, что она пока используется в большей степени при подготовке гуманитариев. Утверждение о том, что классическая лекция при обучении инженерному делу себя изжила, не подтверждается опытом ряда отечественных и зарубежных университетов. В отличие от радикализма Массачусетского Технологического [7], университеты: Лавборо, Стирлинг, университет Восточной Англии и др. сохраняют лекцию, постоянно ее модернизируют.

Лекция, история которой насчитывает почти 1000 лет, при современном подходе должна научить студента задавать вопросы. Как справедливо отмечается в [8] ответ на вопрос «зачем?» – ответ мудрого профессионала, которым в идеале является лектор. Л. Н. Толстой по данной проблеме высказался так [6]: «...лекция имеет значение только тогда, когда она была бы беседа, а не урок».

Технология «перевернутый класс», возникла сравнительно недавно. Дж. Бергман и А. Семс опубликовали в 2012 г. статью об использовании такой технологии при обучении студентов-спортсменов. Применительно к такому контингенту она вполне оправдана. Длительное время, находясь на сборах и соревнованиях, студент самостоятельно изучает теоретические основы с помощью мультимедиа. Затем на внеаудиторной СРС студенту предлагается онлайн курс. В завершение – аудиторный опрос с тестированием.

Сторонники такой технологии утверждают, что она стимулирует познавательную и коммуникативную активность студента, повышение мотивации. Не учитывается только один наиболее важный фактор – личное (а не онлайн) общение с преподавателем, влияние личности преподавателя на обучаемого индивидуума. А такое влияние бесценно.

Комплекс графических дисциплин имеет свою специфику, которая заключается, в частности в том, что первокурсник сталкивается с предметом, не имеющим эффективной базы в школьном образовании. Одно это является веской причиной для того, чтобы не бросать сразу неопытного первокурсника в «пучину» самостоятельного изучения такой дисциплины, как начертательная геометрия.

Мы сохранили лекцию, которая читается с применением технических средств. Максимальное наполнение поточной аудитории в 60 – 100 человек позволяет лектору вести диалог со студентами, что существенно влияет на обстановку, активизируя обратную связь. На первой лекции разрешается проблема: зачем мне нужен этот предмет. Студенту предлагается подготовка к очередной лекции с помощью специального пособия [1 – 3], которое содержит теоретические сведения и так называемые остановки, где студенту предлагаются задачи, решение которых обсуждается поэтапно.

Важным моментом, способствующим интенсификации самостоятельной работы студента, является так называемый лекционный контроль. В конце лекции студентам предлагается задача по рассмотренной теме, за решение которой можно получить бонусы. Как правило, эти бонусы зарабатывают студенты, самостоятельно подготовившиеся к лекции.

Учитывая все проблемы обучения графическим дисциплинам, придавая большое значение самостоятельной работе студента, на кафедре «Инженерная и машинная геометрия и графика» БГТУ «ВОЕНМЕХ» ввели вид внеаудиторной формы работы студента: самостоятельная работа под руководством преподавателя (СРС). В результате студент имеет возможность ежедневно, лично общаясь с преподавателем, получить помощь в изучении теории, защитить контрольный этап.

Причем, что на наш взгляд очень важно, это не обязательно должен быть преподаватель, ведущий занятия в конкретной группе, т.е. вся кафедра активно участвует в процессе обучения и даже формирует индивидуальные образовательные траектории для некоторых студентов.

Работа с одаренными студентами занимает особое место на кафедре и включает в себя: выявление, определение наставника, определение формы и объема самостоятельной работы обучаемого. Издано специальное пособие [4], рассчитанное на данный контингент.

Стимулятором работы студента в рамках СРС является введенная рейтинговая система оценки работы студента. Главными критериями рейтинговой системы является качество и ритмичность работы. Бонусы за сроки сдачи этапов побуждают студентов активно работать не только на занятиях, но и на СРС.

Одним из конечных этапов обучения графическим дисциплинам является компьютерное тестирование. Практически оно возможно как в компьютерном классе кафедры, так и онлайн на платформе Moodle. Если онлайн тестирование предполагает подведение итогов семестрового обучения, то в компьютерном классе кафедры предлагается большой спектр тестов по разделам курса или стандартам.

На указанной платформе содержится конспект лекций и электронная версия учебника, ориентированного на эффективную самостоятельную работу.

Значительный опыт использования такой системы (самостоятельная работа студента под руководством преподавателя) дал значительный эффект выразившийся, в первую очередь в повышении успеваемости. Кроме этого можно говорить о развитии навыков, необходимых для успешной работы на старших курсах. К ним мы относим:

- Понимание необходимости систематической индивидуальной работы.
- Понимание системности знания.
- Понимание значения индивидуальных учебных достижений.
- Осознание ответственности перед учебным заведением.

Большие возможности развития самостоятельной работы студента дает использование проектного обучения в курсе «Инженерная и компьютерная графика». Простейшие элементы такого обучения вводятся на начальной стадии, когда вуз вынужден тратить ресурсы на изучение темы с объединяющим названием «Проекционное черчение», которую раньше изучали в средней школе.

При изучении стандартных деталей, входящих в соответствующую классификацию, студенту предлагается модернизировать ее для конкретных нужд введением таких элементов как шпоночный паз, лыска, резьбовая законцовка и т. п. В рабочие тетради включены задания, требующие самостоятельного анализа необходимой толщины стенки простой детали, подбор гаечного ключа, диаметра и расположения крепежных отверстий. Еще большее поле для развития навыков самостоятельной работы имеется в заключительном третьем семестре, когда студент создает модель устройства, требующего серьезной модернизации.

Применяемые нами технологии обучения и организации самостоятельной работы студента, в отличие от технологии «перевернутый класс», обеспечивают личное общение с преподавателем именно в процессе обучения, а не только на контрольном завершающем этапе. На лекции, на практических занятиях, на СРС имеет место активный личный (не онлайн) диалог

студент – преподаватель, что на начальном этапе обучения в высшей технической школе чрезвычайно важно.

Уверены, что решение таких задач, как привитие студенту инженерного менталитета, выработка умения смотреть на объекты техники особым профессиональным взглядом, дает должный эффект только при использовании технологий, предусматривающих длительное личное общение с профессионалом.

Библиографический список

1. Дюмин В. А., Ракитская М. В., Тихонов-Бугров Д. Е. Начертательная геометрия шаг за шагом. Точка, прямая, плоскость. СПб: БГТУ «Военмех», 2007.
2. Дюмин В. А., Ракитская М. В., Тихонов-Бугров Д. Е. Начертательная геометрия шаг за шагом. Преобразование чертежа. СПб: БГТУ «Военмех», 2009.
3. Дюмин В. А., Ракитская М. В., Тихонов-Бугров Д. Е. Начертательная геометрия шаг за шагом. Поверхности, аксонометрии. СПб: БГТУ «Военмех», 2013.
4. Лызлов А. Н., Ракитская М. В., Тихонов-Бугров Д. Е. Начертательная геометрия. Задачи и решения. СПб: Лань, 2011.
5. Столбова И. Д., Ширинкина М. А. «Доступная графика» в довузовском образовании // Материалы международной конференции ГРАФИКОН-2018.
6. Толстой Л. Н. Воспитание и образование. Ясная Поляна, 1862, №7.
7. Университет третьего поколения в стратегии развития современного образования (круглый стол) // Высшее образование в России. 2018. Т.27. №5.
8. Шестакова Н. В. Лекция в вузе в контексте компетентностного подхода // Высшее образование в России. 2018. Т.27. №8-9.

УДК 330.34

ВЛИЯНИЕ ПОДГОТОВКИ ВЫСОКОКВАЛИФИЦИРОВАННЫХ КАДРОВ НА РАЗВИТИЕ ЭКОНОМИКИ

А. Д. Шматко, Р. А. Дрозд

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

В современных условиях, когда изменяется структура занятости населения, возрастает доля умственного труда в производстве, уменьшается потребность общества в малоквалифицированном труде, остро встает вопрос о поиске дополнительных источников, внутренних резервов экономического роста страны. Одним из таких источников является уровень образования населения [1]. Исследования, проводимые многими экономистами, позволили сделать вывод о том, что образование порождает косвенные эффекты в форме экстерналий, которые могут иметь денежное и не денежное выражение [2].

Изучение социальной роли высшего образования и его «вклада» в экономический рост позволило сделать вывод о том, что последний порождается «расширением объема использованных трудовых и капитальных ресурсов, а также улучшением их качества на базе прогресса в области технологий и образования» [3]. В связи с этим в последнее время значительное внимание стало уделяться изучению человеческого капитала, как первостепенного рычага экономического роста [4].

Как показывает мировой опыт, сегодня темпы экономического роста в решающей мере определяются:

- темпами и масштабами развития приоритетных направлений развития науки и техники,

- уровнем подготовки и квалификационным составом работников всех уровней,
- степенью прогрессивности средств научно-производственного труда.

В результате проведенных исследований ученые пришли к следующим выводам:

1. Чем выше у страны показатель среднего числа лет, которое граждане затрачивают на образование, тем быстрее растет ее экономика.
2. В стране, где высшее образование развивалось более быстрыми темпами, наблюдались и более высокие темпы экономического роста.
3. Значение образования как фактора производства связано с его влиянием на производительность.
4. Образование оказывает положительное влияние на инвестиции в физический капитал, что тоже способствует экономическому росту.

Все, перечисленное выше, доказывает, что инвестиции в повышение качества человеческого капитала являются условием развития всех секторов экономики, возрастающая роль образования в модернизации экономики отмечена Правительством страны в Основных направлениях социально-экономической политики: *«Модернизация страны опирается на модернизацию образования, на его содержательное и структурное обновление. Россия должна выбрать образование в качестве приоритета – одной из «национальных точек роста» [5].*

Роль подготовки высококвалифицированных кадров очень велика как для самой компании в которой будет работать специалист, так и для развития экономики страны в целом. При условии наличия высококвалифицированных кадров компания может поручать своим сотрудникам ответственные задачи и достигать новых высот развития. Каждая компания имеет несколько жизненных циклов, на протяжении которых имеет свои взлеты и падения. Высококвалифицированные кадры помогают компании уже с первых жизненных циклов своего роста иметь потенциальный рост и возможность занять лидирующие позиции на рынке. Если компания сможет занять лидирующие позиции на рынке за короткие сроки, то ей надо быть готовой к управлению динамично развивающейся компанией. Когда компания растет, то повышаются ее объемы продаж и ей нужно в более короткие сроки обрабатывать большее число заказов при этом не теряя качества. Если компания при своем росте будет делать много ошибок и терять в качестве товара, то в скором времени она потеряет своих клиентов и разочарует новых клиентов плохим качеством товара или услуги. Поэтому очень важно при стремительном росте компании иметь в команде высококвалифицированные кадры, которые не растеряются при увеличении объема работы, а будут предлагать различные стратегии по автоматизации процессов, чтобы увеличить еще объемы производства, не теряя при этом качества товара или услуги.

В современных организациях необходимо обучать и развивать перспективных сотрудников, а также искать перспективную молодежь и последовательно развивать ее профессиональные и личностные качества. Для каждой категории работников необходимо разработать и реализовать свою программу обучения и развития, направленную на стратегическую цель предприятия. Если перед каждым работником будет цель, соответствующая общим стратегическим целям предприятия, будут обеспечены условия для максимальной готовности работников к решению стоящих перед ними задач, то величина человеческого капитала предприятия будет расти, а с ним и конкурентоспособность всей компании. На современном этапе развития экономических отношений смещение фокуса предложения товаров и услуг в сторону организации и расширения новейшей техники и инновационных технологий вынуждает многих российских производителей обучать своих сотрудников с соответствие современным веяниям [6]. Также не стоит пренебрегать целевой подготовкой кадров, особенно перспективных на сегодняшний день в военно-промышленном комплексе [7].

Рассмотрим важность высококвалифицированных кадров со стороны развития компании и важности использования маркетинговой стратегии для фирмы, а также конкурентного преимущества компании.

В наше время мы живем в таком мире, где многообразие предложенных товаров и услуг зашкаливает до невероятных высот. У нас есть решение каждой проблемы в виде товара или

услуги, и предложения на рынке очень велики. Один и тот же товар могут предлагать разные компании и у каждой компании будет совершенно разные технологии сбыта и разный доход от одного и того же товара [8].

Для владельцев компании грамотная организация рабочего процесса является большим положительным фактором для быстрого выявления недочетов компании и устранения их. Благодаря высококвалифицированным кадрам мы с легкостью сможем избежать задержек в росте компании, что позволит компании динамично развиваться и не терять качество, производимого товара или услуги. Важной стратегией для компании будет обучение своих сотрудников для того, чтобы они стали высококвалифицированными кадрами, что поможет компании вести бизнес благополучно. При обучении высококвалифицированных кадров нужно выстроить для них мотивацию остаться в компании, а не перейти к конкурентам для этого можно рассмотреть договор о том, что после обучения специалист остается работать в компании на определенное количество лет и должен выполнить план работ согласно тренингу, на котором он обучался. Благодаря данной договоренности сотрудник понимает, что компания оплачивает курсы и повышает его знания и он должен принести компании выгоду благодаря новым знаниям [9].

Благодаря высококвалифицированным кадрам компания может улучшить свое конкурентное преимущество, основанное на ключевой компетенции. Обратимся к понятию ключевая компетенция, чтобы понять основные особенности ключевой компетенции. Концепция ключевой компетенции представляет собой определенный набор навыков и умений, благодаря которым компания может предлагать своим клиентам основные выгоды, а также основным фактом успешной конкуренции будет являться комплекс технологий и умений, которые организация приобрела за счет своей продолжительной деятельности. Компетенция компании включает в себя накопленный опыт, который приобретает компания за счет длительной деятельности и благодаря этому компания выглядит более привлекательной для клиентов за счет своих профессиональных навыков. Когда такие показатели, как тщательный отбор сотрудников, накопленные знания и навыки, достаточно продолжительная деятельность, а значит компания стала кивалась со значительным рядом задач и решала их блестяще и у нее накопился некий опыт высокой степени. Тем самым при прежних затратах наши знания и опыт в оказании качественных услуг нашим потребителям за достаточно большой промежуток времени переквалифицировались в нашу компетенцию, а тем самым у нашей компании появилась конкурентное преимущество, на которое обращают внимание покупатели в данной сфере услуг или товаров. Например, для организаций ключевыми компетенции могут стать такие аспекты, как навык реализации предложений, в которых нуждается рынок, или же постоянная аналитика потребностей рынка и получение из данной информации нужных знаний для данных потребностей. Одной из важных задач для организации состоит донести до всех своих сотрудников организации правильное понимание их роль в организации и работы всей организации [10].

В заключении можно отметить, что ключевая компетенция относится к высокому ряду конкурентных преимуществ. Это, в свою очередь, означает, что инновационная экономика сегодняшнего дня не может существовать без освоения высокого ряда конкурентных преимуществ, которые достигаются благодаря высокой и качественной подготовке кадров.

Библиографический список

1. Оценка выгод для общества от системы высшего образования // Экономика образования. 2002. №3. С. 64.
2. *Синицкая Н. Я.* Образование как фактор качества человеческого потенциала региона // Экономика образования. 2004. №1. С. 50.
3. Оценка выгод для общества от системы высшего образования // Экономика образования. 2002. №3. С. 67.

4. Рынок труда: Учебник./ Под. ред. проф. В. С. Буланова и проф. Н. А. Волгина. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Изд-во «Экзамен», 2003. С. 204 – 207.
5. Оценка выгод для общества от системы высшего образования // Экономика образования. 2002. №3. С. 66.
6. *Прокудина Н. Ю.* Конкурентоспособный персонал – одно из основных конкурентных преимуществ в бизнесе // Вестник Тамбовского университета. Серия: Гуманитарные науки. 2007. Выпуск 7(51). С. 268 – 269.
7. Из Основных направлений социально-экономической политики Правительства Российской Федерации на долгосрочную перспективу // Высшее образование сегодня. 2001. №1. С. 5.
8. *Решетникова Н. В., Шматко А. Д.* Анализ передового опыта регулирования и поддержки инновационной деятельности // Региональные агросистемы: экономика и социология. 2015. № 1 (1). С. 10.
9. *Шматко А. Д.* Организация инновационной деятельности производственных предприятий: современные условия и существующие подходы // Вестник экономической интеграции. 2009. Т. 1. С. 155 – 159.
10. *Шматко А. Д.* Основные вопросы организации финансирования инновационной деятельности организаций // Вестник экономической интеграции. 2010. Т. 1. № 11. С. 80 – 83.

УДК 658.727

**ИНФОРМАЦИОННО-ЛОГИСТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ФОРМИРОВАНИЯ
ПОТОКОВ ПРИ ОСУЩЕСТВЛЕНИИ ЗАКУПОК
ДЛЯ ГОСУДАРСТВЕННЫХ И МУНИЦИПАЛЬНЫХ НУЖД
СПОСОБОМ ЭЛЕКТРОННОГО АУКЦИОНА**

М. В. Борисенко

Санкт-Петербургский горный университет

Рассматриваются аспекты логистического управления закупками для государственных нужд. Рассмотрены временные затраты на проведение процедуры электронного аукциона, построена логистическая схема организации и проведения такой формы закупки. Проанализирована система информационных потоков в процессе проведения аукциона с целью закупки товаров, работ, услуг для государственных и муниципальных нужд.

В настоящее время система государственных и муниципальных закупок в Российской Федерации является одним из стратегических и наиболее эффективных инструментов регулирования экономики, поддержания социально-экономической политики государства, стимулирования конкуренции, а также развития инноваций.

Государственная контрактная система предполагает размещение заказов органами государственной власти и муниципальных образований на электронных торговых площадках с целью поставки продукции, выполнения работ, оказания услуг, направленных на удовлетворение потребностей госзаказчика за счет бюджетных средств и внебюджетных фондов. При этом товары, работы и услуги может предоставлять любое юридическое лицо вне зависимости от его правовой формы организации при условии, что оно будет соответствовать предписаниям законодательства в области госзаказа, а также удовлетворять требования, выставляемые госзаказчиком, при электронной системе закупок.

В последние года наблюдается тенденция увеличения роли государства в экономике России, поэтому значимость системы государственных закупок определяется непосредственным участием государственного сектора в финансово-экономических отношениях с субъектами

предпринимательства. Также использование электронной системы закупок, в частности формата электронного аукциона, позволяет снизить риски возникновения коррупционных связей при реализации товарно-денежных отношений с использованием средств бюджета. Еще одним неоспоримым преимуществом является возможность нивелирования факторов внешней среды при осуществлении сделки и возможности поддержания субъектов малого и среднего предпринимательства при реализации принципа прозрачности и открытости процесса закупок. Таким образом, создание условий «честной» конкуренции, исключающей неценовые методы ведения борьбы, а также демпинга при проведении торгов на основе равноправия всех поставщиков товаров, работ и услуг способствует развитию отечественного малого и среднего бизнеса.

На наш взгляд, важным является рассмотрение аспектов логистического управления закупками. Закупки являются такой сферой, в которой эффективная организация материального потока обусловлена построением эффективной системы информационных потоков. В ряде трудов, посвященных проблемам логистики и маркетинга, отмечается важность организации именно информационного потока [2, 5 – 9, 11]. Управление потоками играет особую роль при рассмотрении сферы закупок для нужд государства как сферы применения проектного подхода [12].

Целью данной статьи является построение системы движения информационного потока при осуществлении закупок способом электронного аукциона.

В настоящее время закупки товаров, работ, услуг для нужд государства осуществляются такими конкурентными способами как [10]:

- конкурс (открытый, закрытый, с ограниченным участием, двухэтапный);
- электронный аукцион (открытый, закрытый);
- запрос котировок;
- запрос предложений.

Самым распространенным способом заключения договора (контракта) как государственным заказчиком, так и коммерческой организацией, реализующей принцип конкурентности при закупках продукции, работ, услуг, является электронный аукцион. Таким способом осуществляется более половины закупок [1].

Электронный аукцион (ЭА) – это закупочная процедура, при которой информация о закупке сообщается неограниченному кругу лиц путем публикации документации в единой информационной системе (ЕИС). Принять участие может любое заинтересованное юридическое лицо, которое соответствует заявленным заказчиком требованиям, подав заявку дистанционным способом на электронных торговых площадках. Согласно Федеральному закону от 05.04.2013 № 44-ФЗ (Далее – Закона №44-ФЗ), главным критерием выбора победителя на аукционе в электронной форме является наименьшее ценовое предложение на торгах.

В России активное создание эффективного рынка межведомственных и межкорпоративных закупок с помощью электронных площадок началось в начале XXI в. Наиболее значимой вехой в становлении практики электронных аукционов стал нормативный документ – Федеральный закон «О размещении заказов на поставки товаров, выполнение работ, оказание услуг для государственных и муниципальных нужд» от 21 июля 2005 г. № 94-ФЗ (далее – Закон №94-ФЗ), который вступил в силу с 1 января 2006 г. Так Закон №94-ФЗ впервые регламентировал проведение процедуры открытого аукциона, а с 01.01.2010 г. установил правила проведения электронных аукционов [3, 4].

С 1 января 2012 г. действует Федеральный Закон «О закупках товаров, работ, услуг отдельными видами юридических лиц» от 18 июля 2011 г. № 223-ФЗ (Далее – Закон №223-ФЗ), в котором также предусматривается проведение процедуры электронного аукциона. В таблице 1 представлены ключевые этапы развития такого конкурентного способа определения поставщиков, как электронный аукцион.

Как было сказано выше, проведение электронных аукционов осуществляется на электронных торговых площадках. Электронная торговая площадка (ЭТП) – программно-аппаратный комплекс организационных, информационных и технических решений, обеспечивающих взаимодействие продавца и покупателя через посредника – оператора электронной площадки.

Распоряжением Правительства Российской Федерации № 1447-р от 12 июля 2018 г. «Об утверждении Перечня операторов электронных площадок...» утвержден список официально зарегистрированных операторов электронных площадок, на которых осуществляются закупки в электронной форме.

Таблица 1
Эволюция внедрения электронного аукциона [1]

Этап, дата	Суть нормы закона	Заказчик
15.07.2007	Требование закупки ограниченного перечня товаров, работ, услуг в форме открытого аукциона	Государственный и муниципальный
27.02.2008	Расширение перечня товаров, работ, услуг	Заказчики всех уровней
01.01.2010 – 30.06.2010	Требование закупки вышеуказанного перечня в форме открытого аукциона в электронной форме	Государственный
с 01.07.2010	Требование закупки вышеуказанного перечня в форме открытого аукциона в электронной форме	Заказчики всех уровней

Этот перечень состоит из восьми «ключевых» площадок и одной специализированной площадки, на которой будут проходить закрытые закупки в электронной форме. Таким образом, список электронных площадок на сегодняшний день имеет следующий вид:

1. АО «Агентство по государственному заказу Республики Татарстан»;
2. АО «Единая электронная торговая площадка»;
3. АО «Российский аукционный дом»;
5. АО «ТЭК – Торг»;
6. АО «Электронные торговые системы»;
7. ЗАО «Сбербанк – Автоматизированная система торгов»;
8. ООО «РТС – тендер»;
9. ООО «Электронная торговая площадка ГПБ»;
10. ЗАО «Автоматизированная система торгов государственного оборонного заказа».

Одним из наиболее значимых Федеральных законов при реализации госзакупок на основе электронных аукционов является Закон №44-ФЗ. В данном нормативном документе вопросы регулирования электронных аукционов рассматриваются в статьях 59-71. При изучении процедур электронного аукциона нами была отмечена достаточно развитая система построения информационных потоков. Однако сложности, возникающие при восприятии и применении статей Закона, требуют выделения контрольных сроков поэтапной реализации процедуры электронного аукциона.

В первую очередь, необходимо рассмотреть временной аспект проведения электронного аукциона, который важно принимать во внимание при планировании как закупочной, так и коммерческой деятельности по предоставлению товаров, работ и услуг. Благодаря учету времени и возможности его варьирования, организация может более грамотно рассчитывать свою операционно-финансовую деятельность. В таблице 2 приведены затраты временных ресурсов на проведение процедуры электронного аукциона.

В случае, когда начальная стоимость контракта превышает 3 млн. руб., процесс подготовки и реализации всех этапов электронного аукциона может занять более 40 дней при условии возможных пересмотров проектов контракта и других оговоренных в Законе №44-ФЗ обстоятельств. Поэтому при составлении заявки важно четко представить все указанные госзаказчиком требования, приложить необходимую документацию, а также проанализировать возможности подачи более выгодного предложения другими участниками электронного аукциона.

Механизм проведения процедур электронного аукциона отражен на рис. 1.

Рассмотрев временные интервалы, перейдем к построению информационных потоков при осуществлении закупочной деятельности на основе ЭА. Так как в наше время обеспеченность информацией является одним из основных аспектов успешного осуществления любой деятельности, большая ее детализация и грамотность преподнесения позволяют увеличить гибкость логистической системы госзакупок относительно того, как, где и когда проводить финансовые операции и их документальное обеспечение, а также при реализации материальных потоков.

Таблица 2

Временные затраты при проведении электронного аукциона
(составлено на основе ст. 63-70 Закона №44-ФЗ)

Показатель	Электронный аукцион	
	Начальная цена менее 3 млн. руб.	Начальная цена свыше 3 млн. руб.
Минимальное число дней со дня размещения извещения об электронном аукционе до окончания срока подачи	7	15
Максимальное число дней на рассмотрение первых частей заявок	1	7
Число дней от окончания рассмотрения заявок до проведения аукциона	2	2
Максимальное число рабочих дней от проведения аукциона до окончания рассмотрения вторых частей заявок	3	3
Минимальное число дней со дня опубликования итогового протокола аукциона, по истечении которых может быть заключен контракт	10	10
Итого минимальные временные затраты, дней	23	37

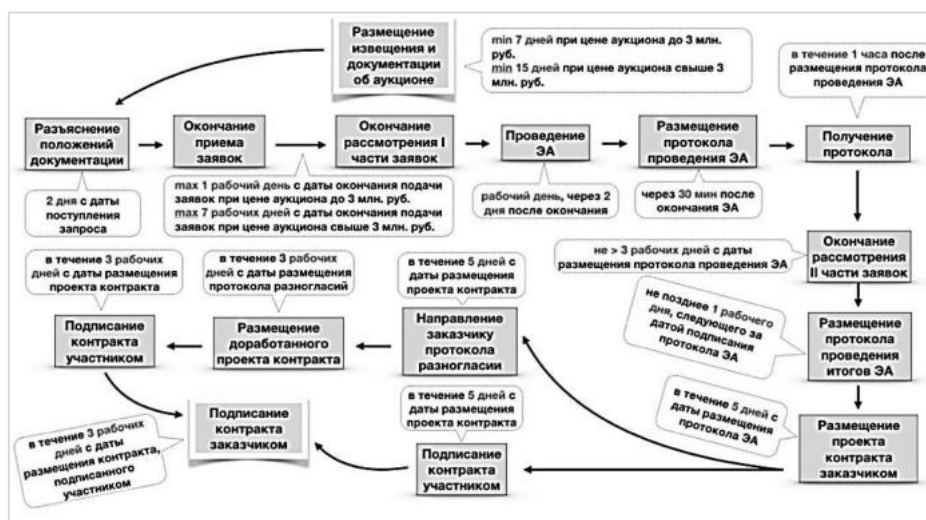


Рис. 1. Логистические аспекты подготовки и проведения электронного аукциона

На рис. 2 представлена схема поэтапного построения информационных потоков при процедуре электронного аукциона, при осуществлении которой основными субъектами являются

заказчик, участник, банк, гарантирующий обеспечение заявок, объект – контракт на предоставление товаров, работ либо услуг.

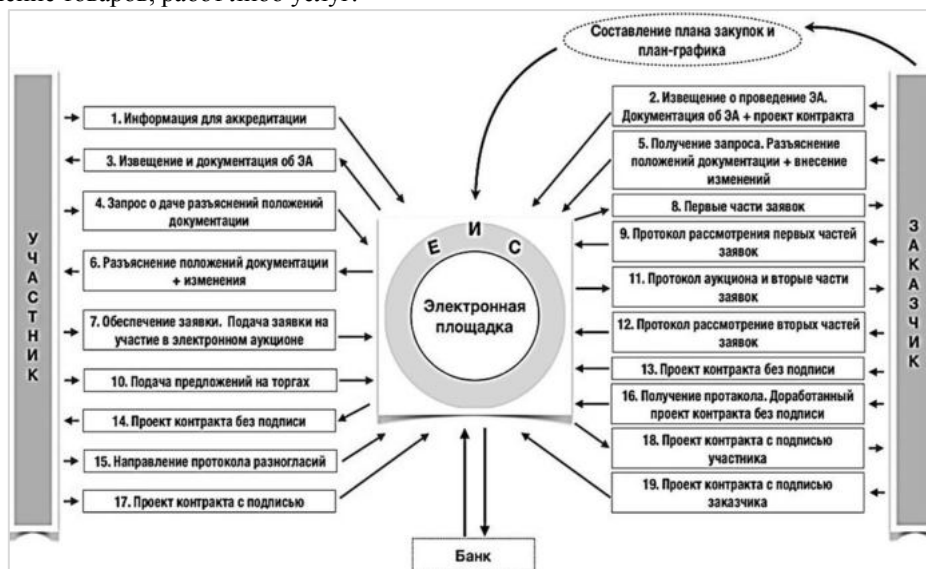


Рис. 2. Система движения информационных потоков в процессе проведения электронного аукциона

Как видно из представленной схемы, система осуществления закупок на основе электронного аукциона является достаточно структурированной и эффективной, позволяющей экономить временные и финансовые затраты на реализацию документооборота. Современное состояние закупочной логистики во многом определяется активным процессом цифровизации, характеризующимся качественным улучшением и внедрением во все сферы как государственной, так и коммерческой деятельности информационно-компьютерных технологий. За счет постоянного совершенствования законодательства в области госзакупок, в частности Закона № 44-ФЗ, появляется возможность повышать эффективность управления информационными потоками, а также стабильность сферы взаимодействия государства и бизнеса.

В настоящее время информация выступает двигателем деятельности логистической системы, что делает такую систему открытой, обладающей адаптивностью к изменениям внешней среды. Поэтому управление информационными потоками как в закупочной логистике, так и в целом в логистике является значимым аспектом грамотного планирования работы любой организации.

Научный руководитель – доцент, к.э.н. **Ю. Н. Васильев.**

Библиографический список

1. *Васильев Ю. Н.* Использование инструментов прокьюремента при реализации продукции топливно-энергетического комплекса: Монография. СПб: Астерион, 2012.
2. *Васильев Ю. Н., Григорьев М. Н., Дигусов Н. Н., Уваров С. А.* Повышение конкурентоспособности отечественной аэрокосмической промышленности путем совершенствования логистики рения // В сб.: «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». Труды X ОНПК. В двух томах. Том 2. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 47 – 56.
3. *Габидуллина А. Ф.* История становления электронных государственных закупок в Российской Федерации // Актуальные вопросы экономической теории: развитие и применение в

практике российских преобразований. Уфа: Уфимский государственный авиационный технический университет, 2017. С. 267 – 270.

4. *Городнова Н. В.* Совершенствование проведения процедуры электронного аукциона в России // *TheGenesisOfGenius*. 2017. №1. С. 51 – 58.

5. *Григорьев М. Н., Дигусов Н. Н., Уваров С. А.* Информационные системы и технологии в логистике: Учебник. В трех томах. Том 2. Информационные технологии в логистике. 2-е изд., перераб. и доп. СПб: Изд-во СПбГЭУ, 2017.

6. *Григорьев М. Н., Уваров С. А.* Логистика. Учебник для бакалавров по направлению «Менеджмент», изд. 3-е, перераб. и доп., Сер. Бакалавр. Базовый курс, М.: 2012.

7. *Григорьев М. Н.* Программные продукты в маркетинге. Учебное пособие для вузов, Сер. *Disciplinae*, М.: 2004.

8. *Григорьев М. Н.* Современные электронные системы поддержки принятия решений по управлению товарными запасами. Учебное пособие для вузов, СПб: 2004.

9. *Григорьев М. Н., Уваров С. А., Ткач В. В.* Коммерческая логистика: теория и практика. Учебник для бакалавров, 2-е изд., перераб. и доп. Сер. 58 Бакалавр. Академический курс. М.: 2016.

10. Федеральный закон от 05.04.2013 № 44-ФЗ (ред. от 03.08.2018) «О контрактной системе в сфере закупок товаров, работ, услуг для обеспечения государственных и муниципальных нужд».

11. *Адушев М. Н., Васильев Ю. Н., Власенко А. А.* и др. Экономика и управление предприятиями, отраслями, комплексами: проблемы и перспективы развития: монография / Под общ. ред. С. С. Чернова. Новосибирск: Издательство ЦРНС, 2018.

12. *Vasilev Y., Nevskaya M.* Features of project-based approach implementation in the system of state purchasing management. *International Multidisciplinary Scientific GeoConference Surveying Geology and Mining Ecology Management, SGEM 17, Ecology, Economics, Education and Legislation*. 2017. P. 419 – 426.

УДК 658.727

ЛОГИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ ПРИ ОРГАНИЗАЦИИ ЗАКУПОК ДЛЯ ГОСУДАРСТВЕННЫХ (МУНИЦИПАЛЬНЫХ) НУЖД

А. П. Герман

Санкт-Петербургский горный университет

Рассматриваются вопросы организации работы комиссии по закупкам государственного и муниципального заказчика. Выявлены недостатки нормативных актов, регламентирующих данные вопросы. Рассмотрены аспекты совершенствования взаимодействия комиссии и контрактной службы (контрактных управляющих). Даны рекомендации по формированию состава закупочных комиссий, организации оплаты труда членов таких комиссий.

Особой формой осуществления государством своих функций является государственное предпринимательство. Расширение государственного предпринимательства выделяли в качестве одного из признаков формирования новой экономики в начале XXI в. [1, 11, 13].

Основы государственного предпринимательства были заложены во времена Алексея Михайловича, период развития данной деятельности насчитывает более трехсот лет, подразделяется на ряд периодов, и в настоящее время продолжается восьмой этап – этап развития информационной системы закупок [2, 5, 9].

В настоящее время обсуждается вопрос об эффективности участия государства в развитии предпринимательства и экономики в целом. По данному вопросу существует ряд исследований как в сфере логистики, так и маркетинга [3, 4, 6, 8]. Кроме того, важным вопросом является рассмотрение сферы государственных закупок с позиций логистического управления, повышения эффективности принятия решений, особенно в периоды кризиса [7, 10, 12].

Данная статья посвящена одному из направлений государственного предпринимательства – организация и управление государственными заказами. Главной целью исследования является рассмотрение логистических аспектов организации деятельности в данной сфере.

Организация и управление закупками для государственных и муниципальных нужд предусматривает, кроме прочего, создание заказчиком контрактной службы (назначение одного или нескольких контактных управляющих) и комиссии по осуществлению закупок.

Деятельность и функции контрактной службы регламентируются в настоящее время Приказом Министерства экономического развития Российской Федерации «Об утверждении типового положения (регламента) о контрактной службе» от 29.10.2013 г. №631 (далее – Приказ №631).

Организация деятельности комиссий по осуществлению закупок осуществляется в настоящее время в соответствии ст. 39 Федерального Закона «О контрактной системе в сфере закупок товаров, работ, услуг для обеспечения государственных и муниципальных нужд» от 5 апреля 2013 г. № 44-ФЗ (далее – Закон №44-ФЗ). В указанной статье регламентируются следующие вопросы:

- численность комиссии при проведении различных процедур закупок;
- требования к квалификационному уровню членов комиссии;
- ограничения по составу комиссии для устранения возможных конфликтов интересов при выборе поставщика;
- вопросы правомочности принятия решений комиссиями.

Необходимо заметить, что ст. 39 недостаточно четко регламентирует функции комиссии по осуществлению закупок. В ч. 1 ст. 39 указывается, что комиссия создается заказчиком для определения поставщиков (подрядчиков, исполнителей). В п. 2 ст. 3 Закона №44-ФЗ дается следующее понятие определения поставщика: «определение поставщика (подрядчика, исполнителя) – совокупность действий, которые осуществляются заказчиками ... начиная с размещения извещения об осуществлении закупки товара, работы, услуги для обеспечения государственных нужд (федеральных нужд, нужд субъекта Российской Федерации) или муниципальных нужд либо в установленных настоящим Федеральным законом случаях с направления приглашения принять участие в определении поставщика (подрядчика, исполнителя) и завершаются заключением контракта».

Анализ положений Закона №44-ФЗ позволяет сформулировать функции комиссии по закупкам:

- вскрытие конвертов с заявками, поданными на участие в конкурсе, запросе котировок, запросе предложений;
- регистрация участников закрытого аукциона;
- рассмотрение заявок, поданных для участия в аукционе, конкурсе, запросе котировок, запросе предложений;
- проверка соответствия участников закупок установленным документацией (извещением) о проведении закупки требованиям;
- обсуждение с участниками предложений, содержащихся в первоначальных заявках на участие в двухэтапном конкурсе;
- предложение участникам представить окончательные заявки на участие в двухэтапном конкурсе;
- допуск заявок к участию в процедуре торгов или отказ в допуске таких заявок;
- оценка заявок, поданных для участия в конкурсе, запросе котировок, запросе предложений (выбор по ценовому критерию либо расчет баллов по ряду ценовых и неценовых критериев);

- ведение процедуры закрытого аукциона (аукционистом, избираемом из числа членов аукционной комиссии);
- определение победителя;
- отстранение участника, подавшего заявку, от участия в закупке на любом этапе в случае представления недостоверной информации;
- признание участника уклонившимся от заключения контракта в ряде случаев (чч. 5, 10 ст. 37 Закона №44-ФЗ).

Решение комиссии должно быть отражено в протоколе заседания комиссии. При этом, в соответствии с Приказом №631, подготовка и размещение в ЕИС такого протокола осуществляется работниками контактной службы (контрактным управляющим). Следовательно, в функции комиссии по закупкам входит только принятие решения (о допуске или отклонении заявок, выборе победителя), в то время как работник контактной службы (контрактный управляющий) несет ответственность за формирование протокола и размещение его в ЕИС в установленный срок.

Следует отметить, что на практике протоколы формируются специально назначенным секретарем комиссии, что представляется целесообразным. Скрупулезное следование требованиям Приказа №631 приводит к тому, что на заседании комиссии по закупкам необходимо присутствие лица, ответственного за подготовку и размещение протокола заседания. В противном случае, комиссия несет определенные временные затраты на доведение своего решения до указанного лица (особенно это актуально в случае отклонения заявки участника, так как в протоколе обязательно отражается причина отклонения с указанием положений Закона №44-ФЗ).

Кроме того, необходимо заметить, что ряд статей Закона №44-ФЗ ч. возлагает обязанность ведения и оформления протокола, а также направление его оператору электронной площадки на комиссию по закупкам (ч. 7 ст. 52; ч. 7 ст. 57; ч. 6 ст. 67; чч. 1-3 ст. 71; ч. 4 ст. 81).

Вышеизложенные функции должны быть закреплены в документе «Положение о комиссии по закупкам», который утверждается лицом, ответственным за формирование состава контрактной службы (контрактных управляющих). Указанным документом определяется порядок работы комиссии, ее состав и назначается председатель комиссии.

Состав комиссии по закупкам регламентируется ст. 39 Закона №44-ФЗ и определяется ее видом (таблица 1).

Таблица 1
Виды и состав комиссий по закупкам

Наименование комиссии	Число членов, чел.
Единая комиссия	≥5
Аукционная комиссия	
Конкурсная комиссия	
Котировочная комиссия	≥3
Комиссия по рассмотрению заявок (окончательных предложений) на участие в запросе предложений	

Один из принципов формирования состава комиссии – нечетное число членов комиссии, что позволяет принимать спорное решение большинством голосов.

При организации деятельности комиссии перед заказчиком встает вопрос об источниках формирования состава комиссии. Существует ряд вариантов формирования состава комиссии по закупкам (таблица 2).

При формировании состава комиссии возможен комбинированный вариант (часть членов комиссии являются контрактными управляющими, а часть – работниками иных подразделений). Оптимальным, по нашему мнению, является ситуация, когда секретарь комиссии является работником контактной службы (контрактным управляющим), а иные члены комиссии

набираются из подразделений заказчика. При этом исполняется требование Приказа №631 о подготовке протоколов заседания комиссии работником контрактной службы.

Таблица 2

Альтернативные варианты формирования состава комиссии

Вариант	Преимущества	Недостатки
Члены комиссии набираются из состава контактной службы (контрактных управляющих)	Простота организации заседаний комиссии	Возможно наличие личного интереса при выборе победителя (желание выбрать «знакомого» участника)
Члены комиссии набираются из состава иных подразделений организации	Отсутствие личного интереса при выборе победителя	Недостаточный уровень знания законодательства; Необходимость обучения; Сложность организации заседаний комиссии
Члены комиссии набираются из сторонних лиц	Отсутствие личного интереса при выборе победителя	Сложность организации заседаний комиссии

Немаловажным вопросом при организации работы комиссии является вопрос оплаты работы членов комиссии (таблица 3).

Таблица 3

Альтернативные варианты организации оплаты труда членов комиссии

Форма оплаты труда	Организация оплаты труда	Условие применения формы
Сдельная	а) установление сдельной расценки (например: 1 час на каждую закупку), до определенного числа месяца подача сведений в бухгалтерию; б) определенный процент от суммы экономии (крайне редко)	а) выполнение функций членов комиссии по совместительству; б) должность члена комиссии - основная работа. Важность экономии средств
Повременная	Оклад за работу в комиссии	Основная работа лица – должность члена комиссии
Без дополнительной оплаты	–	Выполнение функций членов комиссии по совместительству

Нужно отметить, что в различных государственных и муниципальных организациях встречается каждый из представленных в таблице 2 видов организации оплаты труда членов комиссии, вне зависимости от объемов закупок. При больших объемах закупок оплата труда членов комиссии может и не устанавливаться (в случае совмещения должностей в организации). Нужно отметить, что отсутствие дополнительной оплаты труда члена комиссии приводит на практике к формальному выполнению обязанностей (члены комиссии только подписывают протокол, не принимая участие в рассмотрении и оценке заявок).

Необходимо отметить, что деятельность комиссии зачастую переоценивается заказчиком: на комиссию возлагается ответственность за эффективность исполнения контракта. Предполагается, что на этапе работы комиссии (состоящей в основном в сравнении требований закупочной документации с информацией, указанной в заявке участника) должен выбираться надежный и честный поставщик. Однако комиссия, в соответствии со ст. 31 Закона №44-ФЗ, имеет право проверки лишь наличия лицензии, отсутствия задолженности по налогам и сборам, неприостановления деятельности участника, его отсутствия в реестре недобросовестных

поставщиков и т.п. На практике практически невозможно осуществить проверку комиссией достоверности поданных участником сведений об опыте, надежности поставщика, его деловой репутации (в тех редких случаях, когда участник должен представить такие сведения).

Немаловажным является, что, в соответствии с ч.2 ст. 7.30 КоАП РФ, нарушение членом комиссии по закупкам своих функций (порядка вскрытия конвертов, порядка оценки и сопоставления заявок, отбора участников и т.п.) карается штрафом в размере от 5000 до 30000 руб.

По результатам исследования можно сделать следующие выводы:

- в настоящее время недостаточно четко определены функции комиссии по закупкам, что приводит на практике к проблемам определения круга полномочий при осуществлении закупок для нужд государства;
- в ряде организаций возникают проблемы формирования состава комиссии, что приводит на практике к снижению качества принятия решений о победителе закупочной процедуры;
- члены комиссии зачастую выполняют свою работу без дополнительной оплаты, что приводит к аналогичным вышеизложенным последствиям.

Научный руководитель – доцент, к.э.н. **Ю. Н. Васильев.**

Библиографический список

1. *Атамбаев К. А.* Государственное предпринимательство: инновационная политика и механизмы государственно-частного партнерства // Государственно-частное партнерство. 2017. Том 4. № 2. С. 75 – 91.
2. *Афанасьева Н. В., Васильев Ю. Н.* Эволюция подходов к исследованию сферы государственного заказа в Российской Федерации // Вестник образования и развития науки российской академии естественных наук. 2011. №4. С. 7 – 13.
3. *Васильев Ю. Н.* Менеджмент и маркетинг: учебное пособие. СПб: Медиапапир, 2018.
4. *Васильев Ю. Н., Григорьев М. Н., Дигусов Н. Н., Уваров С. А.* Повышение конкурентоспособности отечественной аэрокосмической промышленности путем совершенствования логистики рения // В сб.: «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». Труды X ОНПК. В двух томах. Том 2. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 47 – 56.
5. *Васильев Ю. Н., Назарова О. В.* Маркетинг. Учебное пособие. СПб: Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого. 2015.
6. *Григорьев М. Н.* Программные продукты в маркетинге. Учебное пособие для вузов, Сер. *Disciplinae*. М.: 2004.
7. *Григорьев М. Н.* Современные электронные системы поддержки принятия решений по управлению товарными запасами. Учебное пособие для вузов, СПб: 2004.
8. *Григорьев М. Н., Уваров С. А.* Логистика. Учебник для бакалавров по направлению «Менеджмент», изд. 3-е, перераб. и доп. Сер. Бакалавр. Базовый курс. М.: 2012.
9. *Григорьев М. Н., Уваров С. А., Ткач В. В.* Коммерческая логистика: теория и практика. Учебник для бакалавров, 2-е изд., перераб. и доп., Сер. 58 Бакалавр. Академический курс. М.: 2016.
10. *Ленковец О. М., Кирсанова Н. Ю.* Тенденции и проблемы в период кризиса // Современные аспекты экономики. 2015. №2 (210). С. 92 – 94.
11. *Столярова Е. И.* Государственное предпринимательство: экономическая теория и российская практика // Вестник РУДН, серия «Экономика». 2009. №2. С. 33 – 42.
12. *Хайкин М. М.* Логистическое видение природы процессов управления.// В кн.: Минерально-сырьевая логистика в экономической системе России / Под ред. М. М. Хайкина. СПб: Астерион. 2016. С. 132 – 136.
13. *Адушев М. Н., Васильев Ю. Н., Власенко А. А.* и др. Экономика и управление предприятиями, отраслями, комплексами: проблемы и перспективы развития: монография / Под общ. ред. С. С. Чернова. Новосибирск: Издательство ЦРНС, 2018.

**РЕКЛАМНО ВЫСТАВОЧНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ В ПРОДВИЖЕНИИ
РОССИЙСКИХ ВОЕННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ**

Е. В. Кустова

АО ВПК «НПО машиностроения»

Поскольку продвижение на мировой рынок военной техникой является одной из наиболее инновационных областей современного бизнеса, то их производство на экспорт служат подтверждением лидерства тех или иных государств в области развития высоких технологий.

Практически все ведущие страны мира являются крупнейшими экспортерами продукции военного назначения (ПВН) и соответственно активно работают над решением проблемы продвижения своей ПВН на мировые рынки и дальнейшего упрочения на них своего положения. Происходит столкновение интересов различных стран, фирм и организаций, острая конкуренция, нередко приобретающая недобросовестный характер.

Ограниченное количество государств мира, имеют возможность приобретать современное вооружение и, как следствие разворачивается борьба за рынки и сферы влияния.

Постоянно меняющиеся политические и экономические обстоятельства диктуют необходимость вносить соответствующие коррективы в организацию безопасности. Безопасностью процесса продвижения российской ПВН на иностранные рынки это совокупность мер политического, экономического, информационного, физического и иного характера, направленных на защиту прав, интересов предприятий ОПК, пресечение возможных попыток конкурентов, связанных, с промышленным шпионажем или недобросовестной конкуренцией на мировом рынке.

Продвижение – это любая форма действий, используемых организацией, фирмой для информирования, убеждения и напоминания потребителям о своих товарах, услугах, возможностях, идеях, разработках и технических решениях, общественной деятельности.

Важнейшие функции продвижения представляют собой:

1. Создание образа престижности организации, фирмы, предприятия, ее продукции и услуг.
2. Формирование образа инновационности для организации, фирмы, предприятия и ее продукции.
3. Информирование о характеристиках, возможностях и технических решениях предлагаемой ПВН.
2. Обоснование цены товара и услуг.
3. Внедрение в сознание потребителей отличительных черт товара.
4. Информирование о месте и условиях приобретения товаров и услуг.
5. Информирование о распродажах, скидках, вариантах оплаты товаров и услуг.
6. Информирование импортеров о том, чем организация, фирма, предприятия-экспортеры выгодно отличаются от конкурентов.

План продвижения обычно выделяет отдельные товары и услуги, чтобы подтолкнуть потребителей к осознанию потребности в приобретении.

Экспортер ПВН использует основные виды продвижения: рекламу, стимулирование сбыта, и формирование общественного мнения.

Реклама – оплаченное, неличное представления идей, товаров и услуг.

Стимулирование сбыта – единовременные побудительные меры, стимулирующие покупки потребителей и отличные от рекламы, формирование общественного мнения и персональных продаж. К ним относятся выставки ПВН, специализированные салоны, посвященные конкретным видам вооружения, демонстрации, презентации, участие в тендерах, дополнительные офсетные составляющие, а также другие действия, не входящие в стандартные процедуры продвижения. Продвижение ПВН на иностранные рынки вооружений, условно говоря, представляет собой первый этап организации военно-технического сотрудничества. План

продвижения российской ПВН на зарубежные рынки состоит из трех частей: целей продвижения, структуры продвижения и его бюджета.

Цели продвижения можно условно разбить на две большие сферы: стимулирование спроса и улучшения образа организации, фирмы, предприятия экспортера. К ним относятся:

- распространение информации об организации, фирме, предприятии-экспортере, непосредственно о ПВН, о его качестве, инновационных свойствах и т.д.;
- создание положительного имиджа и впечатления об организации, фирме, предприятии-экспортере, поставляемой ПВН и услугах;
- стимулирование решения о заключении долгосрочного сотрудничества, поощрение и одобрение действий потенциальных импортеров.

По своим целям и задачам продвижение ПВН на иностранные рынки оружия, будучи сложным и многофакторным процессом, имеет политический, экономический и военный аспекты.

К политическому аспекту можно отнести:

- стремление оказывать политическое влияние, укрепление стратегического партнерства с целью совместного достижения тех или иных целей;
- противодействие терроризму, проведение совместных антитеррористических операций, борьба с международной преступностью.

Экономический аспект составляет:

- стремление поднять уровень своего экономического потенциала за счет продаж инновационного продукта, к которому относится вооружение и военная техника (ВВТ);
- развитие национальной экономики путем модернизации собственных предприятий наукоемкого оборонно-промышленного комплекса, последующего использования передовых технологий в гражданской продукции и продукции двойного назначения.

К военному аспекту относятся:

- стремление поддерживать национальный военно-промышленный потенциал на современном уровне, внедрять передовые технологии в производство;

Продвижение продукции (услуг) военного назначения в широком смысле слова представляет собой совокупность различных видов деятельности по доведению информации о достоинствах предлагаемых ВВТ (услуг) до потенциальных импортеров с одной стороны, и стимулирование возникновения у них желания его приобрести – с другой.

Информация о достоинствах продукции военного назначения состоит из трех основных компонентов: рекламы, изучения того или иного оружейного рынка, а также воздействия на общественное мнение различных слоев населения государств-импортеров с целью формирования положительного имиджа государства-экспортера.

Под рекламой в данном случае понимаются следующие мероприятия:

- подготовка и проведение выставок ПВН;
- демонстрация возможностей предлагаемой к приобретению ПВН в ходе стрельб, пусков, полетов;
- организация посещения предприятий ОПК;
- постоянное обновление содержания соответствующих информационных и медийных ресурсов в сети Интернет.

Процесс стимулирования покупки предлагаемых образцов ВВТ может включать в себя целый ряд особенностей:

- льготные условия поставки ПВН;
- определенный порядок оплаты и зачет старых государственных долгов при условии обязательного заключения договоров на импорт ПВН;— ремонт, модернизацию, сервисное обслуживание поставленной продукции в рамках выполнения офсетных обязательств;
- создание совместных предприятий по выпуску, ремонту и модернизации ПВН;
- возможность приобретения лицензии на производство ПВН;
- обучение персонала, эксплуатирующего образцы ВВТ и др.

Покупателям вооружения становится увязывание закупок ПВН с обязательствами поставщика предоставлять льготные условия расчетов, компенсационные закупки местных товаров, перенос производства узлов и комплектующих деталей закупаемой ПВН на территорию страны-покупателя и т.д. Таким образом, страны-импортеры стремятся обеспечить приток дополнительных инвестиций и новейших технологий в развитие национальной экономики в целом и оборонной промышленности в частности, продемонстрировать обществу не только политические, но и экономические выгоды от закупок нового вооружения. В настоящее время Россия в сфере ВТС представляет полный спектр услуг: экспорт ПВН, организацию лицензионного производства ВВТ за рубежом, модернизацию, техническое обслуживание и ремонт поставленных образцов ВВТ, подготовку иностранных специалистов. ВТС осуществляется с 76 странами. Факторы способные оказывать непосредственное влияние на безопасность процесса продвижения российской ПВН на иностранные рынки:

- ведение активной конкурентной разведки и промышленного шпионажа, направленных на добывание информации ограниченного доступа о разрабатываемой и инновационной военной технике, передовых технологиях и изобретениях, коммерческой тайне участников процесса экспорта ПВН;
- использование в конкурентной борьбе методов конкуренции, таких как методы противоречащие положениям международного права, российскому законодательству, договорным и контрактным обязательствам, а также обычаям делового оборота, требованиям добросовестности, разумности и справедливости;
- дезинформация госпосредника, либо производителя ВВТ, попытки оказания прямого давления или влияния на руководящий состав, либо топ-менеджмент организации-экспортера и предприятий ОПК;
- формирование отрицательного общественного мнения о российской торговле оружием, как о процессе, спонсирующем мировой терроризм, а также антинародные и антидемократические режимы.

Проблемы безопасности при продвижении ПВН на рынки вооружений проявляются в специфических формах, к которым относятся:

- обеспечение безопасности при проведении выставок, салонов и презентаций, включая мероприятия по физической защите членов делегации и антитеррористической составляющей;
- выполнение требований экспортного контроля ПВН, обеспечение защиты охраняемых параметров и технических характеристик ПВН (без нанесения ущерба ее продаваемости), контроль соответствия паспорту экспортного облика;
- организация и контроль исполнения требований режима «коммерческой тайны», в том числе связанных с интеллектуальной собственностью на разработку;
- обеспечение безопасности проведения переговорного процесса и участия в проводимых тендерах на поставку ПВН;
- защита ценовой информации от передачи по открытым каналам связи (телефон, факс, Интернет, съемные носители информации и автономные компьютеры);
- аналитическая работа, направленная на выявление наиболее актуальных угроз экономической и информационной безопасности, прогнозирование;
- выявление фактов недобросовестной конкуренции в ходе проводимых выставок, салонов и презентаций ПВН в России и за границей;

Продвижение ПВН на иностранные рынки представляет собой комплексный, многофакторный процесс, в котором используются самые разнообразные формы и методы работы.

Отдел рекламно-выставочной деятельности формирует положительный имидж в глазах общественности, организуют рекламную деятельность, обеспечение выставок, салонов, презентаций и т.д. Дальнейшее продвижение российской ПВН на иностранные рынки будет происходить в обстановке обострения противодействия со стороны основных конкурентов, появления новых конкурентов. Поэтому только системный и комплексный подход к решению данных проблем может дать положительный эффект.

УДК УДК 330.131.7 : 656.6

**ПРОБЛЕМЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ ТРАНСПОРТНОЙ
БЕЗОПАСНОСТИ УСТАНОВЛЕННЫХ ПОСТАНОВЛЕНИЯМИ
ПРАВИТЕЛЬСТВА ПП №678, ПП №495 И ПП №969**

М. Б. Бродов

Государственный университет морского и речного флота им. адмирала С. О. Макарова

Рассмотрена система защиты объектов инфраструктуры железнодорожной скоростной магистрали главного хода Санкт – Петербург – Москва и опыт обеспечения транспортной безопасности на объектах транспортной инфраструктуры водного транспорта в АО «Ростовский порт». Даются разъяснения о невозможности выполнить все требования постановлений правительства ПП № 678, ПП 495 и ПП № 969. Материалы данной статьи могут быть использованы для обоснования необходимости проведения НИР на базе университета ГУМРФ для выработки рекомендаций по оснащению техническими средствами охраны (ТСО) объектов транспортной инфраструктуры (ОТИ) железнодорожного и водного транспорта. На основе данной НИР должна быть разработана новая модель нарушителя, учитывающая новые угрозы и риски и уменьшена вероятность совершения АНВ на транспортных объектах, а также уменьшены до разумных пределов затраты на выполнение требований постановлений правительства.

Введение. Безопасность на транспорте имеет одно из первостепенных значений для безопасности нашего государства, с учетом его обширной и протяженной территории. Важными направлениями в обеспечении транспортной безопасности являются реализация согласованных, взаимосвязанных организационных, технических мероприятий профилактического характера, а также совершенствование и развитие нормативной правовой базы.

Защита от незаконных вмешательств на транспорте, в отличие от природных или техногенных чрезвычайных ситуаций, представляет особую задачу, поскольку действия злоумышленников непредсказуемы, продуманы, направлены на создание катастрофических последствий. Поэтому при обеспечении защиты важнейших объектов инфраструктуры от актов незаконного вмешательства (АНВ) особое внимание необходимо уделять вопросам классификации, идентификации сценариев рисков, расстановке приоритетов и управлению рисками.

Нормативно-правовая база обеспечения транспортной безопасности. В настоящее время, к сожалению, остаются реальными угрозы совершения актов незаконного вмешательства (АНВ) в деятельность транспортного комплекса, который ввиду своей специфики, по-прежнему во всех странах является наиболее уязвимым для противоправных действий.

Защита транспортного комплекса от АНВ на объектах транспортного комплекса РФ имеет одно из первостепенных значений для национальной безопасности нашего государства, с учетом роли и места транспорта в общественной жизни общества и экономическом потенциале страны.

По результатам проведенной работы в 2017 году совместно с заинтересованными федеральными органами исполнительной власти, организациями и учреждениями были приняты 7 постановлений Правительства Российской Федерации, которыми определены требования по обеспечению транспортной безопасности объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств по видам транспорта, а также дорожного хозяйства. Внесены изменения в правила аккредитации юридических лиц для проведения оценки уязвимости объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств и положения федеральных агентств по видам транспорта, наделяющие их полномочиями по утверждению результатов оценки уязвимости транспортных средств, которая была проведена субъектом транспортной инфраструк-

туры самостоятельно. Также скорректирован перечень объектов, которые подпадают под действие закона «О транспортной безопасности».

На рис. 1 представлен перечень нормативно-правовых документов, на основании которых обеспечивается оснащение техническими средствами охраны (ТСО) от АНВ, проводится сертификация оборудования, установленного на объектах транспорта.

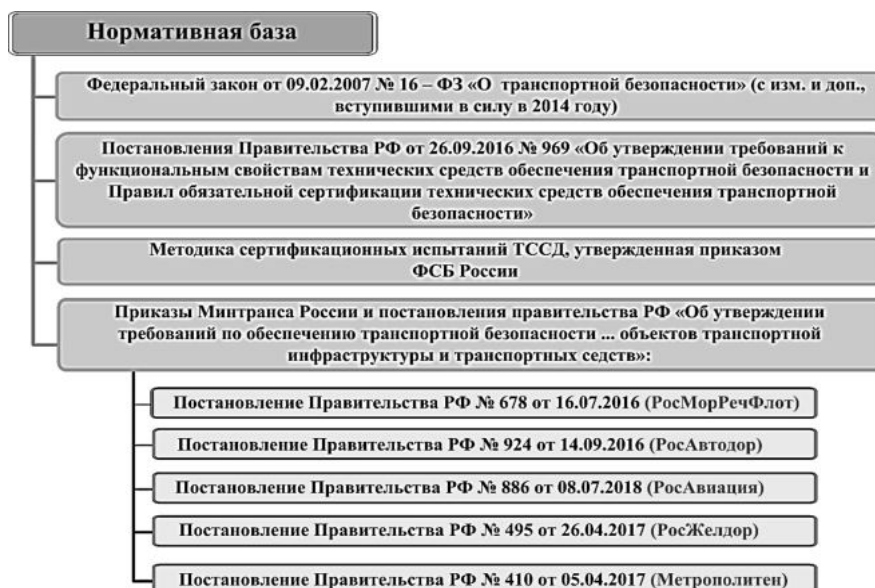


Рис. 1. Нормативно-правовая база обеспечения транспортной безопасности

Одной из основных задач обеспечения транспортной безопасности согласно Федеральному закону от 09.02.2007 г. № 16 – ФЗ «О транспортной безопасности» является определение угроз совершения актов незаконного вмешательства (АНВ).

Проблемы выполнения требований ФЗ № 16 «О транспортной безопасности», ПП № 485 и ПП № 969 на железнодорожном транспорте на примере построенной системы защиты высокоскоростной магистрали главного хода Санкт-Петербург – Москва.

Защита объектов и участков высокоскоростной магистрали на главном направлении Санкт-Петербург – Москва техническими средствами охраны организовывалась и осуществлялась по этапам исходя из объемов финансирования проектов инвестиционной программы ОАО «РЖД» и выделения средств из федерального бюджета в рамках комплексной программы обеспечения безопасности населения на транспорте в соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 31.03.2010 № 403.

Основные угрозы безопасности объектам защиты железнодорожного транспорта

- закладка взрывных устройств, взрывчатых веществ на объектах инфраструктуры железнодорожного транспорта;
- незаконное проникновение посторонних лиц на охраняемые объекты;
- несанкционированное вмешательство в работу систем электропитания, управления и защиты технологических процессов;
- наложения посторонних предметов на железнодорожные пути;
- забрасывание различными предметами подвижного состава;
- разборудование и хищения деталей верхнего строения пути, устройств СЦБ и связи;
- противоправные действия в отношении работников железнодорожного транспорта и пассажиров.

Основные факторы, обуславливающие систему защиты объектов скоростного движения:

- Организация скоростного движения поездов и увеличение скоростей их движения (до 200 км /час), при которых даже незначительное вмешательство в деятельность железнодорожного транспорта может повлечь за собой причинение вреда жизни и здоровью людей, значительному материальному ущербу;
- Оснащение железнодорожных магистралей специфическим высокотехнологичным оборудованием и возведение специально подготовленных объектов инфраструктуры, повреждение или выход из строя которых и даже их элементов может привести к потере контроля движения;
- Возможность совершения актов незаконного вмешательства в деятельность железнодорожного транспорта, в том числе террористического характера, в целях устрашения населения и оказания воздействия на органы власти, срыва инновационных проектов Компании.

Система защиты объектов высокоскоростной магистрали Москва – Санкт-Петербург должна обеспечить:

- Постоянный мониторинг в реальном режиме времени обстановки на объектах и участках движения в контролируемых зонах, в том числе на перегонах;
- Превентивное обнаружение и пресечение в контролируемых зонах объектов и на участках движения попыток несанкционированного проникновения с целью совершения актов незаконного вмешательства в деятельность железнодорожного транспорта;
- Управление нарядами охраны для пресечения незаконного вмешательства в деятельность скоростного железнодорожного транспорта;
- Оперативное информирование правоохранительных органов для принятия мер к правонарушителям;
- Своевременную передачу необходимой информации в диспетчерскую службу движения для принятия решения об изменении графика движения с целью предотвращения аварий (крушений) поездов.

Для защиты железнодорожной инфраструктуры на участке ст. Санкт-Петербург – Москва предусматривается трехуровневая организация системы защиты:

- *первый уровень:* Объединение технических средств охраны (ТСО) на локальном участке с выводом информации на автоматизированное рабочее место (АРМ) оператора ОПО. Реагирование сил охраны по сигналам тревоги;
- *второй уровень:* Вывод информации о событиях на объектах защиты в зоне ответственности подразделений охраны на АРМ оператора СтЦБ. Передача информации о тревожных событиях;
- *третий уровень:* Вывод информации о событиях на объектах защиты в зонах ответственности подразделений охраны на АРМ оператора ГСтЦБ. Анализ и представления информации в заданном виде для оценки обстановки и принятия решений.

Основные функции ОПО:

- оперативный контроль обстановки на локальном (выделенном) участке магистрали;
- патрулирование выделенных участков магистрали в целях выявления актов незаконного вмешательства;
- прием и передача извещений о тревожных событиях, поступающих с установленных (ТСО);
- реагирование сил охраны на тревожные события в целях предупреждения и пресечения актов незаконного вмешательства;
- сбор, обработка, анализ информации о состоянии установленных ТСО, передача информации в СтЦБ.

Состав смены ОПО:

- Оператор – 1 чел.;
- Патрульные – 4 – 6 чел. (2 – 3 парных патруля).

Силы, осуществляющие защиту объектов инфраструктуры участка магистрали:

- работники ведомственной охраны Федерального агентства железнодорожного транспорта (караулы, наряды, совместные специализированные группы (ССГ));
- работники частных охранных предприятий (наряды, патрули);
- сотрудники транспортной милиции (в составе ССГ).

Основные функции СтЦБ:

- оперативный контроль обстановки на участке магистрали;
- прием, анализ и оценка информации, поступающей из ОПО;
- передача извещений о тревожных событиях, несущих угрозу безопасности движения, дежурному по станции, в действующий единый диспетчерский центр управления перевозочным процессом (ст. Санкт-Петербург Главный) и ГСтЦБ;
- организация взаимодействия с правоохранительными органами в целях предупреждения и пресечения актов незаконного вмешательства;
- сбор и анализ информации о состоянии ТСО, установленных на участке магистрали.

Кроме того, для повышения комплексной безопасности и защиты от терроризма предусматривается:

- организация системы охранного телевидения с применением в качестве технических средств охраны (ТСО) тепловизионных видеокамер (ТВК);
- подвеска по действующим опорам контактной сети (к/с) участкового и магистрального ВОК, а так же питающего самонесущего изолированного провода СИП-2 для электроснабжения и передачи видеосигнала с ТСО;
- организация сети передачи данных (СПД);
- установка блок – контейнеров ОПО;
- приспособление свободных помещений здания бывшего багажного отделения под СтЦБ;
- организация технологической связи между действующими служебно-техническими зданиями и проектируемыми ОПО и СтЦБ;
- включение проектируемых ОПО и СтЦБ в действующую сеть радиосвязи УКВ-диапазона и в действующую цифровую систему технологической радиосвязи стандарта TETRA.

Хочется отметить, что:

- Защита объектов и участков высокоскоростной магистрали на главном направлении Санкт-Петербург – Москва техническими средствами охраны организовывалась и осуществлялась по этапам исходя из объемов финансирования проектов инвестиционной программы ОАО «РЖД» и выделения средств из федерального бюджета в рамках комплексной программы обеспечения безопасности населения на транспорте в соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 31.03.2010 № 403.

- оснащение техническими средствами охраны происходило с 2010 по 2013 годы, а от 26 апреля 2017 г. вышло постановление правительства № 495, утверждающее требования по обеспечению транспортной безопасности, в том числе требования к антитеррористической защищенности объектов (территорий), учитывающие уровни безопасности для различных категорий объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств железнодорожного транспорта.

- Кроме того от 26.09.2016 вышло постановление правительства РФ № 969 «Об утверждении требований к функциональным свойствам технических средств обеспечения транспортной безопасности и Правил обязательной сертификации технических средств обеспечения транспортной безопасности».

Построенная система оснащения техническими средствами охраны (ТСО) и видеоконтроля высокоскоростной железнодорожной магистрали Санкт-Петербург – Москва не удовлетворяет следующим разделам ПП № 969.

Выводы. Для выполнения пп. 2, 8 и 9 правил обязательной сертификации технических средств обеспечения транспортной безопасности утвержденных ПП № 969 требуется выделение значительных финансовых средств из федерального бюджета.

1. Для выполнения требований главы VI и п. 41 главы VII ПП № 969 возможно потребуются замена большинства технических средств видеоконтроля, т. е. видеокамер, регистраторов и т. д., а это затраты соизмеримые со строительством ТСО и как следствие потребуется выделение значительных финансовых средств из федерального бюджета.

Резюме: Для выполнения всех требований ПП 495 и ПП № 969 для железнодорожной инфраструктуры потребуются средства, соизмеримые с затратами на новое строительство технических средств охраны для всей высокоскоростной магистрали.

Опыт и проблемы выполнения требований ФЗ № 16 «О транспортной безопасности», ПП № 678 и ПП № 969 на водном транспорте, на примере построенной системы видеонаблюдения на объектах транспортной инфраструктуры АО «Ростовский порт».

Во исполнение Указа Президента Российской Федерации от 31 марта 2010 г. № 403 «О создании комплексной системы обеспечения безопасности населения на транспорте», в рамках реализации распоряжения Правительства Российской Федерации от 30.07.2010 № 1285-р в морских портах Российской Федерации проводится оснащение инженерно-техническими средствами обеспечения транспортной безопасности (ИТСОТБ) акваторий морских портов.

За период с 2010 по 2015 гг. проведены работы по проектированию и оснащению ИТСОТБ в 54 морских портах.

АО «Ростовский порт» имеет статус морского порта (Распоряжение Правительства РФ от 14 июля 2010 г. № 1160 – р), принимает суда под иностранными флагами, производится открытие и закрытие государственной границы. Из порта осуществляются отправки судов в страны Черноморского и Средиземноморского бассейнов.

Одновременно на причалах АО «Ростовский порт» может обрабатываться 15 судов грузоподъемностью до 5 тысяч тонн. Порт принимает и обрабатывает суда класса река – море.

АО «Ростовский порт» как субъект транспортной инфраструктуры имеет 4 ОТИ :

1. универсальный грузовой район – 3 категория;
2. универсальный грузовой район – 4 категория;
3. универсальный грузовой район (сдан в аренду);
4. универсальный грузовой район – 3 категория.

Схема морского порта АО «Ростовский порт» приведена на рис. 2

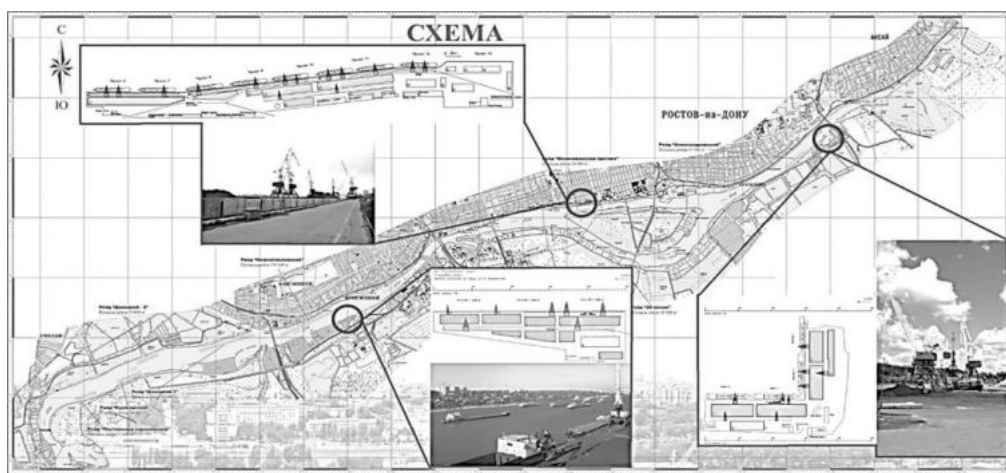


Рис. 2

Большую работу по обеспечению транспортной безопасности АО «Ростовский порт» прodelывает в области оснащения техническими средствами охраны. В первую очередь это касается системы видеонаблюдения, которая постоянно совершенствуется и развивается.

Совершенствуя сегодня систему видеонаблюдения мы рассматриваем проект предложенный компанией ПАО «Ростелеком» с которой мы давно сотрудничаем по системе облачного видеонаблюдения.

Облачное видеонаблюдение позволяет объединять территориально распределенные камеры в одну систему и управлять доступом к их видеозаписям и базе событий. Видеоинформация при этом хранится на мощных серверах в надежных дата – центрах Ростелеком в зашифрованном виде. Такая схема позволяет поддерживать высокий стандарт безопасности и просматривать ситуацию на объекте из любой точки, где есть доступ в интернет. Данная тема поможет в осуществлении другой задачи транспортной безопасности, такой, как порядок передачи данных с технических средств обеспечения транспортной безопасности уполномоченным подразделениям органов Федеральной службы безопасности Российской Федерации, органов внутренних дел и Федеральной службы по надзору в сфере транспорта.

Удобство

- Быстрое подключение: Wi – Fi или Ethernet

Всего две минуты на настройку камеры с помощью смартфона или компьютера (*любой кто угодно сможет настроить систему безопасности порта*)

Мобильность

- Простой доступ из любой точки мира

Видеонаблюдение в браузере или мобильном приложении. Через любую сеть интернет (*в том числе и нарушитель*)

Экономия

- Не нужно поддерживать дорогую инфраструктуру

Отсутствие затрат на закупку и поддержку серверов, видеорегистраторов и персонал.

(Если нарушитель подключится к системе, то может сделать все облачные сервера недоступными, а если еще отсутствует и квалифицированный персонал, то это вообще не беда любой охранник, без проблем восстановит систему).

Доступность

- Покупка просто услуги

Нет никаких сложных проектных решений, интеграций и эксплуатации. Решение Plug and Play (*не исключено, что даже пароль на подключение к камере не меняют*)⁴.

Эффективность

- Отсутствие капитальных затрат
- Затраты только на камеру и сервис. Никакого дорогого «железа», лицензий и технической поддержки
- Единственный облачный провайдер с возможностью полной записи видео.
- Возможность выбора глубины хранения для каждой камеры отдельно.
- Возможность контроля трансляции, звука, скачивания видео, сохранения скриншотов, уведомления о событиях.
- Готовность к работе с индивидуальными решениями наряду с типовыми

⁴ – Хочется отметить, не исключено, что на мобильном устройстве пароли доступа к облачной системе видеонаблюдения хранятся в открытом виде. В случае потери мобильного устройства нарушитель получит полный доступ к системе видеонаблюдения и сразу же сделает все облачные сервисы недоступными. При расследовании этого инцидента сотрудник транспортной безопасности, который потерял мобильное устройство, всеми доступными способами будет стремиться скрыть факт, что он хранил пароли доступа на мобильном устройстве в открытом виде. На выяснение этого факта потратится огромное количество времени, а нарушитель имеет значительный выигрыш во времени для осуществления своих намерений.

- Выгодные тарифы при длительном хранении видео.⁵

Данная система проходит тестирование, а ПАО «Ростелеком» занимается вопросом сертификации своего оборудования в интересах транспортной безопасности. По экономическим показателям это довольно выгодное сотрудничество.

Технические средства обеспечения транспортной безопасности, кроме системы видеонаблюдения, включают в себя системы контроля и управления доступом, инженерно-технические системы, системы сигнализации, контролируемые постом управления техническими средствами обеспечения, куда стекается информация со всех 3-х районов и на основе данных которого начальник караула принимает решение.

Досмотр, дополнительный досмотр и повторный досмотр на ОТИ производится с использованием технических средств досмотра. В АО «Ростовский порт» при досмотрах используются как стационарные, так и портативные средства досмотра. В работе при досмотре предпочтительнее выглядят стационарные системы, позволяющие с большей точностью квалифицировать объект досмотра и увеличить пропускную способность, но эти средства значительно дороже как в приобретении, так и в дальнейшей эксплуатации.

Приказом Минтранса РФ № 227 от 23.07.2015 г. «Об утверждении правил досмотра, дополнительного досмотра, повторного досмотра в целях обеспечения транспортной безопасности» на ОТИ третьей и четвертой категории досмотр, дополнительный досмотр и повторный досмотр осуществляется на постах, оснащенных портативными (*переносными*) средствами досмотра, что помогает значительно снизить затраты на их приобретение и эксплуатацию.

Выводы

1. Для выполнения всех требований ПП 678 и ПП № 969 для морского порта потребуется разработка новой модели нарушителя, а также внесение изменений в нормативно-правовую базу, поскольку во вступившем в силу с этого года ФЗ – 187 «О безопасности критической информационной инфраструктуры РФ» использованию мобильных технологий не уделяется внимание.

2. При использовании мобильных технологий возникают не учтенные ранее, дополнительные угрозы, возникшие из-за использования мобильных технологий. Эти угрозы не учтены в модели нарушителя для железнодорожного и водного транспорта, и как следствие увеличивается вероятность успешной реализации АНВ.

3. Учитывая эти угрозы, возникающие при эксплуатации системы видеонаблюдения морского порта, целесообразно поставить вопрос о совершенствовании нормативно-правовой базы при использовании мобильных технологий.

Библиографический список

1. *Бродов М. Б., Костеж В. А.* Повышение защищенности корпоративной сети Октябрьской железной дороги. Palmarium academic publishing, 2014.

2. *Пивоваров А. Н.* Транспортная безопасность объектов, средства укрепления объектов и инженерно-технические системы охраны, ч.1, ч 2.СПБ: ЗАО «Сивел», 2014.

3. *Каретников В. В., Сикарев А. А., Шахнов С. Ф.* Автоматизация судовождения. 2-е изд., испр. и доп. СПб: Изд-во ГУМРФ им. адм. С.О. Макарова, 2014.

4. Сборник докладов VI Международный форум безопасность на транспорте. Россия, Санкт-Петербург 6 – 7 апреля 2016 г.

5. Сборник докладов VII Международный форум безопасность на транспорте. Россия, Санкт-Петербург 6 – 7 апреля 2017 г.

⁵ – Неизвестно еще, насколько и как повысятся тарифы с увеличением хранения объема информации. Может после какого-то объема тарифы возрастут в геометрической прогрессии. Все зависит от провайдера (поставщика услуги).

6. Сборник докладов VIII Международный форум безопасность на транспорте. Россия, Санкт-Петербург 30 мая по 1 июня 2018 г.

7. Федеральный закон от 09.02.2007 № 16 – ФЗ «О транспортной безопасности» (с изм. и доп., вступившими в силу в 2014 году).

8. Постановление Правительства Российской Федерации № 678 от 16 июля 2016 г. «О требованиях по обеспечению транспортной безопасности, в том числе требованиях к антитеррористической защищенности объектов (территорий), учитывающих уровни безопасности для различных категорий объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств морского и речного транспорта».

9. Постановление Правительства Российской Федерации № 495 от 26 апреля 2017 г. «Об утверждении требований по обеспечению транспортной безопасности, в том числе требований к антитеррористической защищенности объектов (территорий), учитывающих уровни безопасности для различных категорий объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств железнодорожного транспорта».

10. Постановление Правительства РФ № 969 от 26 сентября 2016 г. «Об утверждении требований к функциональным свойствам технических средств обеспечения транспортной безопасности и Правил обязательной сертификации технических средств обеспечения транспортной безопасности».

11. Приказ министерства транспорта № 227, 2015.



УДК 623.4

ТВОРЧЕСКИЙ ВКЛАД КОНСТРУКТОРА АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СИСТЕМ И РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ Е.Г. РУДЯКА В СОЗДАНИЕ БОЕВЫХ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ РАКЕТНЫХ ВОЙСК СТРАТЕГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ ВОЕННО-МОРСКОГО ФЛОТА

С. И. Кудрявцев

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



В ряду выдающихся конструкторов артиллерийских систем и ракетной техники – боевых стартовых комплексов и пусковых установок – значится имя Героя Социалистического Труда, заслуженного деятеля науки и техники РСФСР, лауреата 4 Государственных и Ленинской премий, доктора технических наук, профессора Ленинградского механического института (ЛМИ), выпускника военно-механического факультета Ленинградского политехнического института Евгения Георгиевича Рудяка (1908–1991 гг.)

В предвоенный и военный периоды под руководством Е.Г. Рудяка был разработан ряд совершенных образцов морских артиллерийских систем – корабельные пушки и корабельные артиллерийские установки калибров от 100 до 406 мм. Отдельные образцы этого вооружения, в том числе и опытные, принимали участие в сражениях Великой Отечественной войны 1941–1945 гг. и вошли в историю как оружие Победы. Другая часть образцов была принята на вооружение после окончания войны.

С июля 1944 г. до 1971 г. Е. Г. Рудяк работал в должности главного конструктора и начальника конструкторского бюро (КБ) № 1 предприятия, первоначально названного Морским артиллерийским центральным конструкторским бюро (МАЦКБ). С 1948 г. МАЦКБ переименовано в Центральное конструкторское бюро № 4 (ЦКБ-34), с 1966-го – в Конструкторское бюро средств механизации, с 1989 г. – в Конструкторское бюро специального машиностроения, а в настоящее время – в ОАО «КБСМ».

В послевоенный период Е. Г. Рудяк руководил созданием артиллерийских систем калибров от 100 до 406 мм включительно, стартовых установок зенитных и крылатых ракет для надводных кораблей ВМФ, стартовых установок ракетных комплексов Д-2 и Д-4 для запуска баллистических ракет из надводного и подводного положений подводных лодок, первых в СССР боевых стартовых комплексов шахтного базирования «Шексна», ОС-67, ОС-69, «УВ» для межконтинентальных тяжелых баллистических ракет.

С 1968 по 1991 г. Е. Г. Рудяк преподавал в должности профессора в ЛМИ.

Качающийся стенд СМ-49 для отработки морского старта баллистических ракет

В начале 1950-х гг. в СССР развернулись работы по созданию морских ракетных комплексов с управляемыми баллистическими ракетами. Совместное постановление ЦК КПСС и Совета министров СССР «О проведении проектно-экспериментальных работ по вооружению подводных лодок баллистическими ракетами дальнего действия и разработке на базе этих

работ технического проекта большой подводной лодки с реактивным вооружением» принято 26 января 1954 г.



Отработка надводного старта баллистических ракет с подводной лодки на качающемся стенде СМ-49

ЦКБ-16, ОКБ-1 НИИ-88, НИИ-303, ЦНИИ-173, НИИ-49 и ЦПИ-31 Министерства обороны.

Ракета Р-11ФМ, разработанная в ОКБ-1 под руководством главного конструктора С. П. Королёва, явилась результатом модернизации армейской ракеты Р-11, принятой на вооружение в июле 1955 г. Одноступенчатая ракета Р-11ФМ с моноблочной неотделяемой головной частью и однокамерным жидкостным двигателем должна была размещаться в сухой шахте, проходящей через корпус и рубку подводной лодки, а перед запуском – подниматься вместе со стартовым столом на верхний срез шахты и удерживаться там с помощью специального корсетного устройства. Длина ракеты составляла 10,3 м, диаметр – 0,88 м, стартовая масса – 5,5 т, забрасываемая масса – 975 кг. Максимальная дальность полета ракеты исчислялась 150 км. Ракета Р-11ФМ, несмотря на малую дальность полета, позволяла поражать наземные цели на территории вероятного противника с использованием ядерных боевых частей.

Стартовый комплекс ракетного комплекса Д-1, разработанный в отделе № 7 ОКБ-1, включал в себя пусковую установку, обеспечивавшую подъем ракеты на верхний срез шахты, а также ее удержание при качке и во время старта, а также устройство горизонтальной амортизации и поворотный пусковой стол для грубого наведения по азимуту.



Пусковая установка СМ-60 на подводной лодке сразу после старта ракеты. Стойки-захваты разведены

Качающийся стенд СМ-49 для отработки морского старта баллистических ракет состоял из основания на фундаментном блоке и поворотного стола с качающейся шахтой. Общая масса стенда составляла 120 т, масса вращающейся части – 85 т, масса качающейся части с ракетой – 50 т. Для качания шахты использовался электрогидравлический привод наведения мощностью 150 кВт.

В начале 1955 г. стенд СМ-49, изготовленный на заводе «Большевик», был сдан в эксплуатацию на Государственном центральном полигоне Капустин Яр. В апреле–июле 1955 г., при проведении летно-конструкторских испытаний ракеты Р11-ФМ с испытательными запусками со стенда СМ-49, была дока-

зана возможность старта баллистической ракеты с подводной лодки, находящейся в надводном положении, с верхнего среза шахты при заданных параметрах качки. На стенде имитировались бортовая качка и рыскание по курсу, по параметрам соответствующие шторму в 4 балла.

В августе–октябре 1955 г. в Белом море были проведены летно-конструкторские испытания ракеты Р-11ФМ на экспериментальной подводной лодке Б-67 пр. В-611 Северного флота. Впервые в мире запуск баллистической ракеты с подводной лодки произведен 16 сентября 1955 г.

В феврале 1959 г. ракетный комплекс Д-1 приняли на вооружение ВМФ. К этому времени ВМФ располагал единственной подводной лодкой, способной нести ракеты Р-11ФМ: Б-67 пр. В-611. Но вскоре, в конце 1950-х гг., в боевой состав ВМФ ввели 5 дизель-электрических подводных лодок пр. АВ-611, разработанного в ЦКБ-16 (главный конструктор – Н. Н. Исанин), с ракетами Р-11ФМ. Каждая подводная лодка была оборудована 2 пусковыми установками. Это была первая морская группировка с баллистическими ракетами.

Разработка стенда для отработки морского старта баллистических ракет явилась значительным творческим вкладом коллектива КБ-1 ЦКБ-34 в создание ракетного вооружения для подводных лодок. Качающийся стенд СМ-49 в дальнейшем использовался также для отработки пуска других ракет, в том числе крылатых.

Стартовая установка СМ-60 баллистической ракеты Р-13 надводного старта

В июле 1955 г. в ОКБ-1 НИИ-88, возглавляемом С. П. Королёвым, началась разработка ракетного комплекса Д-2 с баллистическими ракетами Р-13, предназначенными специально для вооружения дизель-электрической подводной лодки (ПЛ) пр. 629 и первой атомной ПЛ пр. 658. В дальнейшем роль головного разработчика комплекса Д-2 передали СКБ-385 во главе с В. П. Макеевым. Разработка ПЛ пр. 629 была выполнена в ЦКБ-16 (главный конструктор – Н. Н. Исанин), атомной ПЛ пр. 658 – в ЦКБ-18 (главные конструкторы – И. Б. Михайлов и С. Н. Ковалёв).



Подводная лодка пр. 629

Разработка стартовой установки СМ-60 ракеты Р-13 проводилась в КБ-1 ЦКБ-34 под руководством главного конструктора Е.Г. Рудяка в сжатые сроки. Тактико-техническое задание на проектирование СМ-60 было получено в январе 1956 г., конструктивная схема установки одобрена на совещании в ЦКБ-34 всего месяца спустя, а технический проект установки был утвержден в июне того же года.

Стартовая установка СМ-60 включала в себя, на уровне изобретений: подъемно-поворотный стол с пусковым устройством; цепной подъемник стола с цепями толкающего типа и с электрогидравлическим приводом; пусковое устройство корсетного типа с 4 стойками и поясами захватов; механизм автоматического разброса и сведения стоек пускового устройства; система амортизации; устройство аварийного сброса неисправной ракеты за борт. Шахта со специальными системами относилась к корабельным устройствам.

Длина ракеты Р-13 составляла 11,83 м, диаметр корпуса – 1,3 м, максимальная масса ракеты – 13,7 т, масса головной части – 1,6 т, максимальная дальность полета – 600 км. Ракета устанавливалась на подъемно-поворотный стол пусковой установки СМ-60 внутри шахты на специальные штыри. Масса подъемно-поворотного стола с размещенными на нем устройствами и ракетой Р-13 насчитывала 33 т, высота подъема стола – 12 м, мощность электродвигателя привода подъема стола – 110 кВт.

При создании ракетного комплекса Д-2 была предусмотрена возможность старта ракеты Р-11ФМ с подводной лодки пр. 629. Для этого в КБ-1 был разработан, специально для ракеты Р-11ФМ, комплект устройств: пусковой стол, пусковое устройство, узлы механизма аварийного сброса для ракеты Р-11ФМ. Предполагалось, что в случае задержки с созданием ракет Р-13, подводные лодки смогут получить вооружение в виде ракет Р-11ФМ.

При заводских испытаниях СМ-60, а также при развернутом серийном изготовлении в 1957–1958 гг. и монтаже первых установок на ПЛ пр. 629, комплектация проводилась 2 пусковыми устройствами: для ракет Р-13 и Р-11 ФМ. К окончанию монтажа первых подводных лодок пр. 629 летно-конструкторские испытания ракеты Р-13 завершились, и на всех ПЛ устанавливались пусковые устройства только для ракеты Р-13.



Старт ракеты Р-11ФМ
с подводной лодки пр. 629

В октябре 1961 г. ракетный комплекс Д-2 приняли на вооружение ВМФ для дизель-электрических ПЛ пр. 629, а также для атомных ПЛ пр. 658. Подводные лодки пр. 629 и 658 могли нести 3 ракеты Р-13. В 1959–1962 гг. ВМФ СССР получил 23 ПЛ пр. 629 и 8 атомных ПЛ пр. 658. Стартовая установка СМ-60 в составе ракетного комплекса Д-2 находилась на вооружении ВМФ до начала 1970-х гг.

Дальнейшее повышение боевых свойств морских ракетных комплексов стратегического назначения было связано с обеспечением старта баллистических ракет с подводного положения.

Стартовая установка СМ-87 баллистической ракеты Р-21 подводного старта

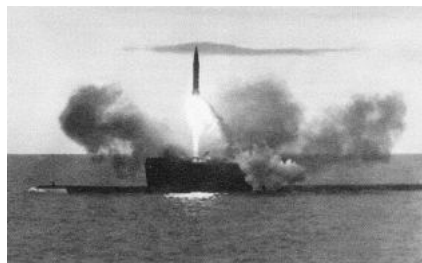
Головной организацией по разработке ракетного комплекса Д-4 с баллистической ракетой Р-21 подводного старта являлось СКБ-385 (главный конструктор – В. П. Макеев). Разработана пусковая установка СМ-87 коллективом КБ-1 ЦКБ-34 под руководством главного конструктора Евгения Георгиевича Рудяка.

В результате совместных проработок в СКБ-385 и КБ-1 ЦКБ-34 были определены технические решения, обеспечившие надежный запуск маршевого двигателя в затопленной водой шахте и выход ракеты из шахты при скорости хода ПЛ в подводном положении до 4 узлов.

Важнейшими решениями являлись:

- создание в пусковом столе, вместе с оболочкой хвостового отсека ракеты, «воздушного колокола», снижающего нагрузки на ракету до допустимых величин при запуске маршевого двигателя;
- соблюдение оптимального скоростного режима движения ракеты в шахте, обеспечивающего ее безударный выход при движении ПЛ в подводном положении.

Направление движения ракеты в стартовой установке при старте обеспечивалось 2



Запуск баллистической ракеты с АПЛ пр.
658 (658М)

направляющими, закрепленными в шахте, и 2 парами бугелей, шарнирно установленных на ракете: в верхней части и на хвостовом отсеке. После выхода верхней пары бугелей из направляющих ракета, под действием набегающего потока, при движении ПЛ могла отклоняться относительно шарнирной оси нижней пары бугелей. Таким образом снижались нагрузки на отдельные элементы конструкции ракеты при дальнейшем ее движении в шахте, и обеспечивался безударный выход ракеты при имеющихся зазорах между ее корпусом и шахтой.

Максимальная дальность полета одноступенчатой ракеты Р-21 с жидкостным двигателем составляла 1420 км, максимальная масса – 16,6 т, длина ракеты в сборе – 12,9 м, диаметр – 1,4 м. Ракеты Р-21 загружались в стартовые установки СМ-87 в заправленном состоянии.

В 1958 г. на заводе «Большевик» изготовили опытную стартовую установку СМ-85, разработанную в КБ-1 специально для испытаний на плавучем погружаемом стенде. Стенд был разработан в ЦКБ-16 под руководством Я. Е. Евграфова. В 1961 г. на Черном море, в районе Балаклавы, провели бросковые испытания макета ракеты Р-21, подтвердившие правильность принятых для комплекса Д-4 решений по газодинамике старта. Необходимо отметить, что первый в СССР запуск опытной баллистической ракеты с погруженной подводной лодки состоялся несколько ранее – 10 сентября 1960 г.

В том же году были разработаны рабочие чертежи стартовой установки СМ-87 для подводных лодок пр. 629А и 658М. В 1962–1963 гг. провели испытания установки СМ-87 в составе комплекса Д-4 на опытной ПЛ пр. 629Б. В сентябре 1962 г. в КБ-1 разработана документация для серийного производства установки СМ-87-1 и началось ее изготовление. В мае 1963 г. комплекс Д-4 с 3 пусковыми установками СМ-87-1 и 3 ракетами Р-21 принят на вооружение ВМФ для ПЛ пр. 629А и пр. 658М.

Д-4 стал первым в мире боевым ракетным комплексом с подводным стартом баллистической ракеты и запуском маршевого двигателя в шахте под водой на глубине 30–50 м при скорости хода ПЛ до 4 узлов и волнении моря до 5 баллов.

Ряд подводных лодок пр. 629А и 658, имевших на вооружении комплекс Д-2 с ракетой Р-13 и стартовой установкой СМ-60, модернизированы: на них стали монтировать стартовые установки СМ-87-1. Все ракеты Р-13 при этом заменялись на такое же количество Р-21. К началу 1970-х гг. ракетным комплексом Д-4 были вооружены 14 дизельных ПЛ пр. 629А, а еще раньше, к 1967 г., – 7 атомных ракетносцев пр. 658М. Ракетный комплекс Д-4 находился на вооружении ВМФ до конца 1980-х гг.

Боевые стартовые комплексы для тяжелых межконтинентальных баллистических ракет, созданные в КБ-1 под руководством Е.Г. Рудяка



Ракета Р-16У в пусковой установке

В декабре 1959 г. в СССР был создан новый вид вооруженных сил – Ракетные войска стратегического назначения (РВСН). Одновременно с разработкой и принятием на вооружение межконтинентальных баллистических ракет (МБР) для РВСН важнейшей задачей являлось создание комплексов наземного стартового и вспомогательного оборудования для обеспечения доставки, хранения, подготовки к пуску и пуска ракеты. Необходимость защиты ракеты от поражающих факторов ядерного взрыва при несении боевого дежурства потребовала создания шахтных боевых

стартовых комплексов для МБР.

В 1960-х гг. основным направлением работ коллектива КБ-1 под руководством Е. Г. Рудяка стало создание боевых стартовых комплексов (БСК) для тяжелых МБР стратегического назначения, разработанных в Особом конструкторском бюро № 586 (с октября 1966 г. – КБ «Южное»). БСК создавались в КБ-1 совместно с другими подразделениями ЦКБ-34 и со многими организациями других ведомств страны.

Постановлением правительства от 30 мая 1960 г., ЦКБ-34 было назначено головной организацией по разработке первой в СССР защищенной групповой боевой стартовой позиции (БСП) «Шексна-В» и специального технологического оборудования для МБР стратегического назначения Р-16 (8К64). Головным разработчиком комплекса строительных сооружений и технологических систем стартовой позиции определен ЦПИ-31 МО. Постановлением также определялись головные разработчики по отдельным системам – устройствам заправки ракет компонентами топлива, сжатыми газами, а также средствам дистанционного управления технологическими операциями, разработанными ЦКБ-34; установщику ракеты, грунтовым транспортным средствам и другому оборудованию.

Создание шахтного старта для БСП «Шексна-В» потребовало проведения большого объема научно-исследовательских работ для решения научных и инженерных проблем по вопросам газодинамики старта, динамики выхода ракеты из шахт, защиты ракеты и оборудования от воздействия ядерного взрыва, обеспечения требуемой боеготовности и др.

В 1961–1964 гг. творческим коллективом КБ-1, возглавляемом главным конструктором Е. Г. Рудяком, была создана групповая шахтная БСП «Шексна-В» для ракеты Р-16 (Р-16У), разработанной в ОКБ-586 под руководством М.К. Янгеля.

БСП «Шексна-В» представляла собой грандиозное подземное сооружение. На каждой стартовой позиции располагались 3 шахтные пусковые установки (ШПУ), размещенные в линию на расстоянии около 100 м друг от друга, подземный командный пункт котлованного

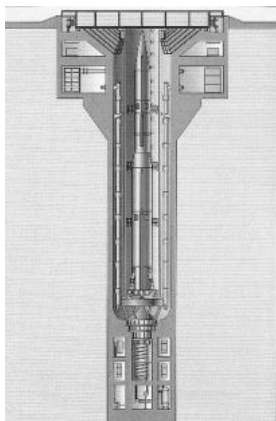


Схема шахтной пусковой установки БСП «Шексна» с МБР Р-16У

типа, хранилища компонентов топлива и другие сооружения. Между всеми ними были предусмотрены подземные связи. Глубина ШПУ составляла 45,6 м, внутренний диаметр ствола шахты – 8,3 м.

В шахтной пусковой установке БСП «Шексна-В» впервые был установлен пусковой стакан. Такая конструкция позволяла во время старта ракеты отводить наружу газовые потоки работающих двигателей через специальные отверстия между шахтой и пусковым стаканом.

Ракета Р-16 (8К64) в шахте подвешивалась на пружинах, что позволяло сохранить ее боевое состояние при сейсмическом воздействии ударной волны ядерного взрыва, произведенного в непосредственной близости. Ракета заправлялась непосредственно перед стартом с помощью оборудования, входящего в комплект БСП. Сверху ШПУ закрывалась защитным устройством, обеспечивавшим защиту от ударной волны: высокопрочной крышей толщиной около 1 м и массой около 240 т. Защитное устройство поднималось гидравлическими домкратами и смещалось с

помощью тросов в сторону.

Основные схемно-конструктивные решения, принятые при создании ШПУ, в дальнейшем были использованы в разработках других конструкторских бюро.

Опытно-конструкторские работы, связанные с реализацией пуска модифицированной ракеты Р-16У из ШПУ «Шексна-В», проводились с мая 1960 г. В конце 1961 г. было принято постановление правительства о широком развертывании строительства шахтных боевых стартовых позиций «Шексна-В» с ракетой Р-16У. Первый пуск ракеты Р-16У (8К64У) из ШПУ БСП «Шексна-В» осуществлен 13 июля 1962 г. Этот день специалисты считают днем рождения первого в СССР поколения боевых шахтных стартовых комплексов для МБР стратегического назначения. На вооружение РВСН групповая шахтная БСП «Шексна-В» в составе ракетного комплекса принята 5 июня 1963 г.



Пуск межконтинентальной баллистической ракеты Р-16У из пусковой установки БСП «Шексна-В»

В 1962 г. начато строительство БСП «Шексна-В» на полигоне Плесецк. Еще до принятия комплекса на вооружение, 5 февраля 1963 г., первая групповая шахтная БСП была поставлена на боевое дежурство. На вооружении они стояли до конца 1970-х гг.

Необходимо отметить масштабность и сложность решенной задачи по созданию БСП «Шексна-В» и ее значение для обороноспособности страны.

В мае 1962 г. ЦКБ-34 назначили головной организацией по разработке унифицированной стартовой позиции (УСП) «УВ» для МБР Р-36, УР-200 и Р-16У с оборудованием стартовых сооружений. Разработка УСП проводилась на базе БСП «Шексна-В» с ноября 1962 г.

В 1963-м, в период строительства стартовой позиции «УВ»-8У82 на площадке 80 Научно-исследовательского

испытательного полигона № 5 Министерства обороны СССР и проведения испытаний ракеты Р-36, была начата разработка эскизного проекта боевого стартового комплекса (БСК) типа «ОС» («одиночный старт») для ракеты Р-36, а затем – и для УР-200. В связи с этим в 1964 г. дальнейшие работы по созданию стартовых позиций типа «УВ» были прекращены.

В КБ-1 под руководством главного конструктора Е. Г. Рудяка разработан первый в СССР БСК типа «ОС» – ОС-67 для тяжелой МБР Р-36. Первый пуск ракеты Р-36 из ШПУ проведен 13 июля 1965 г. Но еще раньше, в 1964-м, было принято решение о развертывании серийного строительства БСК ОС-67 тяжелых МБР.

Это была важная государственная программа того времени, направленная на укрепление обороноспособности страны и находившаяся под контролем Д.Ф. Устинова. В ноябре 1966 г. первый ракетный комплекс 15П067, включающий в себя БСК ОС-67, поставили на боевое дежурство. Постановлением правительства, в июне 1967 г. ракетный комплекс 15П067 с МБР Р-36 принят на вооружение РВСН.

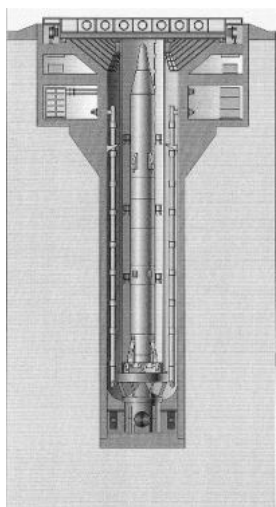


Схема шахтной пусковой установки с МБР Р-36

Создание шахтных боевых стартовых комплексов «ОС» для МБР -тяжелого класса становится приоритетным направлением деятельности КБСМ и входящего в его состав КБ-1. А боевые стартовые комплексы ОС-67 и ОС-69 (последний – для ракеты Р-36 с орбитальной головной частью) явились основой для последующих поколений БСК тяжелых МБР.

В КБ-1 Конструкторского бюро средств механизации под руководством Е. Г. Рудяка был разработан пр. БСК ОС-67П (повышенной степени защищенности). Также под его руководством в октябре 1967 г. начались работы по созданию БСК 15П214 для ракетного комплекса 15П014 с МБР тяжелого класса Р-36М (15А14), аналогичного по уровню защищенности БСК ОС-67П.

В июле 1970 г. преемником начальника и главного конструктора КБ-1 Е. Г. Рудяка становится его заместитель – выпускник Ленинградского военно-механического института В. С. Степанов.

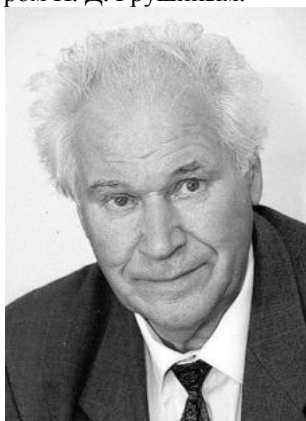
Выдающийся конструктор артиллерийских систем, боевых ракетных стартовых комплексов и пусковых установок, Герой Социалистического Труда Евгений Георгиевич Рудяк и руководимый им творческий коллектив конструкторов КБ-1 Конструкторского бюро средств механизации внесли значительный вклад в укрепление обороноспособности страны.

Библиографический список

1. От артиллерийских систем до стартовых комплексов. СПб: Конструкторское бюро специального машиностроения, 2002.
2. Кудрявцев С. И. Сила Военмеха. СПб: Аграф+, 2017.

ПУСКОВЫЕ УСТАНОВКИ ЗЕНИТНЫХ РАКЕТНЫХ СИСТЕМ РЯДА С-300П ВОЙСК ПВО**С. И. Кудрявцев***Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*

В 1970-х гг., при создании зенитной ракетной системы С-300П для войск ПВО, в конструкторском комплексе № 4 Конструкторского бюро специального машиностроения (КБСМ) под руководством главного конструктора А. Ф. Уткина были разработаны пусковые установки 5П851 (5П851А), 5П85С и 5П85Д. Разработка системы С-300П в целом и систем управления проводилась в КБ-1 Минрадиопрома (в дальнейшем – ЦКБ «Алмаз», ныне – ОАО «ГСКБ Концерн ПВО «Алмаз – Антей») под руководством генерального конструктора Б. В. Бункина. Разработчиком ракеты В-500 явилось МКБ «Факел» во главе с генеральным конструктором П. Д. Грушиным.



Алексей Федорович Уткин

В 1971 г. для системы С-300ПТ (транспортируемой) была создана пусковая установка 5П851, представлявшая собой относительно простой и недорогой перевозимый вариант на полуприцепе с тягачом КраЗ-255В. На полуприцепе размещалась качающаяся часть с 4 транспортно-пусковыми контейнерами (ТПК) с ракетами, гидравлические приводы подъема качающейся части, перемещения ТПК и выдвигания опорных домкратов. Система С-300ПТ была принята на вооружение в 1978 г., а ее серийное производство продолжалось с 1975-го до начала 1980 г. В середине 1980-х гг. система С-300ПТ была модернизирована и получила обозначение С-300ПТ-1, а ее пусковые установки – 5П851А. Позднее выпускался доработанный вариант С-300ПТ-1А, а ранее выпущенные комплексы С-300ПТ проходили доработку в войсках.

В 1979 г. для системы С-300ПС (самоходной) были разработаны самоходные варианты пусковых установок на колесном шасси МАЗ-543М также с 4 ТПК с ракетами — пусковые установки 5П85С и 5П85Д. Для упрощения конструкции и снижения стоимости самоходного комплекса его пусковые установки разработали в 2 вариантах исполнения: «основная» – 5П85С, оснащенная контейнером подготовки и управления стартом ракет, и «дополнительная»: 5П85Д, не комплектуемая данным контейнером. «Дополнительные» пусковые установки на позиции устанавливались попарно относительно «основных».

Для перезарядки пусковых установок 5П851, 5П851А и 5П85 всех модификаций в конструкторском комплексе № 4 КБСМ были разработаны заряжающая машина 5Т99 на базе шасси автомобиля КраЗ-255 и 5Т99М на базе КраЗ-260.

Испытания системы С-300ПС проводились с 1978 по 1981 г. С-300ПС начала поступать на вооружение войск ПВО страны с 1982-го, а принятие системы на вооружение состоялось в 1983 г.

Правительство высоко оценило творческий вклад Алексея Федоровича Уткина в создание зенитной ракетной системы С-300П, присвоив ему звание лауреата Государственной премии СССР.

В декабре 1979 г., в связи с резким увеличением объема работ в конструкторском комплексе № 4 по созданию боевого железнодорожного ракетного комплекса, все работы по зенитным ракетным системам войск ПВО (С-300П, С-200 и С-200В) были переданы в конструкторский комплекс № 10, начальником и главным конструктором которого был назначен Н. А. Трофимов, а заместителем главного конструктора по тематике ПВО – В. А. Самойлов.

В конструкторском комплексе № 10 (с мая 1984 г. – № 7) под руководством главного конструктора Н.А. Трофимова работы по созданию самоходных пусковых установок зенитной ракетной системы С-300П завершились государственными испытаниями и подготовкой к запуску в серийное производство; разработана самоходная пусковая установка зенитной ракетной системы С-300ПМ, вспомогательный вагон пускового модуля боевого железнодорожного ракетного комплекса. Главный конструктор Н. А. Трофимов входил в состав государственных комиссий по испытаниям пусковых установок зенитных ракетных систем С-300П и С-300ПМ.

Модернизация системы С-300П проводилась в связи с необходимостью повышения ее боевых характеристик и принятием решения о поставках зарубежным заказчикам. С-300ПМ и новые средства управления системы – 83М6 разрабатывались с 1985 г. в НПО «Алмаз» под руководством генерального конструктора Б. В. Бункина. Разработка системы С-300ПМ началась в 1985-м, с 1990-го ее начали выпускать серийно и поставлять в войска, а в 1993 г. зенитная ракетная система С-300ПМ была принята на вооружение.

Основным отличием С-300ПМ от прежних «трехсоток» являлась новая ракета 48Н6, разработанная НПО «Факел». Усовершенствовано также антенное устройство радиолокатора подсвета и наведения. Система выпускалась как в мобильном варианте – на шасси автомобилей высокой проходимости МАЗ, так и в менее дорогостоящем буксируемом варианте, элементы которого размещались на полуприцепе, перемещаемом трехосным седельным тягачом повышенной проходимости КраЗ.

Для системы С-300ПМ в 1983-1984 гг. в конструкторском комплексе № 10 КБСМ была разработана модернизированная самоходная пусковая установка 5П85СМ с улучшенными характеристиками. Пусковая установка 5П85СМ – так же, как и пусковая установка 5П85С комплекса С-300ПС, – смонтирована на шасси высокой проходимости МАЗ-543М.

После назначения Н. А. Трофимова генеральным директором и главным конструктором КБСМ, начальниками и главными конструкторами конструкторского комплекса № 7 последовательно были Владимир Алексеевич Самойлов, Алексей Васильевич Пантелеев и Станислав Анатольевич Яковлев. Главные конструкторы В.А. Самойлов, А.В. Пантелеев и С.А. Яковлев – выпускники Ленинградского военно-механического института. Под их руководством в конструкторском комплексе № 7 были продолжены работы по созданию самоходных пусковых установок зенитных ракетных систем. В результате в состав системы ПВО «Фаворит» семейства зенитных ракетных систем С-300П и зенитной ракетной системы С-400 «Триумф», принятых на вооружение в 1995 и 2007 гг. соответственно, вошли созданные в КБСМ самоходные пусковые установки.

Николай Алексеевич Трофимов поделился воспоминаниями о своей работе с автором этих строк в 2013 г.

Воспоминания Н.А. Трофимова о создании пусковых установок зенитных ракетных систем ряда С-300П

В ряду конструкторов – выпускников Ленинградского Военно-механического института, с именами которых связаны выдающиеся достижения в создании ракетной техники, значится имя конструктора и организатора научно-конструкторских работ в области стартовых комплексов для боевых ракет Николая Алексеевича Трофимова. Вся творческая конструкторская и организаторская деятельность Н.А. Трофимова связана с Конструкторским бюро специального машиностроения в Ленинграде – Санкт-Петербурге. Н. А Трофимов в 1973–1979 гг. состоял в должности заместителя главного конструктора конструкторского комплекса №4 А. Ф. Уткина при создании боевых стартовых комплексов и пусковых установок ракетных комплексов Ракетных войск стратегического назначения (РВСН) и войск противовоздушной обороны (ПВО), а в 1980–1987 гг. – в должности главного конструктора конструкторского комплекса № 10 при создании пусковых установок зенитных ракетных систем войск ПВО. Почти 20 лет, с 1987 по 2006 г., Н. А. Трофимов – генеральный директор и генеральный конструктор КБСМ, с 2008 г. – советник генерального директора КБСМ.

За заслуги в создании боевых стартовых ракетных комплексов Н. А. Трофимов дважды удостоен звания лауреата Государственной премии (1982 и 2002 гг.); он награжден орденами Трудового Красного Знамени (1971 г.) и Октябрьской Революции (1976 г.), орденом «Знак Почета» (2007 г.). Н.А. Трофимов – заслуженный машиностроитель России и Почетный железнодорожник. Он имеет 32 авторских свидетельства и патента. Н. А. Трофимов – действительный член Российской академии космонавтики имени К. Э. Циолковского, член-корреспондент Российской академии ракетных и артиллерийских наук.



«...Работая в конструкторском комплексе № 4 под руководством главного конструктора Алексея Федоровича Уткина его заместителем, я занимался боевыми стартовыми комплексами ракетных комплексов РВСН, а также технологическим оборудованием (пусковыми установками) ракетных комплексов войск ПВО и ВМФ.

Одна из отличительных особенностей так называемого «трехсотого» комплекса – зенитной ракетной системы С-300П, заключается в том, что это подвижный комплекс, а все предшествующие ракетные комплексы -войск- ПВО были или стационарными, или перевозимыми. Наши работы над «трехсоткой» начались с того, что мы сделали так называемый прицепной вариант пусковой установки. Он был принят на вооружение. Опытные пусковые установки изготавливались здесь – в Ленинграде, а потом изготовление пусковых установок было поручено Горьковскому машиностроительному заводу.

В дальнейшем, когда мы приступили к самоходной «трехсотке», у нас она началась с того, что опять же мы предложили первый вариант – прицепной: то есть с использованием полуприцепа, но уже вариант не перевозимый, а самоходный. Мы разработали эскизный проект такой самоходной пусковой установки, и так как по совокупности всех решений вынуждены были уделить главное внимание уже основному варианту самоходной установки, то эскизный проект передали КБ Горьковского машиностроительного завода. Они уже выпускали по нашему эскизному проекту рабочие чертежи на вариант полуприцепа, и уже самоходный вариант полуприцепа выпускал Горьковский завод. Некоторое время спустя, когда мы получили указание доработать нашу документацию под экспортный вариант, вариант горьковчан пользовался большим успехом, потому что он значительно дешевле нашего.

Первоначальный вариант самоходной «трехсотки» состоял в том, что была основная машина (пусковая установка) и вспомогательная, которые соединялись кабелем управления. После того как они вставали на позицию, нужно было одну основную машину и две вспомогательные соединить кабелем, так как вспомогательные машины не имели аппаратуры подготовки пуска ракет. Ящик с этой аппаратурой был только на основной стартовой машине, за кабиной. Нами были проведены работы по улучшению тактико-технических характеристик этого «трехсотого» комплекса – буквально через три-четыре года после начала его разработки и создания мы отказались от вспомогательных машин, и все машины были уже функционально независимы.

В 1980 г., когда начались государственные совместные летные испытания «трехсотого» комплекса на Байконуре, буквально одна из первых позиций, которая отрабатывалась там, – это подтверждение пункта технического задания о поражении противника через пять минут после получения задания на стрельбу. Колонна пусковых установок со средствами целеуказания находится в движении на марше, получает указание на поражение, останавливается, разворачивается, производит пуск ракет – и через пять минут поступает сообщение о поражении цели. И очень тщательно, тремя пусками, этот показатель был проверен. Тогда я входил в состав Государственной комиссии по испытаниям «трехсотого» комплекса.

Сегодня на международном рынке оружия ПВО есть и «Пэтриот», и «трехсотый» комплекс. «Пэтриот» – это перевозимый комплекс, и время его развертывания – более двадцати минут. А «трехсотый» – подвижный комплекс, и время поражения цели – пять минут после получения указания. Здесь технические характеристики очень сильно разнятся.

Главный конструктор Алексей Федорович Уткин завершил работу по «трехсотому» комплексу этапом изготовления опытных пусковых установок и поставкой их на полигон. Потом, после частичной реструктуризации КБСМ, тематика ПВО была выделена в отдельный конструкторский комплекс, который я возглавил. Как главный конструктор я подключился к работам по «трехсотому» комплексу с государственных совместных летных испытаний и с изготовления серийных образцов и началом эксплуатации. Все конструктивные решения, которые заложены в разработку пусковых установок «трехсотого» комплекса, в свое время принимались Алексеем Федоровичем Уткиным.

Мы занимались испытаниями «трехсотого» комплекса около трех лет на Балхаше. Нам необходимо было, в соответствии с программой, чтобы пусковая установка без каких бы то ни было замечаний пробежала десять тысяч километров вместе с четырьмя ракетами. Крупных замечаний не было, но было несколько поломок на транспортных испытаниях. Причины этих поломок были выявлены. Трудности, с которыми мы столкнулись, заключались в том, что после каждой поломки пусковые установки не добежали положенных десяти тысяч километров, и начинать приходилось с нуля.

Уже в 2001 г. в РАРАНе я встретился с Борисом Васильевичем Бункиным, генеральным конструктором «Алмаза», и он мне сказал: «Николай Алексеевич, это были очень жесткие испытания, но зато могу вам сказать, что замечания по вашим пусковым установкам минимальны». Это потому что мы все недостатки выявили при проведении этих испытаний в 80-е годы. В итоге комплекс успешно прошел испытания и был принят с подтверждением абсолютно всех характеристик. И по стартовому комплексу не было ни одного предложения по корректировке технического задания (ТЗ).

А потом вышло постановление Совета Министров о разработке экспортного варианта «трехсотки». Мы получили ТЗ и разработали экспортный вариант, в котором все частотные характеристики аппаратуры были изменены, учитывая опыт боевого применения зенитных ракетных комплексов во Вьетнаме.

А теперь относительно разработки пусковых установок «четырёхсотого» комплекса – зенитного ракетного комплекса С-400 «Триумф». Эта работа была поручена КБСМ в 1985 г. Уже в 1985 г. был выпущен эскизный проект. В 1986 г. документация по пусковым установкам «четырёхсотого» комплекса была разработана. В 1985 г. я несколько раз встречался по вопросам «четырёхсотого» комплекса с генеральным конструктором Петром Дмитриевичем Грушиным. Он объяснил мне, за счет чего в этом комплексе для того вида ракет, который появился впервые, смогли достичь дальности 400 км, – за счет использования баллистической траектории ракеты. Петр Дмитриевич сказал, что, естественно, возникают трудности с этим комплексом – ракета, после того как возвращается из космоса, должна получить целеуказание. Работы по пусковым установкам «четырёхсотого» комплекса продолжаются и в настоящее время в конструкторском комплексе № 7 под руководством Пантелеева Алексея Васильевича...»

Выдающимся достижением в области ракетной техники являются зенитные ракетные системы ряда С-300П войск ПВО, надежно защищающие мирное небо страны. Их мировое признание во многом определяется техническим совершенством разработанных в КБСМ самоходных пусковых установок, у истоков создания которых стоял главный конструктор А.Ф. Уткин. Значительный вклад в создание самоходных пусковых установок систем ряда С-300П внес заместитель главного конструктора А. Ф. Уткина и его преемник Н. А. Трофимов.

Велика роль талантливых конструкторов конструкторских комплексов КБСМ в создании первоклассных самоходных пусковых установок зенитных ракетных систем ряда С-300П и С-400 «Триумф» под руководством главных конструкторов А. Ф. Уткина, Н. А. Трофимова, В.

А. Самойлова, А. В. Пантелеева и С. А. Яковлева – выпускников Ленинградского военно-механического института.



Пусковая установка 5П85СМ на самоходном шасси
МАЗ-547 зенитной ракетной системы
С-300ПМ



Пуск ракет зенитной системой С-300П



Система ПВО «Фаворит» семейства
ЗРС С-300П



Заряжающая машина зенитной ракетной
Системы С-400 «Триумф»

Библиографический список

1. От артиллерийских систем до стартовых комплексов. СПб: Конструкторское бюро специального машиностроения. 2002.
2. Кудрявцев С. И. Сила Военмеха. СПб: Аграф+, 2017.

УДК 629.78 (091)

О НАГРАДАХ И РЕГИСТРАЦИИ РЕКОРДОВ, УСТАНОВЛЕННЫХ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА ЮРИЯ ГАГАРИНА

В. Н. Куприянов

*Секции истории космонавтики и ракетной техники
СЗМОО Федерация космонавтики России*

В ознаменование заслуг Юрия Алексеевича Гагарина за осуществление первого в мире полета в космос ему было присвоено звание Героя Советского Союза с вручением ордена Ленина и медали «Золотая Звезда», при этом было принято решение о сооружении ему памятни-

ка в Москве. Решение беспрецедентное – памятники при жизни в СССР ставили только лицам, ставшими дважды Героями Советского Союза, и только на родине Героя. Медаль «Золотая Звезда» с номером 11175 была вручена Ю.А. Гагарину 14 апреля 1961 г. в Кремле.

Скульптуру, установленную в соответствии с этим указом, исполнял скульптор, лауреат Ленинской премии Лев Кербель. Он оставил свои воспоминания об этом: «Я вылепил несколько портретов Юрия Гагарина. Один из них установлен в аллее Космонавтов в Москве. Я знал и любил этого человека... Гагарин был очень прост в общении, отличный, веселый, умный, добрый, с глубоким чувством прекрасного. Мне представляется символом и олицетворением современного советского человека, собранием всего лучшего, что есть в нашем народе. Мне кажется, что в Юрии Гагарине воплотилась и выразилась наша эпоха. История нашей Отчизны с ее всегдашней устремленностью вперед» [1].



Рис. 01. Указ об утверждении Положения о знаке «Летчик-космонавт СССР», Положение и описание знака. Источник: Красная звезда, 1961, 12 мая, № 111 (11411)



Рис. 2. Нагрудный знак «Летчик-космонавт СССР»

Это государственные награды. К их числу можно отнести и знак «Летчик-космонавт СССР». Указы об учреждении и награждении этим знаком Юрия Гагарина были опубликованы одновременно с Указом о присвоении ему звания Герой Советского Союза [2].

Описание знака «Летчик-космонавт СССР» появилось в печати 12 мая 1961 г. [3]. При этом было опубликован Указ Президиума Верховного Совета СССР об утверждении Положения о звании «Летчик-космонавт СССР» и описание нагрудного знака, при этом дан рисунок нагрудного знака. Знак был сложным в изготовлении, кроме этого Ю. А. Гагарин был задействован в различных встречах и визитах. Поэтому вручение знака ему состоялось только в августе 1961 г., в день, когда встречали в Москве Г. С. Титова. Вручал ему этот знак, как и орден Ленина, и медаль «Золотая Звезда», председатель Президиума Верховного Совета СССР Леонид Ильич Брежнев. На трибуне Мавзолея Юрий Гагарин был уже с этим знаком.



Рис. 3. Председатель Президиума Верховного Совета СССР Л. И. Брежнев вручает Ю.А. Гагарину знак «Летчик-космонавт СССР». 9 августа 1961 года. Фото И. Филатова. Источник: Огонек, 1971, 10 апреля, № 15 (2284), с. 11



Рис. 4. Ю. А. Гагарин и Г. С. Титов на трибуне Мавзолея. 09 августа 1961 года. Фото из архива ИТАР-ТАСС. Источник: Василий Песков. С Юрием Гагариним. М.: ИД «Комсомольская правда», 2014. С. 124

В этих заметках нам хотелось бы рассказать о том, какие еще награды получил Юрий Алексеевич Гагарин. И об обстоятельствах, сопровождавших эти награждения.

О наградах ДОСААФ

Одной из первых встреч с общественностью стала встреча с членами ДОСААФ (Добровольное Общество Содействия Армии, Aviации и Флоту).

Юрий Гагарин считал себя воспитанником этой организации, свой путь в небо он начал в аэроклубе ДОСААФ. Сообщение о встрече, состоявшейся 5 мая 1961 года в Центральном аэроклубе им. В.П. Чкалова, появилось в газете «Советский патриот» на первой полосе [4]. Сообщения об этой встрече публиковали и другие периодические издания [5, 6].

Во время этой встречи Ю. А. Гагарину председателем Центрального комитета ДОСААФ, дважды Героем Советского Союза генералом армии Дмитрием Даниловичем Лелюшенко были вручены: высшая награда Общества – «Почетный знак ДОСААФ СССР» – и присужден-

ные Ю. А. Гагарину Федерацией авиационного спорта СССР три медали за установление абсолютных космических рекордов – по высоте и продолжительности полета и по поднятию в небо *самого тяжелого корабля* (так в источнике – *К. В.*) [6]. Председатель Федерации радиоспорта, Герой Советского Союза, доктор географических наук Эрнст Теодорович Кренкель вручил Ю. А. Гагарину два диплома первой степени от ЦК ДОСААФ: за установление двух рекордов: осуществление первой в мире двусторонней радиосвязи «Космос – Земля» на коротких и ультракоротких волнах. Председатель Всесоюзной самолетной секции, заслуженный мастер спорта Яков Данилович Форостенко вручил первому космонавту модель самолета «Як-18» с опознавательным знаком «06» – на нем Ю. А. Гагарин совершал свои первые полеты в Саратовском аэроклубе.⁶



Рис. 5. Почетный знак ДОСААФ СССР.

Источник: <http://www.allfaler.ru/vedomstvennye-i-otraslevye-nagrady-sssr/obshchestvennye-organizatsii-sssr/dosaaf-sssr/honour-dosaaf>



Рис. 6. Медаль Федерации авиационного спорта за рекордное достижение.

По-видимому, именно такие медали были вручены Ю. А. Гагарину за его рекорды. Источник: <https://yandex.ru/images/search?text=%D0...%8B&stypе=image&lr=2&source=wiz>

Председатель городского комитета ДОСААФ Москвы А. Я. Сергеев вручил Ю. А. Гагарину модель реактивного самолета, изготовленную умелыми строителями «малой авиации». Наконец, заместитель председателя ЦК ДОСААФ, председатель оргкомитета Всесоюзной спартакиады по техническим видам спорта С. С. Шатилов вручил Ю. А. Гагарину грамоту №1 Всесоюзной спартакиады по техническим видам спорта [7].

Гагарина приветствовала и старейшая планеристка страны М. К. Раценская.⁷

⁶ – при изготовлении модели была допущена малая неточность: номер на борту следовало поставить «6», а не «06».

⁷ – *Маргарита Карловна Раценская* (1913 – 2005) – заслуженный мастер спорта, старейшая планеристка Советского Союза, жена летчика-испытателя С. Н. Анохина [8].

Вручение знаков ВВС

Следует упомянуть о присвоении Ю. А. Гагарину звания военного летчика первого класса. 15 апреля 1961 г. Главнокомандующий Военно-Воздушными Силами Главный маршал авиации К. А. Вершинин принял летчика-космонавта майора Юрия Гагарина.



Рис. 7. Герой Советского Союза Эрнст Кренкель вручает диплом Юрию Гагарину. Фото А. Золотарева. Источник: Юрий Гагарин у спортсменов-авиаторов // Московский комсомолец, 1961, 06 мая, № 88(7088)

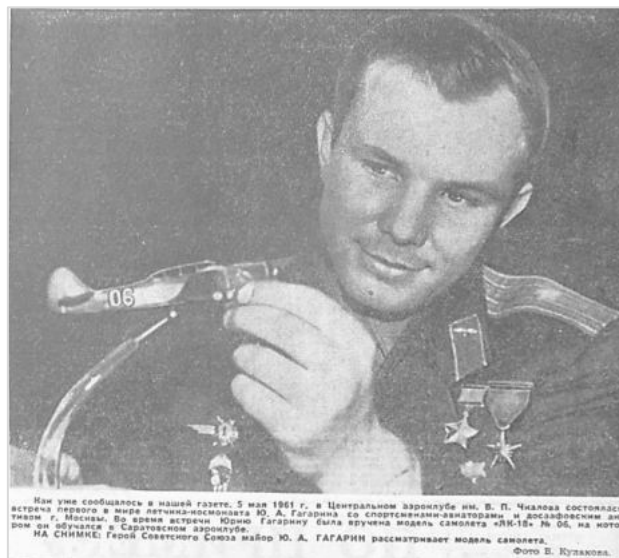


Рис. 8. Юрий Гагарин рассматривает модель самолета, подаренную ему на встрече со спортсменами-авиаторами и активистами ДОСААФ г. Москвы. Автор фото: В. Кулаков. Источник: Встреча в Центральном аэроклубе В. П. Чкалова // Советский патриот, 1961, 10 мая, №38 (2469)

Во время приема был объявлен приказ о присвоении Ю. А. Гагарину звания военного летчика первого класса. Понятно, это имело символическое значение, так как до космического полета с учетом его летной квалификации, он имел только третий класс.



Рис. 9. Главком ВВС К.А. Вершинин беседует с Ю.А. Гагариным. Фото Г. Шутова.
Источник: Красная звезда, 1961, 16 апреля, № 91 (11391)



Рис. 10. Знак классности летчика ВВС СССР.
Источник: <https://yandex.ru/images/images/search?pos=19&img.url>

Герою-космонавту вручили памятные подарки и приветственные адреса.

В душевной беседе К.А. Вершинин посоветовался с Юрием Гагариным о том, как может выглядеть специальный нагрудный знак, который будут носить авиаторы, удостоенные учрежденного Указом Президиума Верховного Совета СССР звания «Летчик-космонавт СССР».

Ю. А. Гагарин, поблагодарив командование Военно-Воздушных Сил за теплый прием, снял со своей руки штурманские часы, побывавшие с ним в космосе, и, обращаясь к К. А. Вершинину, сказал:

– *Позвольте мне, Главный маршал авиации, подарить эти часы вам от меня и моих товарищей летчиков.*

– *Это очень дорогой подарок,* – сказал К.А. Вершинин [9].



Рис. 11. Часы «Штурманские»⁸.

Источник: Источник: <https://watchalfavit.ru/articles/sovetskie-chasy/>

Чуть погодя, 11 мая 1961 г., в печати появились сообщения об учреждении Министром обороны СССР нагрудного знака «Летчик-космонавт». Этот нагрудный знак вручался летному составу с объявлением приказа главнокомандующего Военно-Воздушных сил о назначении на должность летчика-космонавта.

Нагрудный знак представляет собой развернутые крылья золотистого цвета, состоящие из пяти перьев. В центре знака расположено изображение земного шара, обрамленного колосьями на фоне развернутого красного знамени. Около древка расположена пятиконечная звезда, а в центре знамени – летящий космический корабль, за которым простирается шлейф. Земной шар опоясан золотистой орбитой со спутником на ней.

В нижней части знака прикреплен накладной фигурный щит, на котором расположена цифра, обозначающая число полетов в космос и выполненная из красной эмали⁹ [13].

Позже, уже в 1963 г., появилось сообщение о новом нагрудном знаке «Летчик-космонавт», где на накладном щите другой формы указывался 1-ый, 2-ой, 3-ий класс. Еще одним отличием было то, что на земном шаре появилось изображение территории Советского Союза с надписью «СССР», выполненной золотистым цветом. Была изменена и форма накладного щита, где размещались цифры, указывающие класс летчика-космонавта.

Третий класс присваивался приказом Главнокомандующего ВВС за один полет, второй – Приказом Министра Обороны СССР, первый за два и три полета соответственно¹⁰ [15].

⁸ – Часы Юрия Гагарина были изготовлены на 1-м часовом заводе. [10] Это был один из первых часовых заводов, построенных в СССР. Первый Московский часовой завод с 16 декабря 1935 г. стал носить имя Сергея Мироновича Кирова [11]. Механизм часов «Штурманские», сопровождавших Юрия Гагарина при первом полете в космос, был противоударным, имел запас хода двое суток и функцию остановки секундной стрелки. Их производство началось в 1949 г. специально для Военно-Воздушных сил, в открытую продажу они никогда не поступали [12].

⁹ – Этот знак был учрежден Приказом Министра обороны СССР Маршала Советского Союза Р. Я. Малиновского № 85 от 24 апреля 1961 г. [14].

¹⁰ – Введен Приказом Министра обороны СССР № 45 от 21 февраля 1963 года. Сейчас в Интернете легко можно найти изображение нагрудного знака «Летчик-космонавт» в версии 1963 г. [14].



Рис. 12. Описание и изображение нагрудного знака «Летчик-космонавт». Версия 1961 г.
Источник: Красная звезда, 1961, 11 мая, № 110 (11410)



Рис. 13. Описание и изображение нагрудного знака «Летчик-космонавт». Версия 1963 г.
Источник: Красная звезда, 1963, 03 марта, № 53 (11963)

О рекордах, установленных в ходе полета и наградах Международной авиационной федерации (ФАИ)

28 мая 1961 г. в газетах СССР прошли сообщения о регистрации рекордов, установленных в полете Юрия Гагарина, в нашей стране. Вот текст этого сообщения: «Авиационная

спортивная комиссия Центрального аэроклуба СССР имени В. П. Чкалова, рассмотрев все документы и материалы о полете Юрия Гагарина в космическое пространство, утвердила в качестве абсолютных рекордов СССР: продолжительность полета корабля-спутника «Восток» – 108 минут; максимальную высоту полета – 327 километров и подъем максимального веса – 4 тысячи 725 килограммов – веса космического корабля «Восток» на орбиту вокруг Земли.

Материалы о рекордных полетах (так в тексте – К. В.) Гагарина будут направлены в Международную авиационную федерацию для утверждения их в качестве абсолютных мировых рекордов» [16].

Позже в печати сообщалось уже о рассмотрении этого вопроса в Международной авиационной федерации (ФАИ). Но обо всем по порядку.

Сразу после полета, 13 апреля 1961 г., появилось сообщение о направлении телеграммы в адрес ФАИ с сообщением о совершенном полете в космос. Телеграмма, отправленная в ФАИ, дается в изложении. Важным представляется отметить заключительную фразу этой публикации: «Подробности этого полета для утверждения его в качестве абсолютного мирового рекорда по полетам человека в космическое пространство будут сообщены ФАИ дополнительно» [17].

Вскоре появилась информация: «Генеральный директор Международной авиационной федерации (ФАИ) г-н Гильман (так в источнике, позже всегда писали «Гиллман» – К. В.) любезно передал вчера из Парижа редакции «Советской России» следующие строки для опубликования в газете:

– Мы получили краткую телеграмму из Москвы от Центрального аэроклуба СССР имени Валерия Чкалова о полете Юрия Гагарина в космос. Я и мои коллеги счастливы поздравить от имени ФАИ первого в мире космонавта. Мы с нетерпением ждем всех подробностей с тем, чтобы утвердить полет Юрия Гагарина как абсолютный мировой рекорд.

Я рад сообщить, что Юрий Гагарин получит золотую медаль, которую наша Международная федерация утвердила за абсолютные рекорды. Мы будем счастливы приветствовать и принять у себя в ФАИ в качестве почетного гостя героя нашей планеты – Юрия Гагарина [18].

По-видимому, в этом тексте шла речь о возможном награждении медалью Де ля Во, обычно вручаемую за абсолютные мировые рекорды. В итоге такой медалью Ю. А. Гагарин и был награжден, но это случилось только в 1962 г., когда ФАИ наградила Ю. А. Гагарина и Г. С. Титова за рекорды, установленные в их полетах медалями Де ля Во [19].

29 мая 1961 г. в Париже открылось заседание авиационно-спортивной комиссии Международной авиационной федерации (ФАИ) [20].

30 мая 1961 г. представитель Центрального аэроклуба им. В. П. Чкалова А. И. Татьянченко вручил президенту Международной авиационной федерации (ФАИ) Жаку Аллезу отчет о рекордных полетах (так в тексте – К. В.) в космическое пространство летчика-космонавта СССР, Героя Советского Союза Юрия Алексеевича Гагарина, совершенного 12 апреля 1961 г. [21].

В этом сообщении впервые указан ряд сведений, которые до этого не публиковались в открытой печати.

Место запуска – космодром Байконур с указанием его координат с точностью до градуса -47 градусов северной широты, 65 градусов Восточной долготы (Западная Сибирь).

Место посадки – деревня Смеловка, Терновского района, Саратовской области.

Число двигателей ракеты-носителя – шесть.

Мощность этих двигателей – 20 000 000 лошадиных сил.

Сообщение было опубликовано во всех центральных и региональных изданиях [21, 22, 23].

Здесь необходимо сделать некоторые пояснения. Перечень сообщаемых сведений обсуждался очень тщательно. Главным было не сообщать секретные сведения, раскрывающие реальные параметры используемого для выведения космического корабля носителя.

Точно так же речь шла и о месте запуска космического корабля.

В 2011 г. достоянием общественности стали несколько документов, бывшие до этого секретными и недоступными для научного сообщества.

Речь идет о двух записках от 16 мая 1961 г. и 22 мая 1961 г. и Постановлении Президиума ЦК КПСС от 24 мая 1961 г.

Первая записка подготовлена Д. Устиновым, К. Рудневым, М. Захаровым и М. Келдышем. По существу, это докладная записка, направленная в ЦК КПСС с перечислением ряда решений, принятых для обеспечения регистрации рекордов, установленных при полете в космос Ю. А. Гагарина.

Необходимо пояснить положение лиц, подписавших этот документ.

М. В. Келдыш на момент исполнения документа был вице-президентом АН СССР, 19 мая 1961 г. состоялось общее собрание АН СССР, на котором он был избран Президентом АН СССР [24].

Д. Ф. Устинов – Заместитель Председателя Совета Министров СССР; *К. Н. Руднев* – председатель Госкомитета Совета Министров СССР по оборонной технике – министр СССР, напомним, при этом он был председателем Государственной комиссии при пуске космического корабля «Восток»; *М. В. Захаров* – начальник Генштаба Вооруженных Сил СССР – первый заместитель министра обороны СССР (см. соответственно [25, с. 717; с. 713; с. 705]).

«В соответствии с предварительными «Правилами регистрации космических рекордов» Международной авиационной федерации (ФАИ) в течение суток в ФАИ была послана подтверждающая телеграмма за подписью спортивных комиссаров Центрального аэроклуба им. Чкалова т.т. Борисенко И. Г. и Плаксина В. А.» (Борисенко Игорь Григорьевич; Плаксин Владимир Алексеевич – *К. В.*), см. [26] в [25, с. 391].

Об этой телеграмме, приводившейся в изложении, мы уже рассказали, ссылаясь на газету «Комсомольская правда» от 13 апреля 1961 г. [17].

«В настоящее время подготовлены подробные материалы для регистрации установленных рекордов в соответствии с предварительными «Правилами регистрации космических рекордов» ФАИ. Материалы должны быть представлены в ФАИ в течение 2 месяцев с момента установления рекорда» [26].

Далее в записке указаны сведения, предназначенные для публикации в открытой печати. Мы их привели с отсылкой на публикацию в массовых изданиях [21; 22; 23].

Затем читаем в записке: *«...с целью обеспечения невозможности раскрытия тактико-технических данных ракеты-носителя и корабля-спутника «Восток» в них указаны дезинформирующие данные:*

- 1. Точка старта смещена вперед, по директриссе стрельбы в район г. Байконур приблизительно на 300 км. В этой точке имеется бетонная стартовая площадка, с которой проводились пуски ракет Р-5 для отработки системы ПРО.*

- 2. Число двигателей ракеты-носителя указано равным 6, вместо 5 основных и 12 рулевых на I и II ступенях и одного на III ступени.*

- 3. В требованиях об указании тяги или мощности двигателей ракеты-носителя вместо суммарной тяги указана мощность, равная 20 млн. л. с., которая не позволяет вычислить фактическую тягу, так как не указывается скорость полета, при которой произведен расчет мощности, и число ступеней ракеты-носителя».*

При этом прикладывались материалы, подготовленные для представления в ФАИ (при публикации записки не приводятся) [26].

Эти данные содержались в документах, переданных в ФАИ. В отечественной печати впервые они опубликованы в книге И. Г. Борисенко, вышедшей в 1965 г.: Карточка общих сведений; Акт о производстве взвешивания космического корабля-спутника «Восток»; Акт о старте ракеты с космическим кораблем-спутником «Восток»; Акт о приземлении корабля-спутника «Восток»; Акт об определении продолжительности полета космического корабля-спутника «Восток» с летчиком-космонавтом ГАГАРИНЫМ (так в документе – *К. В.*) Юрием Алексеевичем 12 апреля 1961 г.; Акт об определении максимальной высоты полета космического корабля-спутника «Восток» с летчиком-космонавтом ГАГАРИНЫМ (так в документе – *К. В.*) Юрием Алексеевичем 12 апреля 1961 г.; (К.В. – при изготовлении этих документов на

листах, где размещены заголовки, имеется строка со словами «ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОКЛУБ СССР им. В. П. Чкалова); Результаты обработки данных орбитальных измерений при полете космического корабля-спутника «Восток» 12 апреля 1961 г. (на первом листе этого документа имеется надпись, выполненная в две строки – КООРДИНАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЦЕНТР «МОСКВА – КОСМОС» – К. В.); Методика определения элементов орбиты космического корабля-спутника «Восток»; ОТЧЕТ (так в документе – К. В.) об устройстве космического корабля-спутника «Восток» и его специальном оборудовании; Доклад летчика-космонавта майора ГАГАРИНА (так в документе – К. В.) Юрия Алексеевича о полете на космическом корабле-спутнике «Восток» 12 апреля 1961 года [27].

Следует отметить, что «дезинформационные» данные при рассмотрении с позиций сегодняшнего дня выглядят несколько иначе, чем в момент их разработки.

«Место старта» – из них наиболее существенное с точки зрения отклонения от истины.

Число двигателей – без учета рулевых – соответствует действительности. Рулевые двигатели, кроме обеспечения устойчивости при выведении на орбиту ИСЗ, улучшали точностные характеристики ракеты-носителя при боевом использовании.

Число ступеней ракеты-носителя, выведившей в космос Ю.А. Гагарина, перестало быть тайной уже осенью 1961 г., когда стали обсуждать новую третью программу партии.

А мощность двигателей соответствовала действительности.

Наиболее интересно последнее предложение этой записки. Направить в ФАИ для представления материалов Рязанова Е. Ф. (Рязанов Евгений Федорович, начальника отдела ОКБ-1 – К. В.).

Теперь мы знаем, что в его отделе находились два сектора, начальником одного из них был К. П. Феоктистов.

Как оказалось, это выясняется из второй записки, которую подготовил И. Сербин, вместо Рязанова было предложено отправить для переговоров на заседании ФАИ заведующего отделом Отделения прикладной математики Академии наук СССР т. Скуридина Г.А.

Аргументом служила особая осведомленность Рязанова Е. Ф., как носителя государственных секретов [28]. Сербин Иван Дмитриевич – в то время заведующий Отделом оборонной промышленности ЦК КПСС [25, с. 714].

Эта аргументация была принята и в Постановлении Президиума ЦК КПСС «О регистрации мировых рекордов, установленных летчиком-космонавтом майором Гагариным Ю.А.» для переговоров на заседании ФАИ рекомендовали отправить заведующего отделом Отделения прикладной математики Академии наук СССР т. Скуридина Г. А. [29].

В мемуарной литературе все это впоследствии нашло отражение.

Представитель Центрального аэроклуба им. В.П. Чкалова А. И. Татьянченко по поручению клуба на открытом заседании авиационно-спортивной комиссии вручил президенту Международной авиационной федерации (ФАИ) Жаку Аллезу отчет о рекордном полете в космическое пространство летчика-космонавта СССР, Героя Советского Союза Юрия Алексеевича Гагарина, совершенного 12 апреля 1961 года.

...Президент Международной авиационной федерации (ФАИ) Жак Аллез выразил благодарность Центральному аэроклубу им. В.П. Чкалова за отчет о рекордах, установленных советским летчиком-космонавтом Юрием Гагариным, и поздравил от имени ФАИ советский народ с этим выдающимся достижением науки и авиации. Члены авиационно-спортивной комиссии ФАИ встретили это сообщение бурными аплодисментами.

При вручении отчета о рекордах Юрия Гагарина присутствовал помощник военно-воздушного атташе при посольстве СССР Герой Советского Союза полковник А. И. Лебедев [20; 30].

Несколько слов об этом человеке. Выпускник Энгельсской военной авиационной школы, которую окончил в 1941 году, на фронт попал осенью 1942 г. после переподготовки на штурмовик Ил-2. В январе 1945 г. гвардии капитан Лебедев Алексей Иванович был представлен к награждению на звание Героя Советского Союза. По Указу Верховного Совета СССР от 15

мая 1946 г. был удостоен этого высокого звания. К этому времени он уже успел принять участие в боях на Дальнем Востоке, где майором командовал авиационным полком. В 1949 г. окончил Военно-воздушную академию, командовал штурмовым авиаполком, затем – старший инспектор-летчик Управления боевой подготовки ВВС. В 1951 г. был приглашен на работу в Главное разведывательное управление Генерального штаба и отправлен на учебу. В 1955 г. окончил Военно-Дипломатическую академию. С 1955 г. – военно-воздушный атташе при Посольстве СССР во Франции. В дальнейшем работал военным-атташе во Вьетнаме (1965 – 1968), после 1968 г. – работа в Алжире и Франции, был начальником факультета Военно-Дипломатической академии, с 1975 г. – военный атташе в ГДР, с 1979 г. генерал-майор Лебедев А. И. – в запасе. Ушел из жизни на 76 году в Москве [31].

... Вслед за этим руководству авиационно-спортивной комиссии ФАИ был представлен отчет о полете по баллистической траектории американского летчика Алана Шепарда, совершенном 5 мая 1961 года с мыса Канаверал (шт. Флорида) в сторону Атлантического океана... [20]

Авиационно-спортивная комиссия по предложению нашей делегации приняла решение о созыве специального заседания астронавтической комиссии ФАИ, которая в июле 1961 г. должна рассмотреть представленные отчеты о космических полетах и дать свои рекомендации ФАИ по вопросу утверждения этих достижений в качестве мировых абсолютных рекордов полетов в космическом пространстве.

Предполагалось, что Астронавтическая комиссия рассмотрит также поступившие в ФАИ от ряда национальных авиационно-спортивных объединений предложения относительно дополнений и изменений, выработанных в прошлом году в Барселоне правил регистрации таких рекордов.

Одновременно (только 6 июня 1961 г. – *К. В.*) было принято решение о награждении большой Золотой медалью 1961 г. первого в мире космонавта Героя Советского Союза Юрия Алексеевича Гагарина.

Эта награда была учреждена в 1924 г. Ежегодно вручается только одному человеку за особо крупный вклад в развитие авиации и космонавтики.

...В соответствии с Уставом ФАИ Золотая медаль предполагалась быть врученной советскому космонавту на торжественном заседании предстоящей в октябре 1961 г. 54-ой Генеральной конференции.

...В числе награжденных медалью Де ля Во были Борис Михайлович Адрианов за абсолютный мировой рекорд скорости (2099 км/ в час) в полете по замкнутому маршруту, установленном 28.05.1960 г. и Константин Константинович Коккинаки за рекорд скорости в 2146,66 км/ в час, установленным им 16.09.1960 г.

Советский спортсмен планерист М. Веретенников, старейший советский парашютист А. Белоусов, чемпион СССР и вертолетного спорта А. Луценко были награждены почетным дипломом Поля Тиссандье [20].

Относительно награждения Юрия Гагарина Большой золотой медалью ФАИ при всей очевидности такого решения необходимо рассказать некоторые подробности того, как все происходило.

Решение о награждении Юрия Гагарина этой высокой наградой было принято только 6 июня на заседании административного совета Международной авиационной федерации (ФАИ), на котором рассматривался вопрос о награждении медалями и дипломами выдающихся авиационных деятелей и спортсменов-летчиков, кандидатуры которых были представлены национальными аэроклубами.

Кандидатами на получение высшей награды ФАИ – Золотой медали – в 1961 году стали первый в мире летчик-космонавт Герой Советского Союза майор Юрий Алексеевич Гагарин, известный американский авиационный деятель Теодор фон Карман и французский летчик-испытатель Рене Биган.



Рис. 14. Большая золотая медаль ФАИ

После обсуждения предложенных кандидатур административный совет ФАИ **единогласно** (выделено нами – *К. В.*) решил присудить Золотую медаль Ю. А. Гагарину.

Высшей награды в области планеризма удостоена известная польская планеристка рекорсменка П. Мажевская [32].

Читая биографию Теодора фон Кармана, можно узнать о его заслугах перед мировой наукой. Они значительны и бесспорны. При этом его называют американским ученым. Он был главным теоретиком и консультантом правительства США по вопросам освоения космоса. Он являлся Председателем и создателем Астронавтической федерации. Это верно, но свой жизненный путь он начинал в Австро-Венгрии.

Когда в Барселоне 4 октября 1957 г. открылась очередная ассамблея МАФ, наша делегация в составе академика Л. И. Седова, Л. В. Курносовой и А. Г. Масевич и сотрудника иностранного отдела АН СССР прибыла в Париж, так как в то время у СССР не было дипломатических отношений с Испанией. Однако, как только стало известно о запуске нашего спутника, испанская виза была мгновенно получена, и делегация прибыла на ассамблею. Возглавлявший в то время Ассамблею Теодор фон Карман в официальном приветствии при открытии ассамблеи горячо поздравил нашу делегацию с этим успехом. Однако во время приема случился инцидент. Т. фон Карман на приеме посадил во главе стола рядом с собой академика Седова и Масевич. Кто-то из присутствующих в шутку поздравил американца с проигрышем в освоении космоса, учитывая то, что первый спутник запустил Советский Союз. И тут фон Карман «взорвался» и стал громко говорить о том, что в России не могли достичь таких успехов, все это непонятно, он знает эту страну, там нет никакого порядка, ничего не делается вовремя. Масевич, зная английский, попыталась успокоить соседа, но это только еще больше распалило его. Он начал рассказывать, как он жил в нашей стране и не мог вернуться в Венгрию, и как это ему удалось под видом доктора венгерской делегации, приехавшей для переговоров в Москву. *«Вот такие ротозеи даже на границе, – говорил он. – Ничего не могут сделать, никогда не соблюдают согласованные сроки»*. Т. фон Карман говорил громко, его слышали многие вокруг, но никто не пришел на выручку Масевич. Когда появилась небольшая пауза, то Масевич тоже громко и четко сказала, что Спутник-то успели допустить к сроку, к самому началу Ассамблеи. Многие заплодировали. После этого фон Карман как-то сник, выпил еще один бокал вина, и его увели. На следующий день он извинялся перед Маса-

вич и перед советской делегацией за свое поведение, и в знак примирения торжественно вручил Масевич шляпку «Спутник», специально выпущенную из Лондона. Шляпка была темно-красная из бархата, полукруглая с четырьмя антеннами. Так закончился этот инцидент, но даже после этого фон Карман несколько раз благодарил Масевич, за то, что она замяла его неадекватное поведение [33].

Можно только представить, как реагировал фон Карман, узнав решение ФАИ.

Завершая этот эпизод с награждением Юрия Гагарина Большой Золотой медалью ФАИ, следует отметить вместе с тем, что, в книге «Первые рекорды в космосе», изданной первым изданием в 1965 г., И. Г. Борисенко написал: *«На заседании 54 Генеральной конференции ФАИ, которая проходила в Монте-Карло 19 октября 1961 года, представители авиационных федераций, ассоциаций и клубов 31 страны решили наградить первого в мире летчика-космонавта Юрия Алексеевича Гагарина Большой золотой медалью. Здесь же под бурные аплодисменты всех делегатов награда была вручена главе Советской делегации В. К. Коккинаки для передачи ее Ю. А. Гагарину»* [27, с. 51 – 52].

Сообщала об этом и периодическая печать. В газете «Вечерняя Москва» была размещена информация ТАСС, даем ее в изложении: *«19 октября 1961 года (ТАСС)*

В Монте-Карло (Столица княжества Монако) на 54 генеральной конференции Международной авиационной федерации (ФАИ), в работе которой принимают участие представители 31 страны, Советскую делегацию возглавляет В. К. Коккинаки

Большой золотой медалью награжден Ю. А. Гагарин, для вручения ему медали ее передали В. К. Коккинаки» [34].

По-видимому, решение, принятое административным советом ФАИ **единогласно** (выделено нами – К. В.), напомним, 6 июня 1961 г., требовалось утвердить на заседании 54 Генеральной конференции ФАИ, что и было сделано в октябре 1961 г.

Регистрация рекордов в ФАИ

А вот для регистрации рекордов, установленных в космическом полете Юрия Гагарина потребовалось время.

Дело в том, что в октябре 1960 г. 53-я генеральная конференция ФАИ, состоявшаяся в Барселоне, Испания, приняла решение о признании и регистрации в качестве абсолютных мировых рекордов полета человека в космическое пространство следующие достижения: продолжительность полета, максимальная высота в неорбитальном (баллистическом полете), максимальная высота в орбитальном полете (полете вокруг Земли), максимальная масса (вес) космического корабля, поднятого на высоту 100 и более километров от Земли.

Кроме того было определено относить к авиационным рекордам результаты, установленные в полетах на высоте не более 100 км, полеты выше 100 км – регистрировать как космические рекорды.

Там же было оговорено, что рекордом могут считаться только те полеты, когда космонавт или экипаж после максимального результата благополучно возвратится на Землю. Вопреки первоначально предлагавшемуся проекту США, где рекорд регистрировался и в случае гибели пилота (экипажа).

Для того, чтобы рекорды, установленные в космическом пространстве на космическом корабле, были официально признаны и зарегистрированы, необходимо после полета представить на утверждение ФАИ Дело о рекордном полете [35, 36].

Не исключено, что для разрешения некоторых спорных моментов, которые могли возникнуть при регистрации рекордов, установленных в первом полете в космос, Президент Международной авиационной федерации (ФАИ) Жак Аллез приехал в СССР.

Формальным поводом стало приглашение Центрального аэроклуба СССР имени В. П. Чкалова, направленное Жаку Аллезу, посетить Москву с визитом. Визит состоялся в июле 1961 г., он продолжался шесть дней. За это время Жак Аллез посетил Центральный аэроклуб

СССР имени В. П. Чкалова, Дом авиации им. М. В. Фрунзе, Павильон Академии наук СССР на ВДНХ, музеи «Архангельское», «Останкино» и другие, а также побывал в г. Сумы, где присутствовал на Всесоюзных соревнованиях по планерному спорту.

Президент ФАИ ознакомился с деятельностью Центрального аэроклуба и Федерации авиационного спорта СССР, с работой спортивных секций, в частности, с планерной, самолетной, парашютной, вертолетной, беседовал с руководителями Федерации авиационного спорта и многими авиационными спортсменами, рекордсменами страны и мира. В Доме авиации Жак Аллез осмотрел экспозиции, посвященные развитию самолетостроения и авиации, и дал им высокую оценку.

Президенту ФАИ был показан новый документальный фильм «Первый рейс к звездам», рассказывающий о первом в мире полете в космос советского летчика-космонавта Юрия Гагарина. В павильоне Академии наук на ВДНХ Жак Аллез ознакомился с экспонатами, рассказывающими о последовательной подготовке в Советском Союзе полета человека в космос.

17 июля Жак Аллез встретился с летчиком-космонавтом Ю.А. Гагариным, председателем Федерации авиационного спорта СССР В. К. Коккинаки и начальником аэроклуба СССР Александром Филипповичем Коссом. Встреча прошла в дружеской, сердечной обстановке.



Рис. 15. Юрий Гагарин и президент ФАИ Жак Аллез. Фото Г. Римского.

Источник: «У советской молодежи – большой спортивный задор». Впечатления президента ФАИ Ж. Аллеза о пребывании в СССР // Советский патриот, 1961, 19 июля, № 58 (2489)

В беседе с корреспондентом «Советского патриота» президент ФАИ Жак Аллез заявил: *«Пребывание в Советском Союзе и встреча с Юрием Гагариным – большое событие в моей жизни. Я безгранично доволен своей поездкой, которую смог осуществить по любезному приглашению Центрального аэроклуба. Я многое увидел, наблюдал всесоюзные соревнования планеристов. У молодежи СССР большой спортивный задор. Исключительно благоприятные условия, созданные в Советском Союзе для развития авиационного спорта, залог того, что советские спортсмены добьются новых больших успехов в завоевании рекордов. Исключительное впечатление на меня произвела организация всесоюзных планерных соревнований. Их размах и количество участников напоминают уровень международного чемпионата.*

В Сумах я посетил краеведческий музей, где осмотрел собрание картин выдающихся советских художников. Большое впечатление произвели на меня замечательный музей «Архангельское» под Москвой и музей «Останкино».

На днях, сказал Ж. Аллез, на астронавтическом комитете ФАИ мы будем решать вопросы, связанные с дальнейшим развитием авиационного спорта, в частности с полетами в космос. Я очень рад, что в решении этих вопросов будет принимать наш коллега председатель Федерации авиационного спорта СССР В. Коккинаки».

Эта информация сопровождалась фотографией, на которой Юрий Гагарин изображен вместе с Жаком Аллезом, по-видимому, во время дачи автографа [37].

А уже 20 июля 1961 г. в наших газетах появилась информация под заголовком «Рекорды Ю.А. Гагарина утверждены», например, в газете «Коммунист» Органе Саратовского обкома и горкома КПСС, областного и городского Советов депутатов трудящихся.

В ней сообщалось, что «Астронавтическая комиссия Международной авиационной федерации (ФАИ) утвердила в качестве абсолютных мировых рекордов достижение советского летчика-космонавта Героя Советского Союза Ю. А. Гагарина во время его космического полета 12 апреля 1961 года три достижения: продолжительность полета в космосе – 108 минут, максимальная высота (в апогее) – 327 километров, наибольшая масса (вес) космического корабля, поднятая в космическое пространство, - 4.725 килограммов» [38].

Более обстоятельно об этом говорилось в заметке в газете «Советский патриот», опубликованной в виде беседы с председателем Федерации авиационного спорта СССР В. К. Коккинаки.

«Авиационные спортсмены, – говорит В. К. Коккинаки, – наверное, уже знают, что в октябре прошлого года Международная авиационная федерация (ФАИ) по решению генеральной конференции создали специальную комиссию по астронавтике. На своем последнем заседании в Париже, в работе которого я участвовал, Астронавтическая комиссия рассмотрела представленный Центральным аэроклубом СССР имени В. П. Чкалова отчет о рекордных полетах в космическое пространство на корабле-спутнике «Восток» гражданина Советского Союза Ю.А. Гагарина и единогласно утвердила установленные им три мировых абсолютных рекорда в орбитальном полете вокруг Земли»...

Накопленный опыт запуска космических кораблей и ракет в космическое пространство позволил комиссии принять ряд существенных изменений и добавлений в эти правила. Комиссия решила в будущем регистрировать следующие четыре мировых абсолютных рекорда:

1. Продолжительность полета космического корабля (от взлета до посадки на Землю);
2. Высота, достигнутая над земной поверхностью;
3. Наибольшая масса, поднятая на высоту свыше ста километров (включая вес космонавта);
4. Дистанция полета.

Комиссия наметила программу своей работы по определению правил регистрации рекордов при будущих полетах человека на Луну, к планетам солнечной системы, а также вокруг планет.

В качестве международных (не абсолютных) рекордов комиссия согласилась регистрировать рекорды по категориям орбитальных и неорбитальных полетов на продолжительность, высоту, массу кораблей и пройденную дистанцию.

Было установлено, что для установления нового рекорда космонавт должен превзойти предыдущее достижение не менее чем на 10 % при орбитальном полете и на двадцать пять процентов при установлении рекорда на массу корабля в неорбитальном полете» [39].

Беседа с Председателем Федерации авиационного спорта происходила сразу после полета в космос Г. С. Титова, напомним, что он состоялся 06 – 07 августа 1961 г., поэтому в ней нашло отражение и это новое космическое достижение. Советский космонавт Герман Степанович Титов установил два новых абсолютных мировых рекорда по продолжительности полета в космосе – 25 часов 18 минут, и по дистанции (дальности) полета в космическом пространстве – более 700 000 километров.

В связи с этими рекордами Центральный аэроклуб СССР имени В. П. Чкалова направил в адрес генерального директора Международной авиационной федерации (ФАИ) Г. Р. Гиллмана телеграмму...[39].

14 ноября 1961 г. в Актовом зале МГУ им. М. В. Ломоносова вице-президент Международной авиационной федерации Герой Советского Союза В. К. Коккинаки в торжественной обстановке вручил Большую Золотую медаль первому космонавту мира Герою Советского Союза Ю. А. Гагарину, награжденному Международной авиационной федерации (ФАИ) за выдающийся подвиг в освоении космоса. Высшая награда Международной авиационной федерации (ФАИ) – Большая золотая медаль – выдается за наивысшее достижение в области авиационной науки и техники (напомним, медаль для вручения Ю. А. Гагарину В. К. Коккинаки получил в Монте-Карло 19 октября 1961 г.) [40].



Рис. 16. После вручения наград ФАИ 14 ноября 1961 г. Слева – направо: летчик-испытатель Борис Адрианов, Юрий Гагарин, летчик-испытатель Константин Коккинаки. Актовый зал МГУ им. М.В. Ломоносова. Фото Б. Антонова.

Источник: *Винокуров А.* Золотая медаль Юрия Гагарина // Крылья Родины, 1962, №2, с. 14

Верного сына коммунистической партии Ю. А. Гагарина горячо поздравили с высокой международной авиационной наградой ректор университета Иван Георгиевич Петровский, академик Анатолий Аркадьевич Благоврахов, мастер спорта СССР Алексей Андреевич Луценко и др. [41].

До этого Большую Золотую медаль в 1958 г. получил А. Н. Туполев, за свою выдающуюся конструкторскую деятельность. Он был первым представителем СССР, удостоенный этой высокой награды [42].

Золотые медали ФАИ были вручены летчикам Константину Константиновичу Коккинаки и Борису Михайловичу Адрианову за установление ими мировых рекордов скорости полета по замкнутому 100 км маршруту на одноместных реактивных самолетах. (За установленные ими рекорды летчикам вручили медали Де ла Во, учрежденные в 1925 году за установление рекордов, регистрируемых ФАИ – *К. В.*) [41].

Описание этой истории по материалам прессы 1961 г. нами сделано не случайно. Дело в том, что предпринимались попытки трактовать факт благополучного варианта возвращения

из космического полета, как возвращение в том же аппарате, на котором совершался полет в космос. Но в случае с кораблем «Восток», на котором совершались первые полеты наших космонавтов, штатным вариантом посадки было катапультирование космонавта вместе с креслом. А возвращение в кабине было запасным вариантом, в случае отказа системы катапультирования.

При этом живые существа при выполнении орбитальных полетов неоднократно возвращались на Землю, находясь внутри кабины корабля. Так было во время полета второго корабля-спутника – часть биологических объектов возвращалась в кабине корабля, все биологические объекты, включая собачек Шутка и Комета, во время аварийного пуска в декабре 1960 г., в пусках четвертого и пятого кораблей-спутников собачки Чернушка и Звездочка приземлялись в кабине корабля, а антропометрический манекен приземлялся на парашюте, как потом это делали все наши космонавты, летавшие по программе «Восток».

Однако довольно долгое время факт приземления Юрия Гагарина на парашюте отдельно от корабля замалчивался.

Например, в Докладе летчика-космонавта майора ГАГАРИНА (так в документе – К. В.) Юрия Алексеевича о полете на космическом корабле-спутнике «Восток» 12 апреля 1961 года, о посадке космического корабля было записано: *«Затем по программе полета в определенное время была дана команда на спуск. Была включена тормозная двигательная установка и взята та скорость, которая необходима для спуска корабля на Землю. Произошел спуск на Землю, который был предусмотрен программой полета, и я с радостью встретил на Земле наших родных советских людей. Приземление произошло в заданном районе»* [27, с. 113].

Доклад подписан Ю. Гагариным с датой 15 апреля 1961 г. При внимательном чтении этого текста мы не можем определить, находился ли космонавт в корабле в момент посадки. В тексте речь идет о процессе, **«предусмотренном программой полета»** (выделено нами – К. В.)

Во время пресс-конференции Юрию Гагарину задавалось много вопросов. Часть вопросов и ответов в отчете о пресс-конференции приводились дословно. Некоторые вопросы и ответы на них в отчете приводятся в изложении. Вот фрагмент, касающийся приземления космонавта.

«Четко, непринужденно, остроумно отвечал на вопросы сам космонавт. Он сообщил, что техника приземления в Советском Союзе отработывалась в различных вариантах, в том числе – парашютном. В данном полете была осуществлена следующая система: пилот находился в кабине, спуск прошел успешно и показал высокую эффективность всех систем приземления» [43, 44].

Хотя в рассказе о возвращении космонавта на Землю в газете «Комсомольская правда» от 14 апреля 1961 г. проскользнул факт приземления на парашюте. Эта заметка называлась «Приземление», подписанная Давидом Иосифовичем Новоплянским.

Это был опытный журналист, участник Великой Отечественной войны, работавший в «Комсомолке» с тридцатых годов прошлого века, с 1959 г. переехал в Москву, в то время он входил в руководство центрального аппарата газеты, с 1963 г. перешел работать в газету «Правда» [45].

Вот строки из начала этой заметки, выделим интересующий нас фрагмент: *«Все хорошо видели приземление космического корабля. Космонавт опустился на парашюте недалеко от нас. Он управлял парашютом, подтягивая то одни стропы, то другие... Мы побежали навстречу. Перед нами был очень спокойный и невредимый человек, стройный, одетый в красный комбинезон, белый летный шлем. На одной руке были часы, на другой в рукаве комбинезона небольшое зеркальце...»* [46]

Вместе с тем при описании посадки в записках Ю. А. Гагарина «Дорога в космос» читаем: *«В 10 часов 55 минут «Восток», облетев земной шар, благополучно опустился в заданном районе на вспаханное под зябь поле колхоза «Ленинский путь»... Ступив на твердую землю почву, я увидел женщину с девочкой...»*

— Юрий Гагарин!... — закричали подбежавшие с полевого стана механизаторы... Вскоре прибыла группа солдат с офицером...

Вместе с солдатами я направился к своему кораблю...» [47]



Рис. 17. Заметка Д. Новоплянского

Источник: *Новоплянский Д. Приземление* // Комсомольская правда, 1961, 14 апреля, № 89 (11029)

Обращаю внимание читателя — данное издание книги было подписано к печати 29 июля 1961 г.

Однако, в некоторых не официальных, а описательных версиях рассказа о полете – излагалась версия посадки в кабине корабля, что не соответствовало действительности.

Но все-таки, истина находила отражение в печати того времени. В саратовской газете «Коммунист» удалось отыскать, написанную учителем географии И. Орловым любопытную заметку, опубликованную в сентябре 1961 г. В ней был такой фрагмент: «...*На пути к селу Узморье ребята увидели в стороне от дороги столбик со щитком, на котором написано: «12 апреля 1961 г. в 10 час. 55 мин. на этом месте приземлился контейнер советского космического корабля «Восток»...*» Из тракторной бригады ребята пришли к дому Анны Акимовны Тахтаровой, первой встретившейся с Ю. А. Гагариным после возвращения из космоса. С интересом слушали ребята ее беседу. А. А. Тахтарова подвела ребят к историческому месту (месту приземления космонавта – К. В.), которое они сфотографировали.



Рис. 18. Памятная табличка на месте приземления первого космонавта.
Орлов И. Увлекательная экскурсия // Коммунист (Саратов), 1961, 19 сентября, № 222 (12561)

Любопытно, что текст на фото расходится с текстом только что приведенном в заметке. Вывод – автор дает понять, что место приземление космонавта и контейнера не совпадают [48].

Надо сказать, что американский астронавт Аллан Барлет Шеппард-младший, совершивший полет на КК «Freedom-7» 5 мая 1961 г., при возвращении из своего суборбитального полета воспользовался парашютом [49], который по инструкции, разработанной в феврале 1961 г., допускался к использованию как дополнительное средство обеспечения безопасности астронавта (см. [50]). Правда, об этом стало известно только в конце прошлого века.

Хотя в сообщении о полете, которое воспроизвело агентство ТАСС со ссылкой на информацию агентства Ассошиэйтед Пресс, не было ни слова об использовании парашюта. Цитирую дословно сообщение уважаемого агентства: «...Через 16 минут после запуска пилот был подобран с капсулы вертолетом ВВС и доставлен на борт американского авианосца «Лейк Чамплейн». Авианосец подобрал также капсулу» [51, 52]

Интересное дополнение к сказанному выяснилось при внимательном изучении вопроса о наградах ФАИ, которыми эта организация наградила Ю. А. Гагарина. Кроме Большой золотой медали ФАИ эта организация в 1962 г. наградила Ю. А. Гагарина и Г. С. Титова за рекорды, установленные в их полетах медалями Де ля Во. Решение о награждении было принято на 55-ой Генеральной конференции Международной авиационной федерации (ФАИ). Конференция проходила в Афинах, в здании парламента Греции. В ней принимали участие делегации 34-х государств. Одновременно такими же медалями были награждены советские летчики Георгий Константинович Мосолов и Александр Васильевич Федотов за установленные ими абсолютные мировые рекорды в 1961 г.



Рис. 19. Золотая медаль Де ля Во

На этой же конференции почетными дипломами Поля Тиссандье были награждены И. Сухомлин, Е. Степанов и Н. Фадеев за большую и плодотворную деятельность в области авиации и авиационного спорта. Большая золотая медаль ФАИ за 1962 г. была вручена известному английскому авиационному конструктору Ди Хавиланду [19].

Вручение этих наград ФАИ состоялось во время встречи с советскими космонавтами, организованной ЦК ВЛКСМ, ЦК ДОСААФ и Московским Дворцом пионеров и школьников. Награждение проводил Председатель президиума Федерации авиационного спорта СССР, вице-президент Международной авиационной федерации (ФАИ) дважды Герой Советского Союза Владимир Константинович Коккинаки.

Ю. А. Гагарину эта медаль была вручена за установление трех абсолютных мировых рекордов в орбитальном полете 12 апреля 1961 г. на космическом корабле-спутнике «Восток» (продолжительность полета – 108 минут, максимальная высота полета – 327 километров, максимальная масса корабля, поднятая на эту высоту, – 4725 килограммов).

Медаль Де ля Во Г. С. Титову вручается за установление двух абсолютных мировых рекордов в орбитальном полете 6 – 7 августа 1961 г. на космическом корабле-спутнике «Восток-2» (продолжительность полета – 25 часов 11 минут, дальность полета – 703143 километра) [53].

Одновременно с этими наградами Председатель Центрального комитета ДОСААФ СССР дважды Герой Советского Союза генерал армии Д. Д. Лелюшенко вручает Герману Титову и Павлу Поповичу высшую награду Общества – Почетный знак ДОСААФ СССР. Эта же награда была вручена командиру отряда космонавтов Ю. А. Гагарину для передачи Андриану Николаеву. Ю. А. Гагарин был награжден этой наградой ранее.

Маршал войск связи А. И. Леонов оглашает приказ Министра обороны СССР Маршала Советского Союза Р. Я. Малиновского о награждении Ю. А. Гагарина, Г. С. Титова, А. Г. Николаева и П. Р. Поповича значком «Почетный радист».

Председатель президиума Федерации радиоспорта СССР Герой Советского Союза Э. Т. Кренкель от имени президиума Федерации радиоспорта СССР вручил диплом «Космос» Павлу Поповичу за установление им выдающегося рекорда радиосвязи «Космос – Космос». За

установление того же рекорда диплом «Космос» награжден Андриан Николаев. Тов. Кренкель передал этот диплом Ю. А. Гагарину для передачи Андриану Николаеву.

Диплом «Космос» был также вручен Г. С. Титову за установление наиболее продолжительной радиосвязи «Космос – Земля» [53].

Как рассказывали о полете Юрия Гагарина иностранцам

Впервые 14 апреля 1961 г. страны Европы принимали передачи из Москвы. Вместе с москвичами жители многих стран Европы видели встречу космонавта во Внуково, демонстрацию трудящихся на Красной площади.

Свидетелями торжеств в Москве были жители Англии, Франции, Италии, Чехословакии, Польши, Бельгии, Швеции, Дании, Германской Демократической Республики, Швейцарии, Венгрии, Федеративной Республики Германии, Финляндии, Голландии. По сведениям из ряда стран видимость передач из Москвы была хорошей [54].

Передача велась с помощью ретрансляционной линии, строительство которой уже находилось в стадии завершения. Передача велась через передаточные пункты в Таллине, Хельсинки, Стокгольме, Копенгагене, Брюсселе.

От Москвы до Таллина передачи велись через Ленинград к этому времени уже регулярно. А вот из Таллина в Хельсинки передачи велись только в порядке эксперимента. Строительство радиорелейной линии через Финский залив находилось в стадии завершения. Планировалось, что регулярные передачи станут возможными к моменту открытия торгово-промышленной выставки СССР в Великобритании [55].

О передачах, организованных Министерством связи СССР и Государственным комитетом по радиовещанию и телевидению, некоторые дополнительные подробности приведены безымянным журналистом в заметке, опубликованной в газете «Московская правда».

По радиорелейной линии сигнал передавали на Берлин, а также в Прагу, Будапешт, Варшаву и другие города Европы. На территории СССР эта первая в истории международная телепередача осуществлялась с помощью новой радиорелейной аппаратуры, изготовленной отечественной промышленностью. От телевизионного центра в Финляндии передачу на европейскую телевизионную сеть организовала британская радиовещательная корпорация Би-Би-Си. Звуковое сопровождение на английском языке передавалось из Москвы по проводному радиовещательному каналу; аналогичный канал был оборудован для передачи звукового сопровождения на русском языке в Варшаву и Прагу.

В Советском Союзе передачу с аэродрома и Красной площади смотрела огромная аудитория телезрителей тридцати республиканских и областных центров – Киева, Ленинграда (ныне Санкт-Петербург), Риги, Ростова, Днепропетровска, Горького (ныне – Нижний Новгород)... [56].

Это был незабываемый репортаж-экспромт. Его вели писатели Алексей Сурков, Сергей Смирнов, Евгений Рябчиков, журналисты Юрий Берников, Юрий Гальперин, Владислав Семенов, Юрий Фокин.

В тот же вечер в адрес Центрального телевидения были получены сотни поздравительных телеграмм за организацию и проведения передачи. Одной из первых – стала телеграмма, подписанная главой отдела внестудийных передач Би-Би-Си Питером Диммоком: «Искренне поздравляю Вас с блестящей телевизионной передачей, состоявшейся в Московском аэропорту и на Красной площади. Сегодня я был на конференции «Евровидения» в Лиссабоне. Там были все взволнованы этой первой московской телевизионной передачей по «Евровидению». [57, с.29 – 31].

Уже 5 мая корреспондент ТАСС передал из Лондона: «В лондонские магазины грампластинок поступили в продажу пластинки с записью голоса Юрия Гагарина, передающего по радио с борта космического корабля «Восток» сообщения о своем самочувствии и впечатлениях во время исторического полета вокруг Земли. Запись сопровождается английским пере-

водом. Эти пластинки будут продаваться по всей Англии» [58]. Дополнительная информация об этой пластинке отыскалась в заметке «Беспримерный рейс к звездам», опубликованной в газете «Вечерняя Москва» от 15 мая 1961 г. Заметка была без подписи.

Пластинки были выпущены Апрелевским заводом пластинок. Теперь их на жаргоне коллекционеров звукозаписи называют «винил». Пластинки были «долгоиграющими», в то время при проигрывании таких пластинок использовалась скорость вращения 33 оборота в минуту, против «обычных», имевших скорость воспроизведения 78 оборотов в минуту. Уже 15 мая первая партия этих пластинок – двадцать тысяч штук была отправлена Московскому дому грампластинок.

«Беспримерный рейс к звездам. Советский человек в космосе» – так называлась эта пластинка. Она была двухсторонней, на ней воспроизведен рассказ о полете Юрия Гагарина в космос. В авторском тексте заметки, которую мы используем при подготовке этого фрагмента, читаем: *«На двухсторонней долгоиграющей пластинке воспроизведен волнующий рассказ о первом в мире полете человека в космическое пространство...»*

Пластинка начинается с Сообщения ТАСС о полете, затем звучат слова Юрия Гагарина сказанные им перед полетом и после приземления. Добавим от себя, Заявление, сделанное Юрием Гагариным перед стартом, было впервые опубликовано только 18 апреля, шесть дней спустя после его полета, и четверо суток после триумфальной встречи в Москве [59].

Приведен рапорт первого космонавта Никите Сергеевичу Хрущеву во время встречи в аэропорту Внуково. Сообщения с борта корабля «Восток», сделанные космонавтом и записанные на магнитофонную ленту.

Приведена часть выступления Н.С. Хрущева на Красной площади. В исполнении хора даны фрагменты песен «Родина слышит, Родина знает» (музыка Дмитрия Шостаковича, слова Евгения Долматовского, популярная советская песня 1950 г. – К. В.) и «Я люблю тебя, жизнь» (музыка Эдуарда Колмановского, стихи Константина Ваншенкина, популярная советская песня 1956 г. – К. В.), которые напевал космонавт, отправляясь в полет и находясь в космосе.

Закончено также более ста тысяч (!) пластинок для зарубежных слушателей, на которые с магнитофонной ленты переписаны сообщения Юрия Гагарина с корабля «Восток». Долгоиграющая пластинка «Гагарин в космосе» выпущена в шести вариантах с комментариями на английском, французском, немецком, испанском, китайском и арабском языках. Она вложена в красочный конверт, на котором изображены портрет героя, стремительно уходящая к звездам ракета, короткая аннотация на иностранном языке.

Завод отправил уже пластинки в Италию, Англию, Америку, КНР, на Кубу, в Турцию, Иран, ОАР¹¹, Чехословакию, Польшу, Швецию и другие страны [60].

Библиографический список

1. Кербель Л. Свидетель, очевидец, участник... // Неделя, 1977, 26 сентября – 2 октября, №39.
2. Правда, 1961, 15 апреля, № 105 (15595).
3. Красная звезда, 1961, 12 мая, № 111 (11411).
4. Встреча в Центральном аэроклубе В. П. Чкалова // Советский патриот, 1961, 10 мая, №38 (2469).
5. Юрий Гагарин у спортсменов-авиаторов // Красная звезда, 1961, 6 мая, №106 (11406).
6. Добротина И. Космический привет спортсменам // Комсомольская правда, 1961, 6 мая, № 106 (11046).
7. Винокуров А. Д., Зельвенский Ю. Д. Первый космонавт – воспитанник аэроклуба. М.: Изд-во ДОСААФ, 1962.

¹¹ – Объединенную Арабскую Республику, так называлась республика, образованная при объединении Египта и Сирии – К. В.

8. Юрий Гагарин у спортсменов авиаторов // Московский комсомолец, 1961, 6 мая, №88 (7088).
9. Штурманские часы космонавта // Правда, 1961, 16 апреля, №106 (15596).
10. *Остроумов Г. Н.* Первый космонавт // В сб.: «Радиус видения». М.: Известия, 1981.
11. <http://oldserdobsk.ru/1000/071/1071012.html>.
12. <https://watchalfavit.ru/articles/sovetskie-chasy/>.
13. Красная звезда, 1961, 11 мая, №110 (11410).
14. <https://voenmag.ru/news/130-nagrudnyj-znak-letchik-kosmonavt-1-2-3-go-klassa>.
15. Красная звезда, 1963, 3 марта, №53 (11963).
16. Рекорды Ю. А. Гагарина утверждены // Правда, 1961, 28 мая, №148 (15638).
17. Мировой рекорд полета в космос // Комсомольская правда, 1961, 13 апреля, №88 (11028).
18. Золотая медаль ФАИ // Советская Россия, 1961, 14 апреля, №89 (1465).
19. *Татьянченко А.* Важные решения ФАИ // Советский патриот, 1962, 21 сентября, №85 (2620).
20. *Татьянченко А.* Международное признание подвига Ю. А. Гагарина // Советский патриот, 1961, 21 июня, №50 (2481).
21. Рекорды Ю. Гагарина – на утверждение ФАИ // Правда, 1961, 31 мая, №151 (15641).
22. Рекорды Ю. Гагарина на утверждение ФАИ // Труд, 1961, 31 мая, №127 (12299).
23. Рекорды Ю. Гагарина – на утверждение ФАИ // Южный Урал (Оренбург), 1961, 1 июня, №128 (10017).
24. Президент АН СССР М. В. Келдыш // Правда, 1961, 20 мая, №140 (15630).
25. Советский космос. Специальное издание к 50-летию полета Юрия Гагарина // Вестник Архива Президента Российской Федерации. М.: 2011. (далее – «Советский космос»).
26. Записка Д. Устинова, К. Руднева, М. Захарова и М. Келдыша от 16 мая 1061 г., №мб3894сс // Советский космос, с. 391.
27. *Борисенко И. Г.* Первые рекорды в космосе. М.: Машиностроение, 1965, с. 100 – 114, где эти материалы приведены в виде факсимильных копий страниц «Дела о рекордах...».
28. Записка И. Сербина в ЦК КПСС, от 22 мая 1061 г., № 314, гриф Сов. Секретно // Советский космос, с. 392.
29. Постановление Президиума ЦК КПСС «О регистрации мировых рекордов, установленных летчиком-космонавтом майором Гагариным Ю. А.» от 24 мая 1961 г. № П330/31 // Советский космос, с. 392 – 393.
30. Рекорды Ю. Гагарина – на утверждении в ФАИ // Коммунист (Саратов), 1961, 5 июня, №127 (12556).
31. http://www.warheroes.ru/hero/hero.asp?Hero_id=4496 (версия от 28.03.2017).
32. *Баранов А.* (корр. ТАСС). Ю. А. Гагарину присуждена Золотая медаль ФАИ. Париж, 6 июня // Правда, 1961, 7 июня, №158 (15648).
33. *Масевич А. Г.* Первый спутник, первые годы наблюдений ИСЗ, первые результаты // В сб.: «Первая космическая...». М.: ИКИ РАН, 2007, с. 99 – 102.
34. Золотая медаль – Юрию Гагарину // Вечерняя Москва, 1961, 19 октября, №248 (11533).
35. *Борисенко И. Г.* Первые рекорды в космосе. Изд. 2-ое, доп. М. Машиностроение, 1969, с. 39 – 40.
36. *Железняков А. Б., Куприянов В. Н., Лебедев В. В., Прыгичев Т. В.* Летопись космической эры. 1960 год. СПб: Изд-во «Система», 2008, с. 173 – 174.
37. «У советской молодежи – большой спортивный задор». Впечатления президента ФАИ Ж. Аллеза о пребывании в СССР // Советский патриот, 1961, 19 июля, №58 (2489).
38. Рекорды Ю. Гагарина утверждены // Коммунист (Саратов), 1961, 20 июля, №170 (12599)
39. Два новых мировых рекорда // Советский патриот, 1961, 09 августа, №64 (2495)

40. Золотая медаль – Юрию Гагарину // Вечерняя Москва, 1961, 19 октября, №248 (11533).
41. Ю. А. Гагарину вручена Большая Золотая медаль ФАИ // Советский патриот, 1961, 15 ноября, №92 (2523).
42. *Коккинаки В. К.* Выступление на V съезде ДОСААФ // Советский патриот, 1962, 24 мая, №41 (2576).
43. Беспрецедентный рейс к звездам. Пресс-конференция в Доме ученых (ТАСС) // Правда, 1961, 16 апреля, №106 (15596).
44. Подробности легендарного полета. Пресс-конференция, посвященная успешному осуществлению первого в мире космического полета советского человека на корабле-спутнике «Восток». ТАСС // Комсомольская правда, 16 апреля, №91 (11031).
45. http://best.kp.ru/mosk/korrespondenty_pobedy/hage19931.html.
46. *Новоплянский Д.* Приземление // Комсомольская правда, 1961, 14 апреля, №89 (11029).
47. *Гагарин Ю. А.* Дорога в космос. Рассказ летчика-космонавта СССР. М.: Изд-во «Правда», 1961, с. 143 – 144.
48. *Орлов И.* Увлекательная экскурсия // Коммунист (Саратов), 1961, 19 сентября, №222 (12561).
49. NASA History Office. URL: www.hq.nasa.gov/office/pao/History/history.html.
50. *Grimwood, James M.* Project Mercury: A Chronology. NASA Special Publication-4001.
51. Запуск в США ракеты с человеком // Правда, 1961, 6 мая, №126 (15616).
52. Запуск в США ракеты с человеком // Южный Урал (Оренбург), 1961, 7 мая, №107 (9996).
53. *Алексеев И.* Встреча с космонавтами // Советский патриот, 1962, 25 ноября, №95 (2630).
54. Жители 14 стран видели телепередачи из Москвы. 15 апреля. ТАСС // На страже Родины (Ленинград), 1961, 16 апреля, №91 (12966).
55. *Луговской Н.* старший инженер Центрального научно-исследовательского института связи. Лондон видел Гагарина // Красная звезда, 1961, 16 апреля, №91 (11391).
56. Передает Москва... // Московская правда, 1961, 15 апреля, №90 (12530).
57. *Фокин Ю., Лучай В.* Москва на экранах Европы // Советская печать, 1961, №7, с. 29 – 31.
58. Голос Ю. Гагарина звучит в Англии // Южный Урал (Оренбург), 1961, 7 мая, №107 (9996).
59. Перед стартом. Заявление Ю. А. Гагарина // Правда, 1961, 18 апреля, №108 (15598).
60. Беспрецедентный рейс к звездам // Вечерняя Москва, 1961, 15 мая, № 113 (11398).

УДК 629.78

ИСТОРИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИКИ В РАКЕТОСТРОЕНИИ

Д. А. Пашков

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С. П. Королёва

За последние несколько десятков лет человечество шагнуло далеко вперед в области науки. Одним из ключевых направлений развития стала космонавтика. К настоящему моменту времени каждая из планет солнечной системы изучается с помощью разнообразных космических аппаратов, и следующей задачей является осуществление человеком межпланетного полета, для выполнения которого необходимо научиться получать в космосе большие изме-

нения в скорости космического аппарата. Если подойти прямолинейно к решению данной задачи, то она сводится к построению космического корабля с большим запасом топлива.

Для осуществления человеком полета на марс по наиболее оптимальному пути по приближительным расчетам потребуется 1630 тонн химического топлива, конструкция ракеты будет сверхтяжелой и перелет займет около 8 месяцев [6]. В 2018 г. компанией SpaceX был произведен запуск одной из крупнейших ракет-носителей Falcon Heavy, способной вывести в невозвращаемом варианте 16800 кг полезной нагрузки к Марсу. Стартовая масса этой ракеты составляет 1420788 кг, и ее мощности недостаточно для осуществления полноценного полета на Марс с возвращением обратно.

Наиболее оптимальным решением многие ученые считают отказ от химического топлива и использование ядерного реактора в качестве главного источника энергии, так как 1 кг ядерного вещества выделяет энергию большую в 10000 раз, чем 1 кг. химического. С 2009 года над созданием ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса (ЯЭДУ) работает российский исследовательский центр имени М.В. Келдыша под руководством генерального конструктора Ю. Г. Драгунова. Предполагается, что ЯЭДУ будет состоять из трех основных устройств [3]:

- ядерный реактор;
- электроракетный двигатель;
- холодильник-излучатель.

К 2015 г. уже был изготовлен образец ионного двигателя ИД-500 для ЯЭДУ. Основные характеристики которого следующие [3]:

- мощность 35 кВт;
- тяга 750 мН;
- удельный импульс 70000 м/с;
- коэффициент полезного действия 0,75.

Основными преимуществами использования ИДЭУ должны стать:

- 1) существенное уменьшение массы и габаритов космического корабля;
- 2) увеличение массы полезной нагрузки;
- 3) способность маневрировать и ускоряться в космосе;
- 4) возможность развивать высокую скорость.

Начало эксплуатации первого летного образца с ЯДЭУ планируется на 2022 – 2023 гг.

Стоит отметить, что идея использования ядерной энергии для полета космических аппаратов зародилась еще в середине XX в. Во время холодной войны лучшие советский ученые работали над созданием ядерного ракетного двигателя РД-0410, в то время как в США занимались разработкой ядерного ракетного двигателя Nerva.

Работа над РД-0410 велась в основном центром Келдыша и конструкторским бюро «Химавтоматика» вплоть до 1985 г. было проведено множество испытаний, в результате которых были получены следующие параметры [4]:

- тяга 35.2 кН;
- тепловая мощность 196 мВт;
- удельный импульс 8927 м/с;
- масса 2000 кг;
- число включений 10 раз;
- время работы 3600 с.

По инициативе В. М. Иевлева в РД-0410 использовался гетерогенный реактор на тепловых нейтронах, активная зона которого состояла из ядерного топлива, замедлителя, теплоносителя и конструкционных материалов с малым сечением радиационного захвата сечения [2].

Во время проектирования РД-0410 советскими учеными был решен ряд проблем: реактор приобрел компактные размеры, были разработаны высокотемпературные конструкционные материалы для активной зоны и подобраны тепловыделяющие элементы, были созданы особые условия для проведения испытаний ЯРД и т.п. В целом ЯРД был создан, но применения

на тот момент времени, так и не нашел, потому что был предназначен только для использования в космосе. Если выполнить старт с земли с помощью РД-0410, то окружающая местность подвергнется сильному радиационному загрязнению и станет опасной для жизни человека.

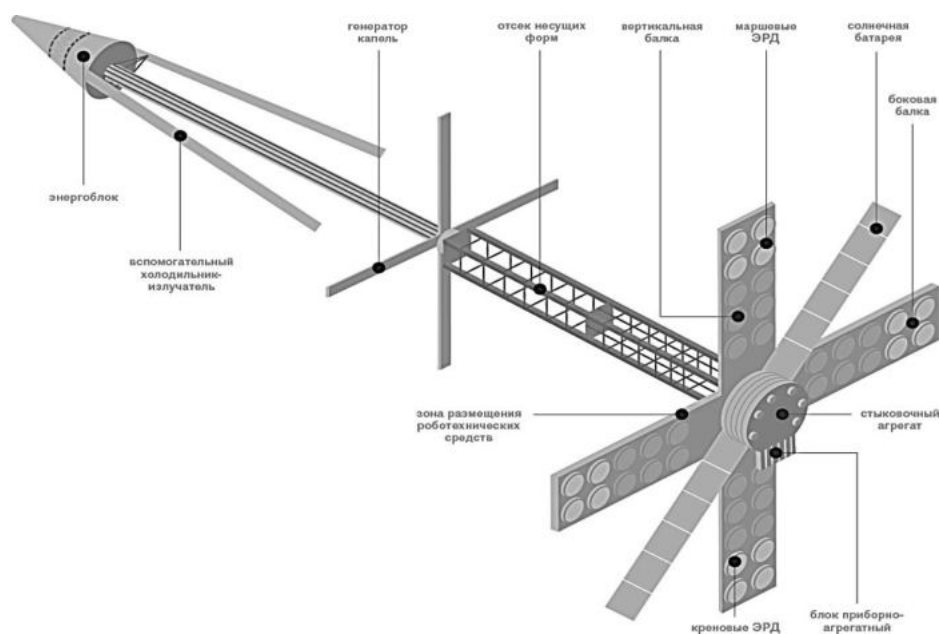


Рис. 1. Схема ЯЭДУ

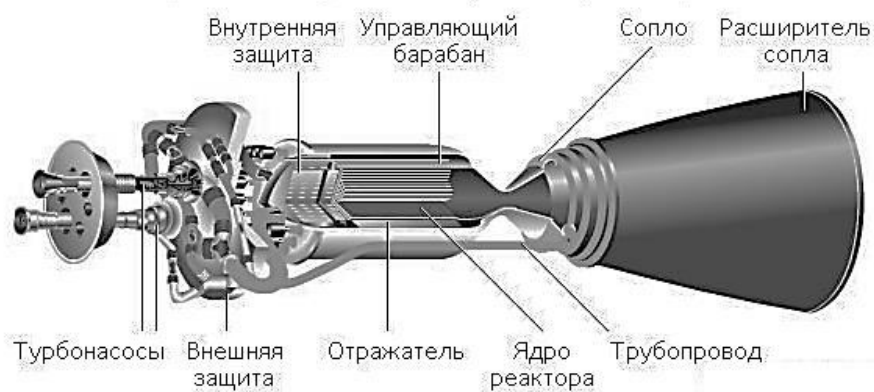


Рис. 2. Схема первых ЯРД

Стоит отметить, что результаты проектирования ядерного ракетного двигателя РД-0410 стали хорошей базой для создания современной ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса.

В США ученые также смогли разработать собственный ядерный ракетный двигатель Nerva на базе компактного реактора Feb. Над данным проектом работали фирмы Aerojet, Westinghouse Electric и Лос-Аламосская национальная лаборатория вплоть до 1969 г. За это время был проведен ряд успешных испытаний, в результате которых были получены следующие параметры [1]:

- тяга 333,6 кН;
- тепловая мощность 2200 мВт;
- удельный импульс 8330 м/с;
- масса 34019 кг;
- время работы 1200 с.

Американские ученые смогли получить большую мощность, но активная зона реактора двигателя Nerva постоянно подвергалась температурным разрушениям, поэтому удельный импульс был достаточно невысоким. Программа разработки двигателя Nerva была одной из самых перспективных, но была закрыта по нескольким причинам: нехватка финансирования, высокий приоритет лунной программы, обеспечение безопасности экипажа во время полета.

В 1950 – 1960-х американцы работали еще над одним интересным проектом под названием «Орион». Планировалось создать космический корабль с ядерно-импульсным двигателем, который бы работал, используя энергию ядерного взрыва. Из Ориона, оборудованного мощной плитой за кормой, должны были выбрасываться последовательно ядерные бомбы средней мощности в направлении, противоположном полету, и взрываться на дистанции около 100 м. Отражающая плита принимала бы на себя импульс и передавала его кораблю через два уровня амортизаторов. Было проведено несколько значимых испытаний, в результате которых можно сделать следующие выводы:

- полет с использованием ядерно-импульсного двигателя может быть устойчивым;
- космический корабль сможет развить скорость порядка 15000 км/с.

По приблизительным расчетам «Орион» имел бы стартовую массу 4000 тонн и мог бы доставить полезную нагрузку массой 800 тонн и 60 пассажиров к Марсу, а полет на Сатурн и возвращение на Землю длились бы всего 3 года [5]. Данный проект был так и не реализован, потому что остался ряд нерешенных проблем: большая стартовая масса корабля, высокий риск повреждения защитной пластины, ненадежная система амортизаторов, радиационное загрязнение окружающей среды.

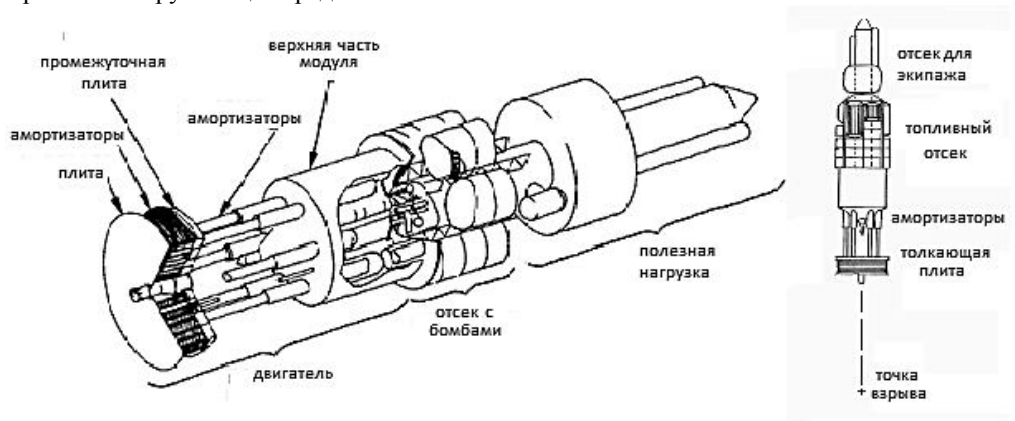


Рис. 3. Схема космического корабля «Орион»

Стоит отметить, что на базе данного проекта в 2000 первом году космической компанией Andrews Space было предложено разработать компактный магнитный «Орион» для доставки грузов к Марсу и Юпитеру. Результаты испытаний оказались неубедительными, и от данного проекта отказались.

Ядерные энергетически установки (ЯЭУ) не раз применялись на некоторых космических аппаратах и хорошо себя оправдали. Первый ядерный реактор был разработан американской компанией Boeing и назывался SNAP, он был установлен на космическом аппарате Snapshot и запущен в космос в 1965 году. Его тепловая мощность составляла около 40 кВт. Электрическая мощность составляла 650 Вт. Первый советский ядерный реактор под названием «Бук»

был отправлен в космос в 1970 году на спутнике радиолокационной разведки УС-А. Его тепловая мощность составляла 40 кВт., а электрическая 3 кВт [7]. Затем на протяжении нескольких десятков лет обеими державами было разработано несколько успешных проектов с использованием ядерного реактора. Но после ряда аварий пришлось отказаться от использования ядерных реакторов в космосе.

Подводя итоги, можно отметить, что применение ядерной энергии на космических кораблях делает их более компактными, позволяет им развивать высокую скорость и маневрировать, то есть оно имеет высокую эффективность. Все перспективные проекты в данном направлении были закрыты по трем основным причинам: недостаточное финансирование, трудность в обеспечении безопасности экипажа и угроза радиационного загрязнения окружающей среды. Но учитывая все недостатки, использование ядерной энергии кажется наиболее оптимальным и реалистичным решением для совершения межпланетных полетов.

Библиографический список

1. Паневин И. Г., Прищепин В. И. Космические ядерные ракетные двигатели. М.: Знание, 1978.

2. Акимов В. Н., Коротеев А. С., Гафаров А. А. и др. Ядерные ракетные двигатели: воспоминания о будущем // Исследовательский центр имени М. В. Келдыша. 1933-2003: 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники. М.: Машиностроение, 2003..

3. Космические ядерные энергодвигательные установки сейчас возможны только в России. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.kommersant.ru/doc/2810188> (дата обращения 09.10.2018).

2. Ядерный ракетный двигатель для российских космических кораблей. [Электронный ресурс]. URL: <https://topwar.ru/7626-yadernyy-raketnyy-dvigatel.html> (дата обращения 09.10.2018)

3. История звездолетов: Проект «Орион». [Электронный ресурс]. URL: <http://alternathistory.com/content/istoriya-zvezdoletov-proekt-orion> (дата обращения 10.10.2018).

4. Сколько лететь с Земли до Марса – время и маршруты. [Электронный ресурс]. URL: <https://equity.today/polet-na-mars.html> (дата обращения 10.11.2018).

5. Ядерные реакторы в космосе. [Электронный ресурс]. URL: <https://tenergy.livejournal.com/12275.html> (дата обращения 11.10.2018)

6. Американская ракета-носитель Falcon Heavy. Досье. [Электронный ресурс]. URL: <https://tass.ru/info/4936266> (дата обращения 12.10.2018).

УДК 514.8

НИКОЛАЙ АЛЕКСЕЕВИЧ РЫНИН КАК ИСТОРИК НАЧЕРТАТЕЛЬНОЙ ГЕОМЕТРИИ

Д. Е. Тихонов-Бугров

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

Имя ученого энциклопедиста Николая Алексеевича Рынина известно специалистам в разных областях техники. Его перу принадлежат 270 работ научного, учебного и публицистического характера.

Широко известны его работы в области аэродинамики, достижения созданной им уникальной аэромеханической лаборатории. Он совершил первые полеты на воздушных шарах и аэростатах. Огромны заслуги Н. А. Рынина и в становлении высшего авиационного образования в России. Его классический девяти томный труд «Межпланетные сообщения» [2] являлся

для современников космической энциклопедией. Его работы по ветровым нагрузкам [6] актуальны и по сей день.

Николай Алексеевич сотрудничал с К. Э. Циолковским, В. И. Курдюмовым, Л. Ф. Николаи, Ф. С. Ясинским, С. П. Тимошенко, М. А. Шателеном, Н. Е. Жуковским, В. Л. Кирпичёвым, В. П. Глушко, В. П. Ветчинкиным и многими другими выдающимися деятелями отечественной науки и техники.

Сегодня, когда не прекращаются дискуссии о месте начертательной геометрии в современном образовательном процессе, попытки исключить ее из образовательных стандартов, особенно актуально обратиться к трудам Н. А. Рынина – основоположника советской инженерной графики.

Создатель классического курса «Начертательная геометрия» В. И. Курдюмов – учитель Н. А. Рынина писал: *«Если чертеж является языком техники, одинаково понятным всем народам, то начертательная геометрия служит грамматикой этого мирового языка, так как она учит нас правильно читать чужие мысли и излагать на нем наши собственные мысли, пользуясь в качестве слов только одними линиями и точками как элементами всякого изображения».*

Эту знаменитую цитату и сторонники, и противники начертательной геометрии, к сожалению, обычно приводят в урезанном виде, опуская аргументационную часть. Начертательная геометрия является актуальным средством развития пространственного представления и фантазии. Инженер, обладающий творческим пространственным представлением, создавая в своем сознании объект, представляет его ортогональные проекции.

При этом «прокручиваются» всевозможные варианты, прежде чем «излагать свои собственные мысли». Преподававший графическую статику выдающийся ученый и инженер В. Л. Кирпичёв отмечал, что фантазия – неперенное свойство эффективного инженера.

В [5] Рынин отмечал: *«Должен обратить внимание еще на один важный фактор: развитие моего воображения и фантазии. В этом отношении мне сильно помогли усиленные занятия по начертательной геометрии».* Николай Алексеевич опубликовал более 50 работ по основным разделам начертательной геометрии. Возражая французскому геометру Шалю, он отмечал, что неправильно утверждать, что начертательная геометрия только исполняет, а не творит. Развитие на базе начертательной геометрии проективной геометрии, номографии и кинематографии говорят об обратном.

Фундаментальный курс «Начертательная геометрия: Методы изображения» [7] построен по принципу изложения всех известных методов изображения с позиции проективной геометрии. Н. А. Рынин доказал, что для правильного и ясного изучения начертательной геометрии необходимо изучение аналитической и проективной геометрии.

Говоря о значении точки и линии в языке техники, имеет смысл упомянуть и о роли формы в искусстве. В. Кандинский [1] рассматривал формы с точки зрения пластического звучания, т.е. как «абстрактные существа» с особыми свойствами. Это треугольник, квадрат, круг, ромб... Каждая форма обладает ей одной свойственным «духовным ароматом». А разве в математике и дизайне не так? Геометрия является носителем собственного метода познания мира, первичным видом интеллектуальной деятельности, стимулирует развитие творческих способностей. Она – одно из немногих «экологически чистых» продуктов, потребляемых в образовании.

Характерным качеством научной работы Рынина являлась глубокая проработка литературных источников. Причем ему удавалось зачастую разыскивать редкие, мало изученные работы, становившиеся откровениями для читателей. В научной сфере очень мало работ с таким количеством библиографических данных, как в публикациях Николая Алексеевича.

Накопленный богатейший материал, интерес его учеников к истории начертательной геометрии подвиг Рынина на написание уникальной книги по истории начертательной геометрии «Материалы к истории начертательной геометрии. Библиография, биографии, эпизоды, факты, хронология» [4]. В предисловии автор указывает, что: *«Настоящий труд имеет целью дать материал для будущего историка начертательной геометрии, и ни в коей мере*

не претендует даже на конспективное изложение этой истории». На самом деле, эта сравнительно небольшая по объему монография содержит уникальные материалы. Только дополнительная библиография содержит список из 634 источников! Материалы к истории ортогональных проекций автор разделяет на четыре группы:

- Первая группа – материалы с древнейших времен до 1795 г.
- Вторая группа – материалы эпохи Монжа.
- Третья группа – материалы, возникшие под влиянием проективной геометрии с 1822 г. до тридцатых годов двадцатого века.
- Четвертая группа – материалы прикладного характера, когда в работах по ортогональному проецированию по требованию жизни проявляется прикладной уклон.

Отдельная глава посвящена материалам по ортогональным проекциям в России и СССР.

В первой группе особенно ценны материалы, связанные с работами Дюрера, Декарта, Фрезье, Дезарга, Жюсса. К сожалению, Н. А. Рынин не рассматривает подробности изучения Дюрером конических сечений и загадочную историю с возникновением так называемой «яйцеобразной кривой», которая давно занимает историков науки.

Во второй группе Рынин дает интересные материалы по биографии Монжа, в частности, приводит интересное свидетельство Оливье о сравнении Монжем графических и вычислительных методов. Монж сказал: *«Если бы мне пришлось снова начать эту работу, я напечатал бы ее в два столбца, в первом я поместил бы решения задач путем вычислений, а во втором – решения тех же задач, но исполненных путем графических построений. Читатели, пожалуй, были бы очень удивлены, увидев, что второй столбец, почти всегда заслуживал бы предпочтения как по ясности, так и по простоте доказательств».*

Эта ремарка актуальна и по сей день. Даже в области элементарной геометрии (ввиду ее урезания в школьной программе) очень часто на международных олимпиадах геометрические задачи решают координатным способом. Этот пласт культуры (не только математической) не должен быть потерян.

Корни проективной геометрии Николай Алексеевич обнаружил уже в работах ученых, живших до нашей эры. Интересны сведения о работах Дезарга, в частности о заимствовании термина «инволюция» из ботаники. Обширна библиография, посвященная работам отечественных математиков. Материалы по истории ортогональных проекций в нашем отечестве с 1809 г. написаны Рыниным, как человеком, досконально знавшим историю Путьского института изнутри. Его материалами успешно воспользовался Б. Ф. Тарасов [8].

Большой интерес представляют материалы к истории проекций с числовыми отметками, аксонометрии, перспективы. Во введении к разделу перспектива Николай Алексеевич отмечает, что редко в истории науки так метко и так полно дает ее название, как в перспективе. Перспектива – есть искусство хорошо видеть (от латинского «perspicere» – правильно, хорошо видеть). Автор дает исчерпывающую классификацию вида перспектив, приводит оригинальную «Реку истории перспектив». Этот раздел монографии наиболее обширен и рассматривает периоды: 1400 – 1600 гг., 1600 – 1700 гг., 1700 – 1800 гг., 1800 – 1900 гг., 1900 – 1936 гг.

Весьма интересен анализ перспектив, использованных в живописи. На примере картин Веронезе «Пир у Левита» и «Брак в Кане Галилейской» он показывает возможность использования нескольких точек зрения и нескольких горизонтов. Н. А. Рынин подробно знакомит читателя с классическими работами Гвидо Убальди, Дезарга, Баттаца, выделяя главные и оригинальные особенности их сочинений. Большой интерес исследователей иконописи вызвал раздел «Некоторые приемы живописи 15 века» и рассуждения по поводу обратной перспективы. Продолжением исследований в этой области служит работа Б. В. Раушенбаха [3].

Небольшая, но емкая глава 4 содержит материалы к истории киноперспективы. Появление перспективы движения вызвано целым рядом недостатков, присущих обычной перспективе, которая основана на методе центральных проекций в предположении одной неподвижной точки зрения. Николай Алексеевич рассматривает проблемы изображения движений в

живописи. Отдавая должное Эвклиду, он описывает приемы Рафаэля, Серло, Веронезе, Верве, Бурместра.

Автор уделяет внимание и такому интересному разделу киноперспективы, как киномаскировка. Рассматривается статическая маскировка – сокрытие неподвижных предметов или создание ложных, уничтожение теней.

Данная монография – следствие титанического труда автора в области истории начертательной геометрии. Она служила, служит и будет служить тем специалистам, которые заинтересованы в изучении богатой истории данной науки.

Библиографический список

1. *Кандинский В. В.* Точка и линия на плоскости. СПб: Азбука, 2003.
2. *Рынин Н. А.* Межпланетные сообщения. Вып. 1 – 9. Л. 1928, 1929, 1930, 1931.
3. *Раушенбах Б. В.* Геометрия картины и зрительное восприятие. СПб: Азбука-классика, 2002.
4. *Рынин Н. А.* Материалы к истории начертательной геометрии: Библиография, биографии, эпизоды, факты, хронология. Изд.2-е. М.:ЛЕНАНД, 2017. – Физико-математическое наследие: математика (история математики).
5. *Рынин Н. А.* Значение начертательной геометрии и сравнительная оценка ее методов. СПб: 1907.
6. *Рынин Н. А.* К вопросу о давлении ветра на здания // Известия Собрания инженеров путей сообщения. 1913, №29.
7. *Рынин Н. А.* Начертательная геометрия: Методы изображения. Пг.: 1916.
8. *Тарасов Б. Ф.* Николай Алексеевич Рынин. Л: Наука. 1990.

УДК 629.78

ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА ПЕРВОГО ЧЕЛОВЕКА В КОСМОС

Р. А. Уперчук

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва

В работе проводится исторический обзор освещения полета Ю. А. Гагарина средствами массовой информации разных стран мира, основанный на переводе прессы. Приводится описание схемы связи между космическим аппаратом и центром управления полетами. Устанавливается взаимосвязь между характером подачи новостей и политической обстановкой в конкретных странах с учетом их принадлежности к военно-политическим блокам НАТО и ОВД. Сформулирован вывод об историческом значении полета первого человека в космос на основе полученной информации.

Изучение истории космонавтики и ракетно-космической техники является актуальным для развития научно-технического потенциала современной России потому, что позволяет определить ступени, от которых стоит отталкиваться для дальнейшего продвижения в освоении космического пространства. Одним из переломных моментов, открывших новую эру в человеческом познании мира, выступил успешный полет Ю. А. Гагарина вокруг планеты Земля, состоявшийся 12 апреля 1961 г. и подчеркнувший авторитет СССР в космической гонке с США. Средства массовой информации, освещая новости в том или ином ключе, оказывают влияние на общественные процессы, которые могут происходить на разных уровнях, от

местного до мирового. Изучение прессы помогает лучше понять взаимосвязь события и изменений в жизни общества, произошедших после него.

Полет первого человека в космос проходил в условиях высочайшей секретности во избежание утечки данных, вследствие чего не было организовано даже фотосъемки запуска. Известные кадры, на которых можно узнать ракету «Восток» и Юрия Гагарина, были сняты позже специально для кинохроники. Для обеспечения связи между космическим аппаратом (КА) на земной орбите и центром управления полетами (ЦУП) была учреждена Служба космических исследований отдела морских экспедиционных работ академии наук (СКИ ОМЭР АН СССР). Ее создание было в основном обусловлено тем, что значительную часть траектории КА проходил над акваторией мирового океана или сухопутными территориями, находящимися вне зоны видимости научных измерительных пунктов (НИП). На этих этапах должны были выполняться ответственные задачи, связанные с техническим обслуживанием КА, и прерывание радиосвязи на них было бы недопустимым. Накануне полета в океан вышли суда «Сибирь», «Сахалин» и «Сучан», выстроившись в линию с интервалом порядка 1000 миль. Судно «Чукотка» осталось в Авачинской бухте. Суда СКИ ОМЭР АН СССР осуществляли сбор телеметрии, радиолокацию, фиксацию траектории полета, телефонно-телеграфную связь с КА [1]. В кабине корабля были установлены две телевизионные камеры для наблюдения за космонавтом, а двусторонняя радиотелефонная связь с ЦУП осуществлялась через аппаратуру в ультракоротковолновом (УКВ-) и коротковолновом (КВ-) диапазонах.

Первым советским печатным изданием, осветившим полет первого человека в космос, выступила «Вечерняя Москва» [2] (рис. 1), увенчанная красным заголовком «Советский человек – покоритель космоса!». Известно, что газета на протяжении нескольких десятилетий выходила в черно-белом формате, а цветная печать выполнялась исключительно для освещения важнейших общественно-политических событий.

Вся первая полоса занята официальными сообщениями ТАСС: информация о полете и возвращении, биографическая справка о космонавте, его первые слова после приземления, приветствие Н.С. Хрущева, обращения Центрального комитета КПСС, Президиума Верховного совета РСФСР и Совета Министров к «народам и правительствам всех стран» и «всему прогрессивному человечеству». Похожую структуру имели «Известия» [3], «Комсомольская правда» [4] (рис. 2), а также региональные и местные газеты.

Поддача главной новости 12 апреля 1961 года газетами государств социалистического блока не имела особых отличий от советских печатных изданий. «Berliner Zeitung» [5] (ГДР) и «Nepszabadsag» [6] (Венгрия) приводят краткую информацию о продолжительности и условиях полета, о личности Ю.А. Гагарина и словах после приземления, представляя произошедшее событие как победу коммунизма (рис. 3).

Большая часть изданий капиталистического блока представила полет Ю.А. Гагарина в нейтральном ключе либо с восхищением успехом советских людей. Так, на странице «L'Humanite» [7] (Франция) в ссылке на 9 страницу содержится информация: «Советские люди показали, что они самые сильные» (рис. 4).

Особый интерес представили следующие издания. В номере «Il Mattino» [8] (Италия) была размещена иллюстрация с подписью «Советский ученый Смирнов дает последние указания Юрию Гагарину перед полетом в космос». На оригинале данной фотографии, взятой из журнала «Огонек», изображен советский испытатель Иван Качур, проводивший работу с новыми скафандрами (рис. 5). Предполагается, что это было сделано с целью создания эксклюзивной новости, а отсутствие хорошо слаженных информационных контактов с закрытым социалистическим блоком в 1960-е годы давало надежду на невозможность проведения проверки поданной информации в ближайшее время.

В газете «Daily Mirror» [6] (Великобритания) обсуждался вопрос, почему первым человеком в космосе стал именно мужчина, а не женщина (рис. 6). Проведение подобной дискуссии было связано с рождением и распространением феминистического движения в 1960-е гг. и

отсутствием цензурного контроля над печатными изданиями на том уровне, который можно было наблюдать в странах социалистического блока.



Рис. 1. «Вечерняя Москва»



Рис. 2. «Комсомольская правда» и «Известия»



Рис. 3. «Berliner Zeitung» и «Nepszabadsag»



Рис. 4. «L'Humanite»



Рис. 5. «Il Mattino» и оригинальная фотография



Рис. 6. «Daily Mirror»

Таким образом, в условиях высочайшей секретности и при дефиците материала как советским, так и зарубежным изданиям в подавляющем большинстве случаев удалось в короткие сроки довести до читателя достоверную информацию без искажения текста и фотографий.

Газеты стран капиталистического блока сообщали людям информацию либо в нейтральном, либо в позитивном по отношению к СССР ключе, в особенности это касается западноевропейских изданий, с практическим отсутствием антисоветской пропаганды. Это в очередной раз подтверждает положение научно-технических достижений вне политики и одинаковую значимость события для всего мира, вне зависимости от государственной обстановки.

Библиографический список

1. Павленко О. М. Океанские опоры космических мостов. СПб: ВВМ, 2011.
2. Вечерняя Москва: выпуск №40 (658). [Электронный ресурс]. URL: https://pressa.ru/files/issue/private/vechernyaya-moskva-vechernij-vyipusk/2018/40-2018/raw_issue/vechernyaya-moskva-vechernij-vyipusk-2018-40-2018.pdf (дата обращения 09.10.2018).

3. Газета «Известия», апрель 1961 г. (о Гагарине). [Электронный ресурс]. URL: http://antikclub.ru/load/gazeti/starye_gazety/gazeta_izvestija_aprel_1960_g_o_gagarine/69-1-0-1253 (дата обращения 09.10.2018).

4. Как журналист «Комсомолки» с Гагариным полмира объездил. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.kp.ru/best/nsk/gagarin/> (дата обращения 09.10.2018).

5. Kolumbus des Kosmos: Vor 80 Jahren wurde Juri Gagarin geboren. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.heise.de/newsticker/meldung/Kolumbus-des-Kosmos-Vor-80-Jahren-wurde-Juri-Gagarin-geboren-2137864.html> (дата обращения 09.10.2018).

6. *Бабушкин Е.* Звезда Гагарин: как космическая улыбка шоумена Гагарина спасла мир от ядерной войны [Электронный ресурс]. URL: <https://snob.ru/selected/entry/106968> (дата обращения 09.10.2018).

7. Gagarine, premier homme dans l'espace. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.humanite.fr/gagarine-premier-homme-dans-lespace-614048> (дата обращения 09.10.2018).

8. Accadde oggi: 12 aprile-1961: Yuri Gagarin e il primo uomo nello spazio. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.culturaacolori.it/index.php/2018/04/12/accadde-oggi-12-aprile-1961-yuri-gagarin-e-il-primo-uomo-nello-spazio/> (дата обращения 09.10.2018).



МАТЕРИАЛЫ, ПРЕДСТАВЛЕННЫЕ НА СЕКЦИЯХ

УДК 536+537; 621.452+621.454; 621.4+662.767+665.723

НЕКОТОРЫЕ ПУТИ РАЗВИТИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. А. Алтунин, К. В. Алтунин, М. Р. Абдуллин, Е. Н. Платонов, М. Л. Яновская*

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ

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

(ЦИАМ), г. Москва

Анализ эксплуатации реактивных двигателей летательных аппаратов (ЛА), космических ЛА (КЛА) на жидких углеводородных горючих (УВГ) и охладителях (УВО) показывает, что в них происходят аномальные явления, связанные с негативным процессом осадкообразования, с негативно-позитивным процессом термоакустических автоколебаний (ТААК) давления [1 – 6].

К позитивным особенностям теплоотдачи к жидким УВГ и УВО можно отнести:

- увеличение коэффициента теплоотдачи в два-три раза в зоне критических давлений из-за влияния теплофизических свойств;
- увеличение коэффициента теплоотдачи на 40% и циклический процесс удаления твердых углеродистых отложений из-за влияния термоакустических автоколебаний (ТААК) давления [7 – 16].

К негативным особенностям относятся:

- ухудшенный режим теплоотдачи из-за влияния процесса осадкообразования;
- захлаживание и засорение топливно-охлаждающих каналов из-за откалывания твердого углеродистого осадка при влиянии ТААК давления;
- локальный и чередующийся перегрев топливно-охлаждающих каналов из-за влияния стоячей волны ТААК давления [7 – 16].

Процесс осадкообразования является очень сложным и опасным явлением [3 – 16] не только в космических и аэрокосмических, но и в земных условиях, с ним необходимо бороться уже на начальной стадии проектирования и создания новых воздушно-реактивных двигателей (ВРД), жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) одно- и многоразового использования (ЖРДМИ). Частичное закоксовывание форсунок приводит к частичной потере тяги, к нерасчетному струйному распылу горючего, прогару жаровой трубы, возникновению пожара и взрыва ВРД. Полное закоксовывание – приводит к обнулению тяги, образованию течи горючего, возникновению пожара и взрыва. Известно, например, что форсунки двигателя НК-8-2У (самолета Ту-154) через 900 циклов работы полностью закоксовываются. Циклом необходимо считать запуск – останов двигателя, т.е. работу двигателя даже без фазы полета самолета. То же самое происходит в топливopодводящих и охлаждающих каналах. Слой твердого углеродистого осадка (например, в рубашке охлаждения ЖРД) может неожиданно и несанкционированно вызвать резкое и быстрое увеличение температуры греющей стенки с ее дальнейшим прогаром, возникновением пожара и взрыва – через несколько минут после запуска. Осадкообразование является виновником быстрой коррозии деталей топливно-охлаждающей аппаратуры. Из-за осадкообразования значительно быстрее происходит забивка и выход из строя топливных фильтров. Кроме того, процесс осадкообразования способствует заеданию и заклиниванию подвижных деталей системы автоматического регулирования и управления ВРД, что приводит к неуправляемости, его разному и другим негативным последствиям. На основе проведенного анализа разработана классификация способов борьбы с осадкообразованием, которые разделены на существующие и перспективные.

Существующие способы – это удаление осадка различными моющими и другими агрессивными средствами, пескоструйной и другой механической обработкой, выжиганием в бога-

том пламени метана. Однако эти способы являются дорогими, экологически опасными, а самое главное – малоэффективными, так как связаны с остановкой эксплуатации самолета, отправкой двигателя на ремонтный завод, в результате возникают дефекты в виде микротрещин, коробления, а осадок полностью удалить не удается. Чаще всего многие детали, в том числе и форсунки, на заводе меняют на новые. Промывка двигателя на стоянке в аэропорту является неэкономичной и неэкологичной из-за проблем утилизации агрессивных жидкостей и до конца не решает проблему очистки всех каналов и форсунок двигателя. Различные присадки предотвращают осадкообразование только до температуры 473 К.

Перспективные способы – это новые и запатентованные способы по предотвращению, удалению и ограничению осадка. К перспективным способам предотвращения осадка относятся: охлаждение деталей топливно-охлаждающей системы (каналов, форсунок, фильтров) до температуры ниже 373 К, в этих условиях осадок не появляется; применение электростатических полей, в зоне прохождения силовых линий которых осадкообразование не происходит на любых металлических поверхностях. К перспективному способу удаления осадка относится влияние ТААК давления.

Однако из-за ТААК давления происходит захлаживание и засорение топливно-охлаждающих каналов при откалывании твердого углеродистого осадка, а также локальный и чередующийся перегрев и прогар топливно-охлаждающих каналов из-за влияния стоячей волны. Поэтому необходимо создавать новые конструктивные схемы энергоустановок с возможностью улавливания осадка с дальнейшим его выбросом наружу или с его дожиганием. Такие схемы позволят производить очистку энергоустановки в ходе ее работы (например, ЖРД – в космосе). Также необходимо организовывать борьбу по предотвращению ТААК давления, обнаружению и удалению локально-чередующихся зон перегревов и прогаров. Экспериментально обнаружено, что присоединение к «горячему» (нагреваемому) каналу «холодного» акустически открытого канала позволяет создавать ТААК давления на нескольких модах, что способствует автоматическому подавлению возникновения локально-чередующихся зон перегревов и прогаров. ТААК давления также возможно ликвидировать применением электростатических полей (Е) внутри рубашек охлаждения.

Экспериментально обнаружено, что оребренная металлическая поверхность в виде конусной резьбы способствует ограничению роста твердого углеродистого осадка на высоту зубьев, поэтому такой способ борьбы является перспективным методом ограничения роста осадка.

Проведены экспериментальные исследования тепловых процессов в жидких и газообразных УВГ и УВО без влияния и с влиянием Е. Установлено, что Е способны значительно интенсифицировать теплоотдачу и предотвращать осадкообразование, уничтожать ТААК давления. Открывается возможность применения Е в перспективных энергоустановках и двигателях. Также установлено, что Е обеспечивают полную предтопливную подготовку: ионизацию, смешение двух, трех и более УВГ и приведение их к единому новому УВГ с новыми характеристиками. Улучшается качество распыла и полнота экологического сжигания.

Проблемы осадкообразования возникают и в системах смазки ВРД и других двигателях аэрокосмического применения [6, 17 – 20]. Проведенные экспериментальные исследования позволили найти пути борьбы с этим негативным процессом в моторных авиационных маслах, создать новые методики расчета и новые конструктивные схемы перспективных систем смазки для различных ЛА [17 – 20].

Получены новые экспериментальные данные по особенностям тепловых процессов в газообразном метане, который примерно через 50 лет станет основным углеводородным горючим из-за истощения мировых запасов нефти.

Установлено, что скорость осадкообразования в газообразном метане в 10 раз меньше, чем в жидких УВГ. Определены границы применимости Е в условиях естественной и вынужденной конвекции газообразного метана. Отсутствует негативно-позитивный процесс ТААК давления. Поэтому переход на газообразное топливо – можно считать одним из перспективных способов борьбы с негативными тепловыми процессами.

Необходимо совершенствовать и систему контроля за тепловыми процессами в реактивных двигателях. Такие разработки также должны иметь в своем составе датчики, способы и системы контроля за аномальными процессами, с выводом данных об осадкообразовании и ТААК давления на информационное табло летчика, космонавта, наземного оператора, в бортовой и наземный компьютер, в автоматическую систему защиты ЛА, КЛА от различных негативных процессов.

Особое значение имеют следующие датчики и системы контроля:

- оптико-визуализационные (фотооптические, телеэндоскопические, внешнего осмотра);
- электромеханические (конусного типа, объемного замера, пневмогидравлические, расходомерные);
- электронные (двух-и многоигольные (стационарные, подвижные), сетчатого типа (однослойные, двухслойные, многослойные), электростатические зонды);
- тепловые (термопарного типа (стационарные, подвижно-регулируемые, сканирующие), термопластины с эффектом «памяти формы» (стационарные, подвижно-регулируемые));
- непрерывного, периодического, комбинированного контроля.

Проектирование и создание датчиков и систем контроля за особенностями теплоотдачи к жидким УВГ и УВО должно происходить параллельно с проектированием и созданием реактивного двигателя одно – и многозарядового использования.

При конверсии (при списании с боевых ЛА) ВРД, ЖРД, ЖРДМИ - эти двигатели в земных условиях:

- применяются при добыче тяжелых нефтей [7];
- используются для научных исследований горячей плазмы и для других исследований;
- используются в проектах создания высокоскоростных экранопланов двойного назначения (в качестве базовых двигателей (ВРД), которые реально уже использовались на боевых экранопланах; в качестве вспомогательных двигателей (ЖРД, ЖРДМИ), которые планируется применять для экстренного торможения при полете, для эффективного маневрирования - на плаву).

Но все проблемы с негативными процессами, описанными выше, остаются. Здесь (при проектировании и создании новых двигателей) возможно (и необходимо) применять те же методы и способы борьбы с ТААК давления, с осадкообразованием, что и для двигателей, применяемых при эксплуатации ЛА и КЛА, включая новые датчики и системы контроля.

На основе экспериментальных исследований:

1) Разработаны алгоритмы и методики учета негативных и позитивных процессов, происходящих в топливно-охлаждающих и смазывающих системах, которые необходимо учитывать при проектировании и создании новых двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования как на жидких, так и на газообразных УВГ и УВО.

2) Разработаны алгоритмы и методики проектирования, расчета и создания новых датчиков и систем контроля за тепловыми процессами в двигателях и в самих ЛА, КЛА, а также за тепловыми процессами, возникающими от внешних тепловых (и боевых) ударов.

3) Созданы и запатентованы новые конструктивные схемы ВРД, ЖРД, ЖРДМИ, топливных и масляных теплообменников, форсунок, фильтров, каналов, в которых ведется борьба с осадкообразованием, с ТААК давления (при жидких УВГ и УВО) без электростатических полей, с полями, гибридно, т.е. одновременно: без электростатических полей и с полями, новые датчики и системы контроля.

4) Созданы и получены патенты на изобретения РФ: №2194974, №2213291, №2289078, №2452896, №2447362, №2388966, №2215671, №2287715, №2228456, №2212364, №2467195, №2155910, №2482413, №2504843, №2504676.

Результаты исследования, новые методики расчетов и контроля особенностей тепловых процессов в жидких и газообразных УВГ и УВО, патенты на изобретения внедрены в существующие ВРД наземного применения (на станциях газоперекачки) марок НК-16СТ, НК-

18СТ, НК-8-2У; в подвижные (мобильные) водонагревательные устройства для обеспечения нефтегазодобычи; в перспективные разработки энергоустановок экранопланов; в космические энергоустановки «Курс» и «Барьер» (РД-170, РД-180), которые использовались для многоразовой транспортной космической системы «Энергия» – «Буран» и используются до сих пор, в том числе – продаются в США; в новые перспективные конструктивные схемы топливо-охлаждающих каналов и форсунок ВРД; в системы контроля и управления ВРД перспективных летательных аппаратов 5-го поколения; в техносистемы для полетов на Луну и на Марс; в другие техносистемы двойного назначения воздушного и космического базирования, а также в учебную научную работу технических и аэрокосмических вузов и ввузов РФ.

Применение материалов доклада повысит ресурс, надежность, эффективность, долговечность, безопасность, живучесть, экономичность и экологичность ВРД и ЖРД различных классов и назначений, включая комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов на жидких и газообразных УВГ и УВО.

Библиографический список

1. Белоусов А. Н., Бочкарёв С. К., Григорьев В. А. и др. Основы теории, расчета и проектирования воздушно-реактивных двигателей: учебник для вузов. Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. акад. С. П. Королёва (нац. иссл. ун-т). М.: Машиностроение, 2011.
2. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей: учебник для вузов / под ред. В. П. Глушко. М.: Машиностроение, 1989.
3. Добровольский В. М. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. / под ред. Д. А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005.
4. Зрелов В. Н., Серегин Е. П. Жидкие ракетные топлива. М.: Химия, 1975.
5. Большаков Г. Ф. Химия и технология компонентов жидкого ракетного топлива. Л.: Химия, 1983.
6. Яновский Л. С., Дубовкин Н. Ф. и др. Инженерные основы авиационной химмотологии. Казань: Изд-во Казанск. Ун-та, 2015.
7. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Абдуллин М. Р., Платонов Е. Н., Яновская М. Л. Пути увеличения ресурса, надежности и безопасности энергоустановок при добыче тяжелых нефтей // Матер. докл. 9 Школы-семинара молодых ученых и специалистов акад. Алемасова В. Е.: «Проблемы тепломассообмена и гидродинамики в энергомашиностроении». Сек.: «Тепломассообмен и интенсификация процессов в энергомашиностроении и нефтедобыче». РАН. Казань: Изд-во «Академэнерго», 2014. С. 208 – 210.
8. Алтунин К. В. Повышение ресурса реактивных двигателей на жидких углеводородных горючих за счет применения новых форсунок // Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева. 2015. №1-2. С. 37 – 42.
9. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Демиденко В. П., Платонов Е. Н. и др. Новые конструктивные схемы форсунок для силовых установок гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов // Матер. докл. 39 Академических чтений по космонавтике: «Актуальные проблемы Российской космонавтики». РАН. РАКЦ. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. С. 393 – 394.
10. Алтунин В. А. Совершенствование и разработка систем контроля и управления полетами и наземной тренажерной базы космонавтов // «Актуальные проблемы Российской космонавтики». Тез. докл. 34 Академ. чтений по космонавтике, посвящ. памяти акад. С. П. Королёва и др. выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. РАН. РАКЦ. Сек. №12: «Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов». М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2010. С. 333 – 334.

11. Алтунин В. А., Демиденко В. П., Платонов Е. Н., Яновская М. Л. Разработка систем контроля и управления космических летательных аппаратов с жидкими углеводородными горючими и охладителями // Тр. 37 Академических чтений по космонавтике: «Актуальные проблемы Российской космонавтики». Сек. №17: «Системы управления космических аппаратов и комплексов». РАН. РАКЦ. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2013. С. 535 – 536.

12. Алтунин К. В., Абдуллин М. Р. и др. Исследование тепловых процессов в газообразном метане для создания перспективных двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования // Труды 51-ых чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция №2: «Проблемы ракетной и космической техники». Калуга, 20 – 22 сентября 2016 г. РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2017. С. 169 – 177.

13. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Платонов Е. Н., Яновская М. Л. и др. Влияние особенностей тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях на разработку новых конструктивных схем двигателей, энергоустановок и техносистем различного назначения и базирования // Сб. тез. докл. Всероссийской научно-технической конференции «Авиадвигатели 21 века», посвященной 85-летию ЦИАМ им. П.И. Баранова. Москва, ЦИАМ, 24 – 27 ноября 2015 г. Сек. №7: «Авиационная химмотология». М.: Изд-во ЦИАМ, 2015. С. 974 – 975.

14. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Платонов Е. Н., Яновская М. Л. Разработка новых конструктивных схем форсунок двигателей авиационных и аэрокосмических летательных аппаратов // Сб. тез докл. 41 Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С. П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. Сек. №3: «Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкции двигателей летательных аппаратов». 24 – 27 января 2017 г., МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва. РАН. РОСКОСМОС. РАКЦ. М.: Изд-во МГТУ им Н. Э. Баумана. 2017. С. 63.

15. Алтунин В. А., Демиденко В. П., Платонов Е. Н. и др. О необходимости учета тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и авиационных моторных маслах при проектировании и создании новых систем контроля и управления летательных аппаратов // Тез. докл. 3 Всероссийской научно-технической конференции «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами». Сек. №4, подсек. А: «Информационно-управляющее поле кабины, системы технического зрения». Москва-Раменское, 21 – 22 сентября 2017 г. М.: Изд-во ООО «Научтехлитиздат», 2017. Т. 1. С.135 – 137.

16. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Абдуллин М. Р. и др. Разработка методик расчета тепловых процессов в газообразном метане при влиянии электростатических полей // Матер. докл. международной научно-технич. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», посвященной Генеральному конструктору аэрокосмической техники академику Н. Д. Кузнецову. Сек. №7: «Камеры сгорания: процессы горения. Энергоэффективность тепловых двигателей». Подсек. №7А: «Процессы горения и экология тепловых двигателей». Самара, СНИУ им. акад. С. П. Королёва, 12 – 14 сентября 2018 г. Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. С. 238.

17. Алтунин В. А., Демиденко В. П., Щиголов А. А., Яновская М. Л. и др. Пути повышения ресурса и надежности систем смазки авиационных и аэрокосмических двигателей и энергоустановок // Труды 51-ых чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». Калуга, 20 – 22 сентября 2016 г. РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2017. С. 142 – 152.

18. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Щиголов А. А., Яновская М. Л. и др. Разработка новых конструктивных схем систем смазки двигателей для гиперзвуковых и аэрокосмических летательных аппаратов // Сб. тез докл. 41 Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров

освоения космического пространства. Сек. №15: «Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов». 24 – 27 января 2017 г., МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва. РАН. РОСКОСМОС. РАКЦ. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2017. С. 378 – 379.

19. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Алиев И. Н. и др. Исследование возможности применения магнитных и электростатических полей для борьбы с осадкообразованием в авиационных моторных маслах двигателей, энергоустановок и техносистем наземного, воздушного и аэрокосмического базирования // Известия вузов. Машиностроение. 2017. №3 (684). С. 76 – 88.

20. Алтунин В. А., Львов М. В., Каськов А. С., Яновская М. Л. Применение результатов экспериментальных исследований при создании систем смазки повышенных характеристик перспективных двигателей летательных аппаратов // Материалы докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», посвященной Генеральному конструктору аэрокосмической техники акад. Н. Д. Кузнецову. Сек. №1: «Проблемы конструкции, надежности, проектирования двигателей». Самара, СНИУ им. акад. С. П. Королёва, 12 – 14 сентября 2018 г. Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. С. 164 – 165.

УДК 536:537; 546.17; 621.454.2:621.45.02:621.4:665

НЕКОТОРЫЕ ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ УГЛЕВОДОРОДНЫХ И АЗОТОСОДЕРЖАЩИХ ГОРЮЧИХ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

В. А. Алтунин, Н. Б. Давлатов, М. А. Зарипова, Е. Н. Платонов, М. Л. Яновская*

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ
*Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова
(ЦИАМ), г. Москва*

В современных жидкостных реактивных двигателях (ЖРД) для различных летательных аппаратов (ЛА) одно – и многократного использования широко применяются жидкие углеводородные и азотосодержащие (гидразин и его производные) горючие и охладители [1 – 17, 22 – 25].

В докладе проводится анализ:

- теплофизических и термодинамических свойств жидких углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителей в широком диапазоне параметров по давлению и температуре;
- термодинамического состояния жидких горючих и охладителей при их эксплуатации в земных, аэрокосмических и космических условиях;
- позитивных и негативных процессов, происходящих в каналах рубашек охлаждения, в фильтрах и форсунках реактивных двигателей;
- существующих и перспективных способов дальнейшей интенсификации теплоотдачи к жидким горючим;
- существующих и перспективных способов борьбы с аномальными и опасными эффектами;
- существующих и перспективных способов борьбы с термоакустическими автоколебаниями давления, которые происходят в каналах рубашек охлаждения жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и других двигателей, работающих как на жидких углеводородных, так и на азотосодержащих горючих и охладителях;
- способов повышения эффективности ЖРД и других реактивных двигателей для различных ЛА.

Одним из перспективных направлений дальнейшего повышения эффективности гиперзвуковых, аэрокосмических и космических двигателей является повышение теплофизических и термодинамических свойств жидких горючих [14 – 17, 22 – 25].

В докладе подробно показаны результаты экспериментальных исследований:

- с жидкими углеводородными горючими - при их смешении, при проведении полной предтопливной подготовки, при борьбе с осадкообразованием, с термоакустическими автоколебаниями давления и с др. негативными процессами – без применения и с применением электростатических полей;

- с азотосодержащими горючими – при внедрении в них нано – материалов – различных углеродных фуллеренов типа C_{60} , C_{70} , C_{84} при их различной концентрации в широком диапазоне параметров по давлению и температуре в условиях естественной конвекции.

В докладе широко представлена информация о чистом гидразине. Гидразин (N_2H_4) – это однокомпонентное ракетное топливо или моно-горючее [7 – 13], которое было открыто и создано почти 150 лет назад, а наиболее эффективное его применение началось с началом развития реактивной авиации и ракетной техники; представляет собой бесцветную, дымящую на воздухе жидкость, сильно гигроскопичную и хорошо растворяющуюся в воде, спиртах, аминах и др. полярных растворителях; это эндотермичное соединение, поэтому имеет малую стабильность, легко воспламеняется и легко разлагается при нагревании и в присутствии катализаторов с образованием аммиака, водорода и азота.

Производные гидразина (алкилгомологи) или гидразиновые горючие – это несимметричный диметилгидразин (НДМГ) ($(CH_3)_2N_2H_2$), гидразингидрат ($NH_2NH_2H_2O$), монометилгидразин (NH_2NHCH_3), аммиак (NH_3). Кроме того, сам гидразин применяется: в смеси с метилгидразином (или с монометилгидразином), при этом получается горючее «Аэрозин – 50», которое широко применяется в США; в смеси с аммиаком; в составе двухкомпонентных и гибридных топлив, в составе некоторых жидких окислителей.

В годы Второй мировой войны гидразин применялся в Германии в качестве одного из компонентов топлива для подводных лодок, реактивных истребителей «Мессершмитт Me-163» (C-Stoff, содержащий до 30% гидрата гидразина) и ракет «Фау-2» (B-Stoff, 75% гидразина).

Несимметричный диметилгидразин широко использовался и используется в авиационной и ракетно-космической технике: на французских боевых самолетах «Мираж – 111»; на отечественных ракетах – носителях (РН) - «Космос», «Циклон», «Протон»; на американских РН – семейства «Титан»; на французских РН – семейства «Ариан»; на японских РН – семейства «N»; на китайских РН – семейства «Большой Поход»; в двигательных установках пилотируемых кораблей и автоматических спутников, орбитальных и межпланетных станций, многоразовых космических кораблей «Буран» (РФ) и «Спейс Шаттл» (США). Другие алкилгомологи гидразина – широко используются в различных комбинациях ракетных топлив и горючих.

Все гидразиновые горючие (и охладители) являются токсичными и опасными для человека. Но, несмотря на это, из-за своих особенных технических свойств, они продолжают эффективно использоваться, в первую очередь, для двигателей ЛА одно – и многоразового использования воздушного, аэрокосмического и космического базирования. При разложении 1 моля гидразина выделяется 46 кДж тепла, поэтому он, в основном, используется в жидкостных ракетных двигателях малой тяги (ЖРДМТ) и в газогенераторах (ГГ), где образующиеся при разложении газы достигают температуры 1400К и развивают давление (1 – 2) МПа. В настоящее время гидразин также широко используется в микро – ЖРД – для эффективного управления орбитальными малыми и нано – спутниками [1, 4 – 6].

Кроме того, гидразиновые горючие (и охладители) и их производные, а также различные их смеси с др. различными веществами в наше время нашли применение и в земных условиях [14 – 17, 22 – 25]:

- в конверсионных ЖРД, ЖРДМТ многоразового использования (ЖРДМИ, ЖРДМТМИ), которые применяются для: добычи тяжелых битумных нефтей, решения научно-технических задач при доводке существующих и создании новых жидкостных и гибридных

ных двигателей и их охлаждаемых и неохлаждаемых камер сгорания, проведения эффективных исследований по свойствам горячей плазмы, продолжения и расширения научной и учебной работы.

- в медицине – при создании новых лекарственных препаратов);
- в сельском хозяйстве и биологии – для регуляторов роста растений и создании различных химикатов;
- в малой энергетике – при создании и эксплуатации воздушно-гидразиновых низкотемпературных топливных элементов (батарей - электрохимических генераторов) различных габаритов и мощности – для получения электрического тока и его использования в различных объектах и отраслях промышленности, включая транспорт;
- в большой энергетике – для восстановления кислорода в воде, применяемой для питания котлов;
- в атомной энергетике – для осуществления процесса переработки ядерного топлива (в качестве восстанавливающих агентов);
- в химической промышленности – для получения пластмасс, резины, взрывчатых веществ; для восстановления золота, серебра, платиновых металлов, меди из разбавленных растворов солей; для восстановления карбональной группы альдегидов и др. веществ; для очистки промышленных газов от CO_2 и меркаптанов; для получения промежуточных продуктов и красителей;
- в машиностроении и др. отраслях промышленности - для защиты от коррозии водяных и паровых циркуляционных трубопроводов (а именно: парогенераторов, систем охлаждения, систем отопления); для удаления кислорода при обработке воды; для консервации выведенного из эксплуатации оборудования; для обеспечения топливом (гидразингидратом) в энергоблоках глубоководных аппаратов, спускаемых на глубину 6 км (например, в энергоблоке «Океан»); для получения рабочего тела при температурах до 650°C (при разложении гидразингидрата в газогенераторах на азот, водород, аммиак и водяной пар), используемого в качестве теплоносителя вторичного контура турбины замкнутого типа, работающей по циклу Ренкина.

Постоянно идет работа по улучшению и повышению качеств и свойств углеводородных и азотосодержащих жидких ракетных горючих (охладителей) и топлив, т.к. от этого зависит повышение ресурса, надежности, эффективности, безопасности, экономичности и экологичности двигателей и энергоустановок ЛА, КЛА различного назначения и применения. Также ученые, конструкторы и инженеры ведут работу по созданию новых конструктивных схем ЖРД, ЖРДМИ, ЖРДМТ, микро-ЖРД:

- с увеличенными характеристиками по удельному импульсу, по тяге, по коэффициенту теплоотдачи (в топливно-охлаждающих системах);
- с системами контроля и борьбы с аномальными тепловыми процессами (с термоакустическими автоколебаниями (ТААК) давления, с осадкообразованием, с прогарами, пожарами и взрывами).

Одним из направлений исследований является повышение теплофизических и термодинамических свойств жидких углеводородных и азотосодержащих горючих (и охлажденных), в том числе, и гидразиновых.

Анализ научно-технической и патентно-лицензионной литературы показал, что отсутствуют данные по влиянию нано-материалов, например, углеводородных фуллеренов, на теплофизические и термодинамические свойства жидкого гидразина. Поэтому материалы данного доклада являются актуальными и необходимыми.

Для получения новых данных была создана экспериментальная база и проведены всесторонние исследования по влиянию фуллеренов типа C_{60} , C_{70} , C_{84} на теплофизические и термодинамические свойства чистого гидразина. На графиках в докладе наглядно показано влияние фуллеренов на теплопроводность, теплоемкость, плотность, вязкость чистого гидразина, а также – на его термодинамические характеристики.

На основе результатов исследования:

- создана экспериментальная база данных (таблицы и графики) по теплофизическим и термодинамическим свойствам чистого гидразина и нового горючего «Гидразин – фуллерены»;
- созданы методики быстрого и эффективного расчета теплофизических и термодинамических свойств чистого гидразина и нового жидкого горючего «Гидразин + фуллерены» в широком диапазоне параметров по давлению и температуре;
- разработаны рекомендации по применению фуллеренов для изготовления нового горючего «Гидразин + фуллерены»;
- разработаны методики расчета, проектирования, создания и эксплуатации существующих и перспективных ЖРД, ЖРДМИ, ЖРДМТ, ЖРДМТМИ двойного назначения наземного, воздушного, аэрокосмического и космического применения и базирования – при использовании чистого гидразина и новых азотосодержащих гидразиновых горючих, охладителей и топлив с внедренными фуллеренами.

В докладе показаны пути дальнейшего совершенствования жидких углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителей для различных двигателей, их систем охлаждения и топливоподдачи – без применения и с применением электростатических полей [2, 14 – 17, 22 – 25].

Доклад сопровождается запатентованными конструктивными схемами новых двигателей одно – и многократного использования на различных жидких углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителях.

Применение результатов исследований будет способствовать проектированию и созданию новых отечественных гиперзвуковых, аэрокосмических и космических двигателей, а также ЛА различного назначения и базирования одно – и многократного использования повышенных характеристик по ресурсу, надежности, выживаемости, неуязвимости, безопасности, эффективности, экономичности и экологичности.

Библиографический список

1. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей: учебник для вузов / под ред. В. П. Глушко. М.: Машиностроение, 1989.
2. Алтунин В. А. Исследование особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям в энергетических установках многократного использования. Книга первая. Казань: Изд-во «Казанский государственный университет им. В. И. Ульянова-Ленина», 2005.
3. Куренков В. И. Основы проектирования ракет-носителей: уч. пособие / Под ред. докт. техн. наук, проф. А. Н. Кирилина. Самара: Изд-во «Самар. гос. аэрокосм. ун-та», 2011.
4. Добровольский В. М. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. / под ред. Д. А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005.
5. Коломенцев А. И., Байков А. В., Мартыненко С. И., Якутин А. В., Яновский Л. С., Теличкин Д. С., Цыгенхаген Ш. Проблема разработки микродвигательных установок // Известия вузов. Авиационная техника. 2010, № 2. С. 53 – 55.
6. Якутин А. В. Математическое моделирование и численный анализ рабочих процессов в микро-ЖРД на базе МЭМС-технологий // Автореферат канд. дисс. по специальности: 05.07.05. М.: Изд-во МАИ, 2010.
7. Зрелов В. Н., Серегин Е. П. Жидкие ракетные топлива. М.: Химия, 1975.
8. Большаков Г. Ф. Химия и технология компонентов жидкого ракетного топлива. Л.: Химия, 1983.
9. Цуцуран В. И., Петрухин Н. В., Гусев С. А. Военно-технический анализ состояния и перспективы развития ракетных топлив: учебник. М.: Изд-во МО РФ, 1999.
10. Коровин Н. В. Гидразин. М.: Химия, 1980.
11. Одрит А., Б. Огг. Химия гидразина. Пер. с англ. Е. А. Яковлевой / М: ИЛ. 1954.

12. *Третьяков Ю. Д., Мартыненко Л. И.* и др. Водородные соединения азота и их производные. Гидразин. Гидроксиламин. Неорганическая химия. Химия элементов: учебник для вузов. В 2 книгах. Кн. II. М.: Химия, 2001. С. 869 – 872.
13. *Бугаев П. А., Антушевич А. Е., Рейнюк В. Л., Башарин В. А., Зацепин В. В.* Гидразин и его производные: токсикологическая характеристика // *Современные проблемы науки и образования*. 2017. № 4. (Электронный журнал).
14. *Алтунин В. А., Алтунин К. В., Демиденко В. П., Платонов Е. Н., Яновская М. Л.* Некоторые проблемы развития жидкостных ракетных двигателей многократного использования (90-летию со дня рождения академика В. Е. Алемасова – посвящается) // *Матер. докл. 48 научных Чтений памяти К. Э. Циолковского. РАН. РАКЦ. Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники»*. Калуга: Изд-во «Наша Полиграфия», 2013. С. 88 – 90.
15. *Алтунин В. А., Абдуллин М. Р., Платонов Е. Н., Яновская М. Л.* и др. Исследование особенностей тепловых процессов в рубашках охлаждения жидкостных ракетных двигателей // *Матер. докл. междунар. научно-практ. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения»*. Самара: Изд-во СГАУ им. акад. С. П. Королёва. 2014. Часть 1. С. 156.
16. *Алтунин В. А., Алтунин К. В., Демиденко В. П., Платонов Е. Н., Яновская М. Л.* и др. Учет особенностей тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях при проектировании и создании перспективных ЖРД многократного использования // *Матер. 4 Всерос. научно-техн. конф. «Актуальные проблемы ракетно-космической техники (4 Козловские чтения)»*. АО «РКЦ Прогресс», СамНЦ РАН, Сек. №4: «Двигатели, энергетические установки и системы терморегулирования КА. Механизмы специальных систем» / Под общ. ред. д.т.н., проф. А. Н. Кирилина. Самара: Изд-во «СамНЦ РАН», 2015. Т.2. С. 21 – 23.
17. *Алтунин В. А., Алтунин К. В., Платонов Е. Н., Яновская М. Л.* Влияние особенностей тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях на разработку новых конструктивных схем двигателей, энергоустановок и техносистем различного назначения и базирования // *Сб. тез. докл. Всерос. научно-техн. конф. «Авиадвигатели 21 века», посвящ. 85-летию ЦИАМ им. П. И. Баранова. Сек. №7: «Авиационная химмотология»*. М.: Изд-во ЦИАМ, 2015. С. 974 – 975.
18. *Сафаров М. М., Давлатов Н. Б., Зарипова М. А., Тиллоева Т. Р.* Влияние фуллеренов C_{60} на изменение теплопроводности жидкого гидразина в широком интервале параметров состояния // *Матер. 14 Российской конф. (с междунар. участием) по теплофизическим свойствам веществ*. Казань: 2014. Том 2, С. 48 – 49.
19. *Сафаров М. М., Зарипова М. А., Давлатов Н. Б.* и др. Интенсификация азотосодержащих ракетных топлив с учетом доставки наночастиц и расчет их термодинамических характеристик. // *Матер. 8 Междунар. научно-техн. конф. «Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики (АНТЭ-2015)»*, 19 – 21 октября 2015. Казань: Изд-во «КНИТУ-КАИ им. А. Н. Туполева». С. 517 – 522.
20. *Сафаров М. М., Назаров Х. Х., Давлатов Н. Б.* и др. Адсорбционные, теплофизические, термодинамические свойства некоторых наночастиц и их влияние на поведение теплоносителей // *Матер. докл. 10 школы-семинара молодых ученых и специалистов академика РАН В. Е. Алемасова «Проблемы теплообмена и гидродинамики в энергомашиностроении»*. Казань: 2016. С. 217 – 220.
21. *Москалёв П. Н., Седов В. П., Сибилев А. И.* О сравнительной реакционной способности фуллеренов C_{66} и C_{70} в системе диметилформамид – гидразин-гидрат. Гатчина (Ленингр. обл.): Изд-во «Петербургский институт ядерной физики им. Б. П. Константинова РАН». Препринт – 2600. 2005.
22. *Алтунин В. А., Давлатов Н. Б., Зарипова М. А.* Разработка способа повышения теплофизических свойств жидкого азотосодержащего горючего и охладителя // *Матер. докл. 19 Междунар. научно-техн. конф. «Авиакосмические технологии» (АКТ- 2018)*. Сек.: «Фундаментальные основы процессов создания и функционирования авиационных, космических и транспортных систем». Воронеж: ВГТУ, 2018. С. 17 – 18.

23. Алтунин В. А., Давлатов Н. Б., Зарипова М. А. Некоторые пути увеличения теплофизических и термодинамических свойств жидкого азотосодержащего горючего и охладителя // Матер. докл. Междунаро. научно-техн. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», посвящ. памяти акад. Н. Д. Кузнецова. Сек.: «Перспективы развития и применения двигателей и энергетических установок». Самара: Изд-во «Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королёва», 2018. С. 138.

24. Алтунин В. А., Давлатов Н. Б., Зарипова М. А., Платонов Е. Н., Яновская М. Л. Анализ путей повышения эффективности жидких горючих для космических двигателей и энергоустановок // Матер. докл. Всеросс. научно-практ. конф. с международным участием: «Новые технологии, материалы и оборудование Российской авиакосмической отрасли», посвященной 130-летию со дня рождения выдающегося авиаконструктора А. Н. Туполева. («АКТО – 2018»). (8-10 августа 2018 г., г. Казань). Сек. №2: «Рабочие процессы и технологии в Российском авиационном двигателестроении и энергоустановках». Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2018. Т. 1. С. 326 – 330.

25. Алтунин В. А., Давлатов Н. Б., Зарипова М. А., Сафаров М. М., Платонов Е. Н., Яновская М. Л. Способы повышения эффективности теплофизических и термодинамических свойств жидких углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей и энергоустановок космического применения // Матер. 53-их научных Чтений памяти К. Э. Циолковского. Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». Калуга, 17 – 20 сентября 2018 г. РАН. РАКЦ. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2018. С. 121 – 122.

УДК 536+537; 621.454.2:621.45.02; 621.4:665

РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ БОРЬБЫ С ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИМИ АВТОКОЛЕБАНИЯМИ ДАЛЕНИЯ В ЖРД ОДНО - И МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

В. А. Алтунин, К. В. Алтунин, Е. Н. Платонов, М. Л. Яновская *

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ
*Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова
(ЦИАМ), г. Москва*

При работе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) одно – и многоразового использования (ЖРДМИ) в рубашке охлаждения (РО) происходят различные аномальные позитивные и негативные процессы [1 – 4]. Особенно эти процессы проявляются при использовании жидких углеводородных горючих (УВГ) и охладителей (УВО):

- процесс увеличения коэффициента теплоотдачи α в зоне критических давлений (позитивный процесс);
- процесс осадкообразования (негативный процесс), из-за которого происходят перегревы и прогары стенок рубашки охлаждения ЖРД с дальнейшим пожаром и взрывом;
- процесс возникновения и поддержания термоакустических автоколебаний (ТААК) давления (позитивно-негативный процесс).

ТААК давления способствуют:

- увеличению коэффициента теплоотдачи α на 40% (это позитивный процесс);
- появлению локально чередующихся зон перегрева (например, в области критического сечения сопла ЖРД, ЖРДМИ) с дальнейшим прогаром РО, взрывом двигателя и всего летательного аппарата (ЛА) или космического ЛА (КЛА) (это негативный процесс);
- цикличному процессу откальвания ТУО в каналах РО (это позитивный процесс, так как он содействует автоматической очистке каналов РО при работе двигателя в земных и кос-

мических условиях, например, на стенде испытаний и исследований, при добыче тяжелых нефтей - в наземных условиях, на орбите и при маневрах – в космосе). Данный эффект включен В. А. Алтуниным в классификацию борьбы с осадкообразованием как перспективный способ удаления углеродистого осадка без съема двигателя с ЛА, КЛА и без его разборки. Однако при этом происходит засорение топливно-охлаждающих каналов, фильтров и форсунок с дальнейшими негативными последствиями (это негативный процесс), т. е. ТААК давления можно считать негативно-позитивным аномальным процессом.

Научными исследованиями возникновения ТААК давления в каналах с различными жидкостями занимались многие ученые, такие как Н. И. Антонюк, В. А. Герлига, В. Р. Скалозубов, Ш. Г. Каплан, Р. Е. Толчинская, В. Е. Накоряков, А. П. Бурдуков, Б. Г. Покусаев, И. Р. Шрейбер, А. М. Кичигин, Л. А. Кесова, Е. И. Несис, Н. Л. Кафенгауз, Л. С. Яновский, В. М. Ерошенко, В. И. Лубановский, Л. А. Яскин, Б. М. Дорофеев, А. Т. Синицын, В. А. Асман, В. А. Хмара, В. И. Манкеев, В. И. Войцеховский, В. И. Ветров, В. Н. Шамин и др. В то же время лишь ограниченное число ученых [3 – 18] изучали этот процесс в каналах с жидкими УВГ (УВО) при сложных термодинамических условиях (при до- и сверхкритических давлениях и температурах), характерных для реальных ЖРД и других ЭУ и ТС.

До сих пор нет единства во взглядах на механизм и прочие особенности этого аномального явления. Наиболее правильное и достоверное описание и обоснование ТААК давления сделала группа ученых во главе с Н. Л. Кафенгаузом [5 – 10]. Они раскрыли механизм этого явления, связав его с появлением в пограничном слое паровых пузырьков и псевдопузырьков, с большой разницей температур между ядром потока и пристеночной областью, с турбулентным забросом холодной жидкости в паровую пристеночную область и др. Также они считают, что при теплообмене в каналах возникают резонансные колебания давления с узлами на границах канала. Поскольку скорость звука изменяется по длине канала в зависимости от температуры, варьируется и набор частот, а максимальная температура стенки (минимум коэффициента теплоотдачи) соответствует пучности волны давления. Поэтому длина волны для данного коэффициента теплоотдачи соответствует половине длины волны давления. Локальные перегревы, чередующиеся с менее нагретыми участками (из-за узлов и пучностей стоячей акустической волны в обогреваемом акустическом контуре с жидким охладителем), показаны на рис. 1. Эти режимы очень опасны, так как могут привести к прогару, пожару и взрыву ЖРД, ЖРДМИ, ЭУ, ТС в земных и космических условиях. При проектировании, расчете и создании новой техники конструкторы и разработчики мало внимания уделяют (или вообще не уделяют) позитивным и негативным аномальным процессам, происходящим в жидких УВГ (УВО), не знают методов и способов борьбы с осадкообразованием и ТААК давления.

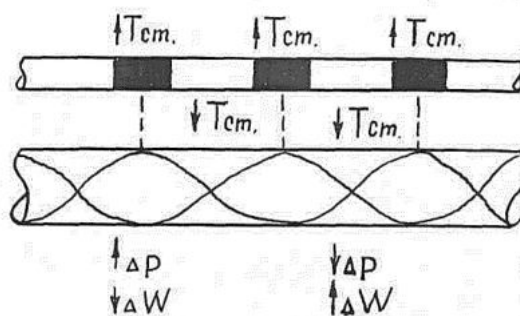


Рис. 1. Зависимость локальных перегревов рабочей трубки с жидким охладителем от узлов и пучностей стоячей акустической волны при ТААК давления: $T_{ст}$ — температура стенки рабочей трубки; Δp — изменение акустического давления; ΔW — изменение скорости прокачки охладителя

Очень трудно, опасно и малоэффективно бороться с негативными аномальными процессами в ходе эксплуатации двигателей, ЭУМИ, ТСМИ наземного и воздушного базирования на жидких УВГ (УВО), что связано с остановкой эксплуатации ЛА, снятием двигателя и отправкой его на завод для капитального ремонта, с дальнейшей разборкой, очисткой от твердого углеродистого осадка различными методами и способами (в том числе и с помощью ТААК давления), которые не следует путать с вибрационными и акусто-вибрационными методами. В космосе же провести подобные мероприятия для КЛА практически невозможно. Существующий способ удаления твердых углеродистых отложений с использованием ТААК давления, разработанный авторами [10], можно применять только в заводских условиях при разборке ВРД и ГТД, в каких-либо отсоединенных трубках (топливных каналах) при их закреплении на стенде и заполнении водой или специальным моющим раствором с дальнейшим подключением аппаратуры для формирования ТААК давления. Всестороннюю борьбу с осадкообразованием и ТААК давления необходимо начинать уже на стадии проектирования, расчета и создания двигателей, ЭУМИ и ТСМИ [3, 4, 17, 18]. Сведений о влиянии ТААК давления на работу двигателей, ЭУМИ и ТСМИ очень мало, теоретически изучить этот аномальный процесс практически невозможно. Поэтому необходимы фундаментальные и всесторонние научные экспериментальные исследования, чтобы на их основе разрабатывать новые методы уничтожения этого негативного аномального процесса как на стадии его зарождения, так и в ходе его жизненного цикла (в целях надежной защиты от возникновения локально чередующихся зон перегрева и прогара РО, пожара и взрыва), а также новые способы искусственного зарождения, роста и существования ТААК давления (для обеспечения автоматического удаления осадка из каналов РО без разборки и ремонта двигателя, что особенно важно, например, в космических условиях) [3, 4, 17, 18].

На базе результатов основных (с жидкими УВГ и УВО) и дополнительных (с газообразным метаном, с воздухом) экспериментальных исследований разработаны новые способы борьбы с ТААК давления для различных ЖРД и ЖРДМИ, а также энергоустановок (ЭУ) и техносистем (ТС). Эти способы можно разделить на группы:

- **активные** (или оперативные) – при участии в данном процессе человека – наземного оператора, летчика, космонавта – для включения в работу (в случае необходимости и контроля) дополнительных способов защиты – в ручном, полуавтоматическом или автоматическом режимах);
- **пассивные** – без участия человека, когда способы борьбы заложены еще в ходе проектирования, расчета и создания двигателей, ЭУ и ТС;
- **активно-пассивные** – одновременное осуществление активной и пассивной борьбы.

В ходе проектирования новых двигателей, ЭУ и ТС разработчики и конструкторы должны провести предварительную проверку (расчет) возможности возникновения ТААК давления в рубашках охлаждения с жидкими УВГ (УВО) – по методике, разработанной В.А. Алтуниным (в докладе не приводится).

Способы борьбы с ТААК давления без применения электростатических полей (Е). На основе результатов экспериментальных исследований без применения (Е) можно предложить следующие методы и способы борьбы с ТААК давления.

Активные (или оперативные) методы и способы:

- 1) изменение скорости прокачки (W) жидкого УВГ (УВО) (на 5-10%);
- 2) уменьшение давления (p) (на 0,01 МПа или более);
- 3) изменение температуры стенки ($T_{ст.}$) канала путем уменьшения плотности теплового потока (q) (например, при Джоулевым нагреве канала, например, при экспериментальных исследованиях – уменьшение подаваемого напряжения для нагрева рабочего канала).

Пассивные методы и способы:

- 1) разработка и создание стационарного гибридного канала (канала, состоящего из нагреваемой части («горячего» канала) и необогреваемого канала («холодного» канала));

2) разработка и создание стационарного наружного охлаждения «горячего» канала следующих типов, чтобы исключить возникновение перегревов и прогаров в опасных чередующихся нагреваемых зонах:

а) разработка и создание для «горячего» канала стационарной рубашки охлаждения с **естественной конвекцией** какого-либо жидкого (например, воды, УВГ, УВО и др.), газообразного (например, воздуха, газа метан и др.) охладителя;

б) разработка и создание для «горячего» канала стационарной рубашки охлаждения регенеративного или раздельного типов с **вынужденной конвекцией** какого-либо жидкого (например, воды, УВГ, УВО и др.), газообразного (например, воздуха, газа метан и др.) охладителя;

3) разработка и создание стационарного наружного охлаждения «горячей» части гибридного канала или всего гибридного канала следующих типов, чтобы исключить возможность появления опасных зон перегревов и прогаров:

а) разработка и создание для «горячей» части гибридного канала или для всего гибридного канала стационарной рубашки охлаждения с **естественной конвекцией** какого-либо жидкого (например, воды, УВГ, УВО и др.), газообразного (например, воздуха, газа метан и др.) охладителя;

б) разработка и создание для «горячей» части гибридного канала или для всего гибридного канала стационарной рубашки охлаждения регенеративного или раздельного типов с **вынужденной конвекцией** какого-либо жидкого (например, воды, УВГ, УВО и др.), газообразного (например, воздуха, газа метан и др.) охладителя;

4) разработка и создание «горячего» канала или «горячей» части гибридного канала:

а) с утолщением стенки (без изменения внутреннего диаметра) по длине всего «горячего» канала или «горячей» части гибридного канала (для исключения возможности перегревов и прогаров в опасных зонах);

б) с утолщением стенки (без изменения внутреннего диаметра) в расчетно-предполагаемых зонах возможных локальных перегревов и прогаров (для исключения возможности перегревов и прогаров в опасных зонах);

в) с размещением наружных поперечных ребер (различных типов и конфигураций) в предполагаемых и расчетных локально-чередующихся зонах возможных перегревов и прогаров (для исключения возможности перегревов и прогаров в опасных зонах);

г) с размещением «горячего» канала в другом канале (с большим диаметром и большей теплопроводностью, например, из меди) с обеспечением контактной теплопроводности по типу «труба – в трубе» (для уменьшения возможности перегревов и прогаров в опасных зонах);

5) разработка и создание специальных стационарных экранов, расположенных в зонах источников тепла (например, в зонах горения, в зонах электронагрева и т.д.) (для уменьшения поступления плотности теплового потока на охлаждаемую стенку и каналы рубашки охлаждения путем уменьшения эффективности источника тепла – с целью предотвращения возникновения ТААК давления).

Активно-пассивные методы и способы, например:

1) разработка и создание гибридного канала, у которого «холодный» участок (при необходимости, в связи с угрозой перегрева или прогара в локально-чередующихся зонах «горячей» части) быстро подсоединяется к «горячему» - в ручном, полуавтоматическом или автоматическом режимах, а сам «горячий» канал имеет утолщения стенки в областях, где предполагается перегрев и прогар;

2) оперативное вмешательство человека (оператора) в работу двигателя, ЭУ или ТС различного назначения и базирования с пассивными методами и способами борьбы с ТААК давления – с целью предотвращения пожара и взрыва:

а) изменение скорости прокачки жидкого УВГ (УВО) (на 5 – 10%);

б) уменьшение давления (на 0,01 МПа или более);

в) изменение температуры стенки канала путем уменьшения плотности теплового потока (например, при Джоулевом нагреве канала, например, при экспериментальных исследованиях – уменьшение подаваемого напряжения для нагрева рабочего канала).

Способы борьбы с ТААК давления с применением электростатических полей. При разработке способов борьбы с ТААК давления с применением E необходимо учитывать общие и частные методики эксплуатации рабочих участков системы «игла – игла» в жидких (и газообразных) УВГ и УВО в условиях их естественной и вынужденной конвекции.

Пассивные методы и способы (для примера):

1) разработка и создание стационарных наружных рубашек охлаждения для «горячего» канала с **естественной конвекцией** жидких или газообразных охладителей (в том числе УВГ и УВО) с размещением в них стационарных рабочих участков (рабочих соосных игл системы типа «игла-игла») с электростатическими полями (E), включение в работу которых производится одновременно с запуском двигателя, ЭУ, ТС, а выключение – после их останова и охлаждения деталей топливно-охлаждающей системы до температуры менее 100°C (что связано с процессами борьбы с осадкообразованием в УВГ и УВО); каждая пара соосных рабочих игл расположена в рубашке охлаждения в предполагаемой расчетной локальной зоне возможного перегрева и прогара, отдающая игла – под каналом, а принимающая – над каналом;

2) разработка и создание «горячего» канала с внутренним стационарным размещением рабочих участков с электростатическими полями (E) в стационарной рубашке охлаждения с **вынужденной конвекцией** охладителей, в том числе и УВГ (УВО); включение (E) осуществляется одновременно с включением двигателя, ЭУ, ТС, а выключение (E) – после их останова (и желательно – после охлаждения деталей топливно-охлаждающей системы до температуры менее 100°C); каждая пара соосных рабочих игл расположена в предполагаемой расчетной локальной зоне возможного перегрева и прогара, отдающая игла – под каналом, а принимающая – над каналом;

3) разработка и создание «горячего» канала с внутренним продольным размещением стационарных рабочих участков с E (соосных рабочих игл) в предполагаемых и расчетных локальных зонах перегревов и прогаров;

4) разработка и создание «горячего» канала с наружной рубашкой охлаждения любого типа, где рабочие участки с E расположены как внутри канала, так и в рубашке охлаждения;

5) разработка «горячего» канала с наружным размещением стационарных рабочих участков (рабочих соосных игл), например, на открытом воздухе.

Активные методы и способы:

- регулирование высоковольтного электростатического напряжения, подаваемого на стационарные рабочие соосные иглы в РУ, в целях увеличения эффективности работы электрического ветра по разрушению пузырей или псевдопузырей в канале с жидким УВГ (УВО), т.е. по уничтожению зарождения ТААК давления;

- разработка и создание подвижной системы с E (настраиваемых, раздвижных и подвижных пар рабочих соосных игл в рабочих участках (РУ), внутри каналов, внутри РО и снаружи горячего канала на открытом воздухе (при исследовании в наземных условиях) с возможностью регулирования оператором расстояния между остриями игл в РУ, между парами соосных игл в РУ и напряжения, подаваемого на РУ.

Активно-пассивные методы и способы:

а) регулирование электростатического напряжения, подаваемого на стационарные рабочие соосные иглы в РУ, расположенные:

- в «горячей» части гибридного канала (всего три способа — два пассивных (наличие гибридного канала и стационарных РУ с E) и один активный (регулирование и настройка E));

- в наружной РО горячего канала (всего три способа — два пассивных (применение наружной РО и стационарных РУ с E) и один активный (регулирование и настройка E));

- в наружной РО «горячей» части гибридного канала (всего четыре способа — три пассивных (использование гибридного канала, наружной РО и стационарных РУ с Е) и один активный (регулирование и настройка Е));

б) в горячем канале с наружным утолщением стенки в предполагаемых опасных зонах перегрева и прогара, с внутренним расположением рабочих соосных игл в РУ с Е (два пассивных способа), где оператор может регулировать подаваемое на подвижные РУ электростатическое напряжение и расстояние между остриями рабочих соосных игл, передвигать пары соосных игл в опасные зоны (три активных способа с Е) и уменьшать скорость прокачки охладителя (один активный способ без Е);

в) в гибридном канале, имеющем наружную РО с вынужденной конвекцией охладителя, наружное утолщение стенки «горячей» части канала в предполагаемых расчетных зонах перегрева и прогара и подвижные рабочие соосные иглы в РУ с Е, размещенные внутри «горячей» части гибридного канала и в РО (четыре пассивных способа), где оператор может регулировать напряжение, подаваемое на РУ внутри «горячей» части гибридного канала и в РО, расстояние между остриями рабочих соосных игл внутри «горячей» части гибридного канала, передвигать пары рабочих соосных игл в опасные зоны, увеличивать скорость прокачки охладителя в РО и уменьшать давление в гибридном канале (шесть активных способов).

Возможны и другие варианты одновременного применения различных активных и пассивных способов борьбы с ТААК давления.

Виды борьбы с ТААК давления гибридным способом (одновременно без (Е) и с (Е)):

- в горячем канале: утолщение стенок в предполагаемых зонах перегрева и прогара и повышение давления в канале (пассивный и активный способы без Е), размещение внутри горячего канала подвижных рабочих соосных игл в РУ с Е (пассивный способ с Е), увеличение подаваемого на рабочие соосные иглы в РУ напряжения, перемещение пар рабочих соосных игл в РУ в уточненные зоны перегрева и прогара, уменьшение расстояния между остриями РУ (три активных способа с Е);

- в гибридном канале: применение наружной РО с вынужденной конвекцией жидкого УВГ (УВО) и утолщение стенки по всей длине «горячего» участка (два пассивных способа без Е), повышение скорости прокачки жидкого УВГ (УВО) в канале и РО, давления в РО (три активных способа без Е); размещение в РО подвижных пар соосных рабочих игл в РУ с Е (пассивный способ с Е), перемещение пар соосных рабочих игл в РУ по уточненным координатам предполагаемых мест перегрева и прогара и увеличение расстояния между остриями игл в РУ (два активных способа с Е).

Возможны и другие варианты борьбы с ТААК давления гибридным способом.

Позитивные и негативные процессы, происходящие при ТААК давления, являются основой для их эффективного использования и организации борьбы с ними в перспективных ЖРД, ЖРДМИ, ЭУ, ТС.

На основе результатов экспериментальных исследований авторами разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы ЖРД, ЖРДМИ, ЭУ, ТС различного назначения и базирования, каналов, фильтров, форсунок, датчиков и систем контроля и управления, где организована борьба с ТААК давления и с осадкообразованием, и наоборот, искусственно создаются условия для возникновения и роста углеродистого осадка и ТААК давления (см. патенты РФ 2155910, 2194974, 2215671, 2213291, 2212364, 2228456, 2287715, 2289078, 2388966, 2452896, 2504676, 2482413, 2467195, 2447362, 2504843, 2580675 и др.).

В. А. Алтунин [18] впервые разработал и запатентовал новые конструктивные схемы ЖРД и ЖРДМИ, в которых предусмотрены комплексные меры:

а) по защите:

- топливно-охлаждающих каналов от самопроизвольного возникновения ТААК давления в РО в области критического сечения сопла;

- топливно-охлаждающих каналов (включая форсунки, фильтры) от появления твердых углеродистых отложений;

• форсунок от отколовшихся частиц твердого углеродистого осадка и процесса осадкообразования;

б) по исключению образования локально чередующихся зон перегрева топливно-охлаждающих каналов в области критического сечения сопла ЖРД;

в) по предупреждению ТААК давления и процесса осадкообразования путем: создания различных датчиков контроля и управления с выводом данных в бортовой и наземный компьютер, а также – на специальное табло наземного оператора, летчика, космонавта;

г) по искусственному зарождению и существованию ТААК давления – путем создания (при необходимости) требуемых термодинамических условий для жидких УВГ (УВО), что очень важно для обеспечения экстренной автоматической самоочистки топливно - охлаждающих трактов ЖРДМИ от твердых углеродистых отложений в процессе космического орбитального полета.

Применение данных материалов будет способствовать проектированию и созданию новой отечественной космической техники одно – и многоразового использования двойного назначения повышенных характеристик по надежности, ресурсу, эффективности и безопасности.

Доклад сопровождается запатентованными конструктивными схемами двигателей, ЭУ и ТС ЛА, КЛА с различными способами борьбы с ТААК давления и, наоборот, со способами искусственного специального зарождения и поддержания ТААК давления - в земных и космических условиях.

Библиографический список

1. *Коротеев А. С., Самойлов Л. П.* Перспективные ЖРД России // Двигатель. 2000. №2(8), с. 2 – 7.

2. *Торгашин А. С., Бегишев А. М., Ерисов А. А.* Перспективные разработки ЖРД многоразового использования // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Красноярск: Сибирский гос. аэрокосмический ун-т им. акад. М.Ф. Решетнева, 2016, т. 1, № 12, с. 214 – 216.

3. *Алтунин В. А.* Некоторые пути развития ЖРД многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях. Матер. XIII Научных чтений памяти К. Э. Циолковского. Калуга, 16 – 18 сентября 2008 г. Калуга: Изд-во Эйдос, 2008. С. 103 – 104.

4. *Алтунин В. А., Алтунин К. В., Обухова Л. А., Платонов Е. Н., Коханова С. Я., Яновская М. Л.* Разработка способов борьбы с термоакустическими автоколебаниями давления в каналах рубашек охлаждения ЖРД и комбинированных силовых установок для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. XI Академические чтения по космонавтике. Сб. тез. докл., Москва, 26 – 29 января 2016 г. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015.

5. *Кафенгауз Н. Л.* О связи кризиса теплообмена с высокочастотными автоколебаниями давления // Инженерно-физический журнал. 1969. т.16. № 4. С.725 – 729.

6. *Кафенгауз Н. Л.* Обзор экспериментальных исследований термоакустических колебаний при теплоотдаче к турбулентному потоку жидкости в трубах // Вопросы тепло- и массопереноса в энергетических установках. Сб. науч. тр. МЭИ, вып. 19. М.: 1974. С. 106 – 130.

7. *Кафенгауз Н. Л.* Анализ исследования термоакустических автоколебаний при теплоотдаче к жидкости в большом объеме и к турбулентному потоку жидкости в трубах (обзор). Москва, Информэнерго, 1976.

8. *Васьянов В. Д., Кафенгауз Н. Л., Лебедева А. Г.* и др. О механизме термоакустических автоколебаний // Инженерно-физический журнал. 1978. т.34. № 5. С. 773 – 775.

9. *Аладьев И. Т., Дышель Н. Н., Кафенгауз Н. Л.* Влияние теплообмена на скорость звука в турбулентном потоке жидкости // ТВТ. 1981. т.19. № 5. С. 1108 – 1111.

10. *Ерошенко В. М., Кафенгауз Н. Л., Лубановский В. И., Яновский Л. С., Яскин Л. А.* Способ очистки поверхности трубопровода высокого давления. Пат. 1118438 СССР, 1984.

11. Герлига В. А., Ветров В. И. Экспериментальное исследование термоакустических колебаний в обогреваемых каналах при сверхкритических давлениях // Известия вузов. Авиационная техника. 1978. № 1. С. 31 – 36.
12. Каплан Ш. Г., Толчинская Р. Б. Возникновение высокочастотных колебаний давления в процессе теплообмена при вынужденном движении жидкости // Инженерно-физический журнал. 1969. т.17. № 3. С. 486 – 490.
13. Калбалиев Ф. И. Теплоотдача при сверхкритических давлениях хвещества (ароматические углеводороды). Дис. д-ра техн. наук. Баку, 1985.
14. Бабаева С. Ш. Исследование тепловых процессов в теплообменных аппаратах // Проблемы энергетики. 2003. № 1. С. 36 – 41.
15. Вердиев Ч. М., Калбалиев Р. Ф. Надежность энергетического оборудования, работающего при пульсационном режиме и сверхкритических давлениях вещества. Рациональное использование энергоресурсов и надежность электрооборудования. Тр. конф., Баку: АТНА, 2000. С. 154 – 158.
16. Дорофеев Б. М., Волкова В. И. Гидродинамические и термоакустические автоколебания при поверхностном кипении в каналах // Акустический журнал. 2008. т. 54. №5. С. 732–739.
17. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Коханова С. Я., Платонов Е. Н. и др. Организация контроля за тепловыми процессами в топливно-охлаждающих и подающих системах двигателей летательных аппаратов. Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Матер. междунар. науч.-техн. конф. Самара, 22 – 24 июня 2016 г. Ч. 1 Самара: Новая техника, 2016.. С. 169 – 170.
18. Алтунин В. А. Способ повышения надежности ЖРД одно- и многоразового использования. Пат. 2287715 РФ, 2006, бюл. № 32.

УДК 629.783

ТИПОВЫЕ ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ РЕШЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. Г. Черняев

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева

Введение. В настоящее время малые космические аппараты создаются коммерческими организациями, университетами, военными в значительном количестве. Целью данной работы является выявление типовых аппаратных и программных решений, попытка обосновать их использование на примере спутников формата CubeSat. Материал статьи будет полезен как обзор технологий построения бортовых компьютеров, проверенных в космическом пространстве на 2018 г. Результаты могут быть использованы командами-разработчиками малых космических аппаратов на начальном этапе проектирования.

Постановка задачи. Рассмотрим космический аппарат как программно-аппаратный комплекс. На борту вычислительные узлы выполняют различные значения, в том числе:

- 1 Управление двигательными установками;
- 2 Контроль шины датчиков;
- 3 Управление исполнительными механизмами;
- 4 Контроль питания;
- 5 Монитор радиационного фона;
- 6 Монитор температуры;
- 7 Контроль направления антенны;
- 8 Реализация устройства связи с объектом (RTU/RIO);

- 9 Сетевое взаимодействие;
- 10 Защита COTS устройств.

Рис. 1 иллюстрирует различное расположение вычислительных узлов. В проектах спутников формата CubeSat используются различные процессорные блоки, обычно сильно ограниченные по ресурсам и производительности. По состоянию на 2018 г. было создано 870 спутников формата CubeSat [1].

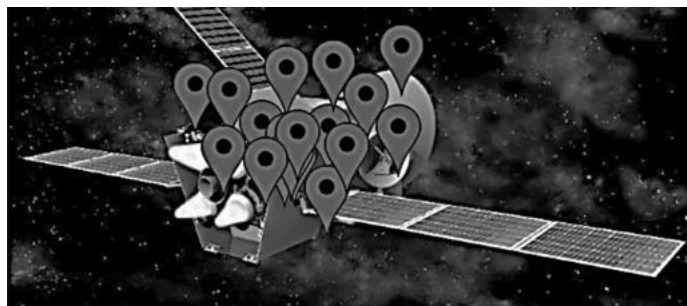


Рис. 11. Расположение вычислительных узлов

Ниже, в таблице 3 приведен обзор 69 спутников с известными программно-аппаратными характеристиками. При автоматизации такого сложного объекта работу существенно облегчит использование операционной системы. Статистически разработчики избегают использование операционных систем, однако, учитывая дату разработок, можно сказать, что в настоящее время большинство разработчиков все-таки используют операционные системы. На рис. 2 приведено получившееся распределение.

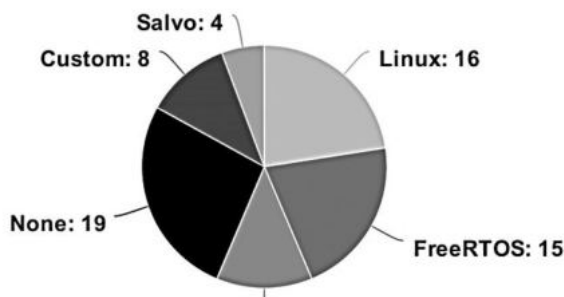


Рис. 12. Распределение ОС в спутниках CubeSat

Важно отметить, что операционные системы, основанные на Linux, сильно отличаются друг от друга, вплоть до несовместимости кода. Иначе дела обстоят с операционной системой FreeRTOS, которая, претерпевая развитие, не меняется принципиально. В этом смысле FreeRTOS – самая востребованная операционная система спутников формата CubeSat.

В программном обеспечении (ПО) нередко допускаются ошибки. В литературе [2 – 4] собраны некоторые классические ошибки, допущенные в ПО космических аппаратов. Разобравшись в этих исторических примерах, разработчик сможет осознать важность всестороннего тестирования программ.

В области схемотехники космических аппаратов существует ряд заблуждения.

1 Оценку стойкости к тяжелым заряженным частицам (ТЗЧ) и высокоэнергетичным протонам (ВЭП) можно сделать по результатам испытаний на импульсных моделирующих установках (нет такой корреляции);

2 Радиационно-стойкие микросхемы по импульсу будут стойкими к ВЭП и ТЗЧ (не всегда, особенно для «симметричных» решений);

3 Зарубежные микросхемы стандарта MIL имеют более высокую стойкость к ТЗЧ и ВЭП по сравнению с коммерческими интегральными схемами (фактически этой связи нет, хотя иногда это так);

4 Обеспечить требуемую стойкость можно за счет применения локальной радиационной защиты (нереально);

5 Можно полностью доверять имеющимся опубликованным данным по микросхеме (не всегда, зависит от партии и методики испытаний);

6 Защитить микросхему от тиристорного эффекта можно простым отключением питания у нее (фактически не работает в радиоэлектронной аппаратуре);

7 КМОП микросхемы малой степени интеграции всегда являются стойкими к тиристорному эффекту (обычно это так, но современные микроволновые монолитные интегральные схемы иногда делают с применением субмикронных технологий).

В таблице 1 приведены параметры известных микроконтроллеров для ответственных применений. В зависимости от задач, стоящих перед аппаратом, выбирается достаточно мощный бортовой компьютер. Рис. 3 позволяет сориентироваться в многообразии архитектур в зависимости от потребности в реализации тех или иных технологий.

Для хранения памяти программ и данных могут использоваться различные типы энергонезависимой памяти. В настоящее время память типа MRAM или PRAM практически недоступна. Микросхемы памяти FRAM имеют объем не многим больше микросхем EEPROM. Память типа NOR предпочтительна памяти NAND ввиду большей радиостойкости [5], но имеет объемы в десятки раз меньше. Например, микросхема памяти NOR S70GL02GT12FHIV13 имеет объем 256 МБ, что намного меньше объема современной microSD карты (память типа NAND), а анонсированная в 2018 году микросхема памяти FRAM FM23MLD16 имеет объем всего 1 МБ.

В таблице 2 приведены характеристики энергонезависимой памяти в зависимости от типа. Легко видеть, что NAND выигрывает также в стоимости.

Таблица 1
Типы, параметры энергонезависимой памяти

	NOR Flash	NAND Flash	FRAM	PRAM	Units
Density*	1,000	128,000	4	512	Mb
Access Time	25	20	55	16	ns
Standby Current	<1	<1	<1	<1	mA
Read Current	20	25	<10	15	mA
Write Current	50	25	<10	20	mA
Endurance	100k	0.5-10k	10 ¹⁴	10 ⁶	P/E Cycles
Retention	>10	>10	>10	>10	Yrs @ 55°C
Cell Size	6	5	10	6	F ²
Cost/Mb	0.01	0.0002	10	0.05	USD
SEU Immune	No	No	No	Yes	n/a
SEL Immune	No	No	No	Yes	n/a
TID	<100	<100	<100	>1000 ³	krad (Si)

* – для одной ячейки

Таблица 2
 Параметры некоторых микроконтроллеров

Наименование	TID, крад	SEL LET, MeV*cm ² /mg	SEU LET, MeV*cm ² /mg	Цена (USD) и размер партии (шт.)
VORAGO VA10820	300	110	N/A	823, 1 шт.
ATmegaS128-MD-HP	30	62.5	N/A	350, 180 шт.
MSP430FR5969-SP	50	72	N/A	4850, 10 шт.
1986BE8T	300–500	120	30	3143, 1 шт.
1986BE81T	300–500	120	30	3143, 1 шт.
1986BE92Y	N/A	1	N/A	129, 1 шт.
1986BE4Y	N/A	1	N/A	N/A
5539TP016, 5539TP026	N/A	7	N/A	793

В таблице 2 цена отечественных микросхем приведена в USD для удобства сравнения согласно курсу 63 руб. за 1 \$. Стоит также отметить, что покупка зарубежных радиационно-стойких микросхем сопряжена с бюрократическими трудностями.

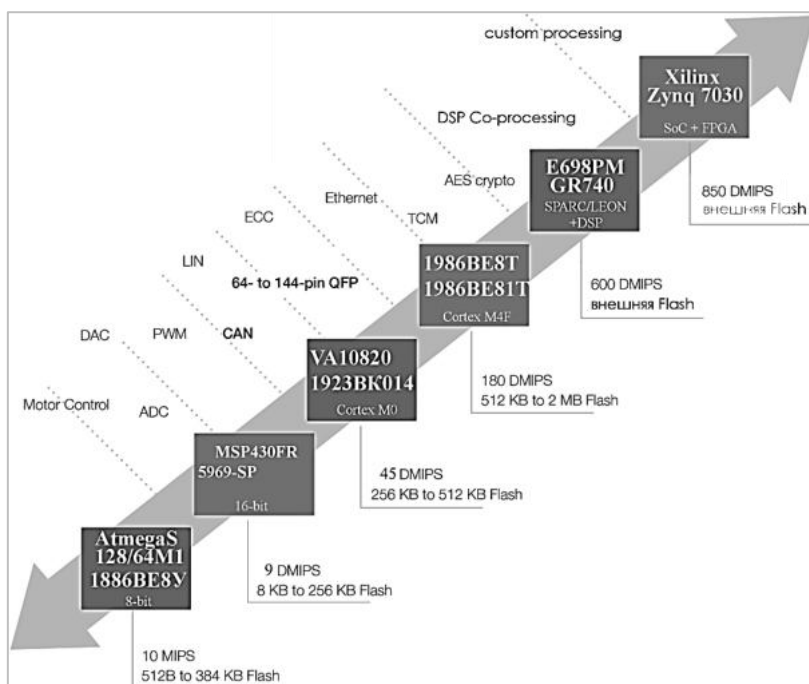


Рис. 13. Распределение процессорных блоков по задачам

Заключение. Данная работа выявила некоторые типовых аппаратные и программные решения в области построения спутников формата CubeSat. Статистически доказано, что в космических аппаратах возможно применение операционных систем, в том числе не реального времени. Самой востребованной операционной системой оказалась FreeRTOS. Результаты

работы могут также быть использованы при построении ответственных приложений, в том числе бортовых компьютеров метеорологических ракет, таких как [6-7].

Таблица 3
Программно-аппаратные характеристики некоторых спутников формата CubeSat

Год запуска	Название	Размер (U)	Память	ОС	Месяцев на орбите
9	UWE-2	1	8MB RAM 4MB Flash 512KB EE	µCLinux	
3	QUAKESAT 1	3	32MB ram 128 MB Flash	Linux	18
12	TechEdSat	1	40MB RAM, 8Bbit flash 4kword ROM, 128kb eeprom	Linux	6
13	IPEX	3	128MB RAM 512MB Flash SD	Linux	23
13	TechEdSat-3	3		Linux	
15	LightSail-A	3		Linux	
13	CAPE 2	1	8MB RAM 4MB ROM 64MB flsh	Linux RTOS	47
11	M-Cubed (w/HRBE)	2	54MB SDRAM 128 Flash	RTLlinux	53
13	M-Cubed-2	1	54MB SDRAM 128MB Flsh	RTLlinux	78
5	UWE-1	1	4MB flash 8 MB RAM	ulinux	24
13	Alexander (PhoneSat 2 beta)	1		Android	47
13	Bell (PhoneSat 1c)	1		Android	47
13	Graham (PhoneSat 1b)	1		Android	47
13	PhoneSat 2	1		Android	54
12	NTNU	2		FreeRTOS	
13	AAUSAT 3	1		FreeRTOS	59
13	STRAND-1	3	2MB RAM 8MB Flash	FreeRTOS	37
13	ESTCube-1	1		FreeRTOS	59
13	GATOSS (GOMX 1)	2	2MB RAM 4MB flsh, 4MB code, SD	FreeRTOS	
15	3CAT-2	6		FreeRTOS	
15	NUTS	2		FreeRTOS	
16	PW-Sat2	2		FreeRTOS	
17	UPSat	2		FreeRTOS	
17	TW-1A	3		FreeRTOS	
17	TW-1B	3		FreeRTOS	
17	TW-1C	3		FreeRTOS	
17	ITASAT			FreeRTOS	
13	CubeBug-1	2	3MB Flash, 256k RAM + 512NAND,512RAM	FreeRTOS;Linux	16
13	CubeBug 2 (Manolito)	2	3MB Flash, 256k RAM + 512NAND,512RAM	FreeRTOS;Linux	23
8	CANX 2	3	8MB SRAM 16MB Flash EDAC	custom RTOS CANOE	40

13	First-MOVE	1	512KB MRAM 256MB SDRAM 128MB flash	custom RTOS	95
18	MarCO (Mars Cube One)	6		custom RTOS	
2	MEPSI	2	1Mx8 flash	custom RTOS	21
11	AubieSat1 (AO- 71)	1		custom RTOS	118
11	DICE 1 (DICE X)	2		custom RTOS	34
11	DICE 2 (DICE Y)	2		custom RTOS	34
13	ChargerSat	1	8KB SRAM 16MB flsh 64MB external	custom RTOS	43
13	SOMP	1	64MB SDRAM, 1MB MRAM, 1GB SD	eCos	64
8	AAUSAT 2	1	2MB RAM 4MB flsh 4MBcode	eCos/Redboot	59
17	SHARC	5		RODOS;PetaLinux	
13	ORS Tech 1	3		RTEMS	
13	ORS Tech 2	3		RTEMS	
12	e-st@r	1		Salvo	49
12	CSSWE	3	SD card	Salvo	44
13	NPS-SCAT	1	55k flash 5k RAM	Salvo	71
17	IceCube	3		Salvo	
9	BEESEAT	1	16MB cd 1MB dat 2MB SRAM	TinyBOSS	54
13	BeeSat 2	1	16MB cd 1MB dat 2MB SRAM	TinyBOSS	
10	STUDSAT	1	512kB FRAM	VxWorks	42
6	CUTE 1.7	2	4MBit SRAM SD card	windows CE.NET 4.1	25
3	AAU CUBESAT 1	1	4MB RAM 512KB PROM 256KB flash	none	24
3	CANX-1	1	2MB ram 32MB flash 128K PROM	none	22
3	CUBESAT XI- IV (CO-57)	1	256KB EEPROM	none	20
3	CUTE-1 (CO- 55)	1	4MBit SRAM	none	24
3	DTUSAT 1	1	2MB Flash 1MB RAM 16KB ROM	none	29
5	CUBESAT XI-V (CO-58)	1	256KB EEPROM	none	60
6	GENESAT (GeneSat 1)	3	PIC	none	32
6	MEPSI (MEPSI 2A)	2	512kB EEPROM x 4	none	47
7	AEROCUBE 2	1	512kB EEPROM x 4	none	39
7	CP3	1	256KB EEPROM	none	22
7	CP4	1	256KB EEPROM	none	
8	COMPASS 1	1	32MB Flash 128KBcode	none	48
9	CP 6	1	256KB EEPROM	none	16
9	SWISSCUBE (SwissCube 1)	1	512k RAM 4MB Flash	none	36

10	TISAT 1	1	EDAC FRAM	none	66
13	OSSI 1	1	external fram	none	88
13	TJ3Sat	1	55KB ROM 5KB RAM SD	none	83
17	DUTHSat	2		none	
13	Lunar	1		none	47

Библиографический список

1. CubeSat Database [Электронный ресурс] // Swartwout, M. Электрон. дан. URL: <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database> (дата обращения: 26.05.2015).
2. Software Glitch Pauses LightSail Test Mission [Электронный ресурс] // Jason Davis. – Электрон. дан. URL: <http://www.planetary.org/blogs/jason-davis/2015/20150526-software-glitch-pauses-ls-test.html> (дата обращения: 26.05.2015).
3. \$500 млн за строчку кода или стоимость ошибок ПО в космосе [Электронный ресурс] // Сергей Ким. Электрон. дан. URL: <https://habr.com/post/381073> (дата обращения: 26.05.2015).
4. Космическая ошибка: \$370 000 000 за Integer overflow Mission [Электронный ресурс] // PVS-Studio. Электрон. дан. URL: <https://habr.com/company/pvs-studio/blog/306748> (дата обращения: 26.05.2015).
5. Radiation Effects on Advanced Flash Memories [Электронный ресурс] // D.N. Nguyen . – Электрон. дан. URL: <https://pdfs.semanticscholar.org/061a/eb2a4c577d2c69d81a178699c074d83bf109.pdf> (дата обращения: 26.05.2015).
6. Черняев А. Г. Бортовая система сбора данных и управления моделью ракеты // Завалишинские чтения –18. Молодежная секция: сб. докл. СПб: 2018. С. 317 – 320.
7. Черняев А. Г. Бортовая система сбора данных и управления моделью ракеты // В сб.: Молодежь. Техника. Космос». Секция «Ракетно-космическая и авиационная техника». Тез. докл. X ОМНТК. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 61 – 62.

УДК 621.454.2

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ МОДЕЛИ ГОРЕНИЯ «КИСЛОРОД-КЕРОСИН» ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Т. А. Чубенко, В. М. Зубанов, А. Д. Максимов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва

Введение. При создании жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) необходимо иметь исчерпывающую информацию о газодинамических параметрах в проточной части, предопределяющих совершенство рабочих процессов, энергетические характеристики, состояние конструкции. Не так давно, задачи по нахождению этих параметров, в основном, решались экспериментальным методом с помощью огневых и высотных испытаний.

Существенно уменьшить время определения характеристик ЖРД позволяет моделирование рабочих процессов с помощью вычислительной гидрогазодинамики (CFD), так как при этом возможно определить параметры процессов, не прибегая к дорогостоящим ресурсоемким стендовым испытаниям [5].

Для определения параметров камеры ЖРД необходимо учитывать процессы горения, являющиеся наиболее сложными из протекающих в камере. На процесс горения влияет множе-

ство факторов, значительно усложняющих его описание и расчет. Кроме таких факторов, как температура компонентов топлива на входе и давление в камере сгорания, на процесс горения влияют состав топливной смеси, интенсивность и степень турбулентности, процессы тепло- и массообмена и др. [5].

В данной работе проведено исследование моделей горения «кислород-керосин» для моделирования рабочих процессов в камере ЖРД.

Описание расчетной модели. В качестве предмета исследования был выбран двигатель второй ступени с тягой 1760 кН и давлением в камере сгорания 14,6 МПа, работающий на компонентах керосин и кислород. Камера двигателя была спроектирована по методике [1].

Геометрия камеры была построена в программе NX 8.5 (рис. 1), ее сеточная модель создана в программе ANSYS Meshing (рис. 2).

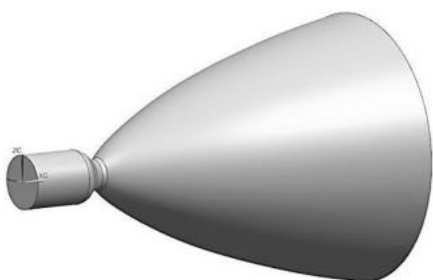


Рис. 1. Геометрия камеры

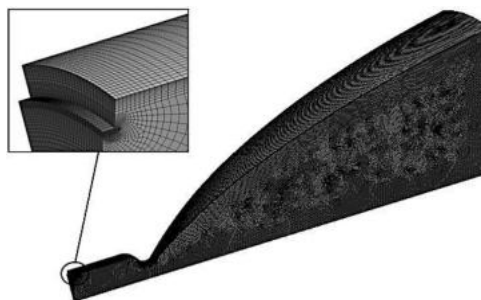


Рис. 2. Сеточная модель камеры

Чтобы увеличить качество расчета и уменьшить его время, при создании сеточной модели проводились следующие мероприятия:

- моделировался пристеночный слой, геометрия которого была спроектирована с учетом требуемого избытка окислителя;
- *Smoothing* (высокое сглаживание узлов);
- рассматривалась секторная модель камеры в 30°;
- *Inflation* (сгущение сетки вблизи стенки) по продольному сечению сектора камеры, с максимальной толщиной 0,8 мм;
- *Face sizing* (измельчение поверхности) на входе в пристеночный слой и в критическом сечении, с размерами элементов 50 мкм, с «плавным» (smooth) изменением параметров ;
- *Sweep method* (метод протяжки) по наружной поверхности камеры и выходной области;
- в последующих итерациях расчета проведена сеточная сходимость.

Основные параметры полученной сеточной модели:

- Количество элементов – 1,3 млн;
- Максимальный размер элемента – 12 мм;
- Скошенность Skweness – 0,97.

Было проведено исследование следующих моделей горения топлива в камере ракетного двигателя:

1) Замороженное течение продуктов сгорания с равновесным составом, определенным из термодинамического расчета в программе TERRA [2] (рис.2). Моделирование замороженного течения является наиболее простым и не ресурсозатратным. Впоследствии результат моделирования использовался в качестве инициализационного решения для последующих расчетов. Массовые доли были получены путем перевода из мольной концентрации, при этом пренебрегли ионами, электронами и веществами, массовая доля которых составила менее 10^{-10} . В данной программе не учитывались потери из-за рассеивания и трения, рассматривалось одномерное течение.

```

Исходный состав: ( O2 [ -398.3 , 1.686 ] - 3.0668 ) +
                  ( C71.518H139.895 [ -1958 , 1.92 ] - 1.0000 )
Состав, моль/кг:  O 47.133 C 17.586 H 34.399
1-й параметр:    p(кам) =14.6
2-й параметр:    I(кам) = -781.820
расширение:     p(кам) / p(a) =800
-----
Равновесные параметры при p(кам)=14.6 МПа, p=14.6 МПа (камера, СИ):
p=14.6          T=3815          v=0.0861668      S=10.6015      I=-781.82
U=-1941.55     M=39.658          Cp=1.98147      k=1.19963     Cp'=6.51979
k'=1.1852      Ap=0.0004762     Bv=0.000454     Gt=0.731769e-7 MMg=25.2156
Rg=329.731    Cpg=1.98147      kg=1.19963     Cp'g=6.51979  k'g=1.1852
Mu=0.0000988  Lt=0.313243     Lt'=1.34678     Pr=0.624966   Pr'=0.478285
A=1192.23     z=0              n= -            w=0           Mach=0
Frel= -       F' = -          Isp= -          B= -
Равновесные концентрации (мол.доли):
O = 0.0196      O2 = 0.05356      H = 0.02031      H2 = 0.04636
OH = 0.07884   HO2 = 0.3361e-3   H2O = 0.33751    H2O2 = 0.4386e-4
C = 0.2332e-8  C2 = 0.5049e-13   CO = 0.24219     CO2 = 0.20118
C2O = 0.8932e-9 C3O2 = 0.1423e-11 CH = 0.9505e-9   CH2 = 0.9109e-9
CH3 = 0.1109e-8 CH4 = 0.2129e-9   C2H = 0.1296e-11 C2H2 = 0.4473e-11
CH0 = 0.2820e-4 CH02 = 0.3774e-4  CH2O = 0.7057e-6 CH2O2 = 0.4195e-5
CH3O = 0.4399e-10 CH4O = 0.5478e-13 O3 = 0.1722e-7    e- = 0.4016e-7
O+ = 0.9394e-12 O- = 0.1101e-7   O2+ = 0.5673e-9 O2- = 0.4429e-8
H+ = 0.1130e-11 H- = 0.9857e-9   H2+ = 0.1310e-12 H3+ = 0.9413e-11
OH+ = 0.7288e-10 OH- = 0.4887e-7  H02- = 0.3730e-9 H2O+ = 0.1840e-8
H3O+ = 0.9681e-7 CO+ = 0.1476e-10 CO2+ = 0.1200e-9 CH0+ = 0.6385e-8

```

Рис. 3. Результат расчет в СПК TERRA

2) Модель горения тонкого фронта пламени Flamelet «JetA Oxygen WD1» из стандартной библиотеки ANSYS CFX. Из библиотеки материалов были взяты окислитель и горючее со стандартными свойствами [6]. На входе задавались пересчитанные массовые доли в ядре потока и пристеночном слое. Данная модель рассматривает диффузионное турбулентное горение, когда реагирующие вещества подаются в камеру сгорания отдельно, и скорости реакций зависят от степени смешения окислителя с горючим. Предполагается, что горение происходит в тонких слоях с внутренней структурой, называемой тонким фронтом пламени. Само турбулентное пламя рассматривается как совокупность локальных одномерных вытянутых ламинарных диффузионных пламен – Flamelet, вытянутых и искривленных турбулентным течением. Химические реакции в пределах тонкого пламени можно рассматривать как локальное одномерное явление, которое зависит только от параметра смешения, что может быть неверно для моделирования реальной задачи, где имеет место предварительное смешение компонентов.

3) Система упрощенных реакций, описанных подробно в источнике [3] с моделью диссипации вихря EDM (The Eddy Dissipation Model). В этой модели рассматривается кинетическое горение заранее перемешанной смеси, когда компоненты смеси горючего и окислителя заранее перемешаны до того, как они начали реагировать, и процесс горения рассматривается в виде распространения фронта пламени от горячих продуктов сгорания к холодной смеси горючего и окислителя. Модель основана на предположении, что для очень быстрых реакций скорость образования продуктов сгорания определяется временем смешения. Скорости реакции определяются масштабом времени смешения крупных вихрей, то есть характеристиками k и ε турбулентного потока.

Результаты исследования. Расчет течения рабочего тела проводился в программе ANSYS CFX, указывались граничные зоны, в которых задавались следующие параметры:

- статическое давление на срезе сопла (*Static Pressure*) $p_a = 18,25$ кПа;
- массовые расходы (*Mass Flow Rate*) на входе: в ядре потока – $\dot{m} = 490,5$ кг/с и пристеночном слое – $\dot{m} = 22,7$ кг/с;

- полная температура (*Total Temperature*) на входе: в ядре потока – $T = 3815$ К и пристеночном слое – $T = 2390$ К;
- модель турбулентности – *k-epsilon*;
- модель теплопередачи – *Total Energy*;
- учитывалось влияние вязкости среды;
- процессы абсолютно установившиеся (моделирование проводилось в стационарной постановке);
- интенсивность турбулентности на входе 5%.

Сходимость решения оценивалась по математическим и интегральным параметрам, таким как погрешность массового расхода, тяга, удельный импульс, которые были постоянны для установившегося решения (рис.4).

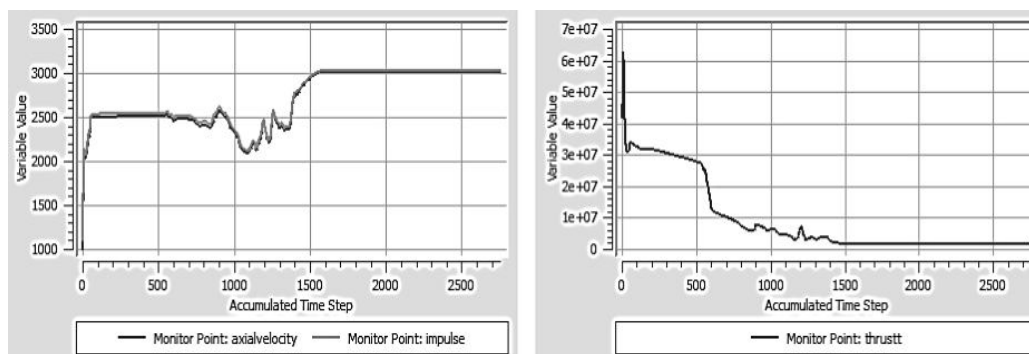


Рис. 4. Монитор скоростей и тяги

Таблица 1
Результаты моделирования

Модель		Замороженное течение	Flamelet	Система реакций	TERRA	
Т, К	ос	3729	3763	4421	3815	
	*	3487	3513	4122	3632	
	a	1121	1382	1511	2081	
рж, МПа	ос	13,97	15,07	14,85	14,6	
	*	9,377	8,602	9,397	8,47	
	a	0,0157	0,0164	0,0178	0,01825	
Массовые доли	H ₂ O	ос	0,241	0,272	0,223	0,241
		*	0,239	0,272	0,223	0,248
		a	0,240	0,272	0,223	0,291
	CO	ос	0,293	-	0,158	0,269
		*	0,292	-	0,157	0,254
		a	0,291	-	0,156	0,119
	CO ₂	ос	0,337	0,697	0,530	0,351
		*	0,338	0,694	0,531	0,374
		a	0,338	0,691	0,532	0,388
Г уд, м/с		3042	3173	3308	3631	
Р, кН		1527	1609	1671	1774	

Результаты исследования трех моделей горения и термодинамического расчета в программе «TERRA» представлены в сводной таблице 1.

Распределение поля числа Маха по проточной части для моделей показаны на рис. 5 – 7.

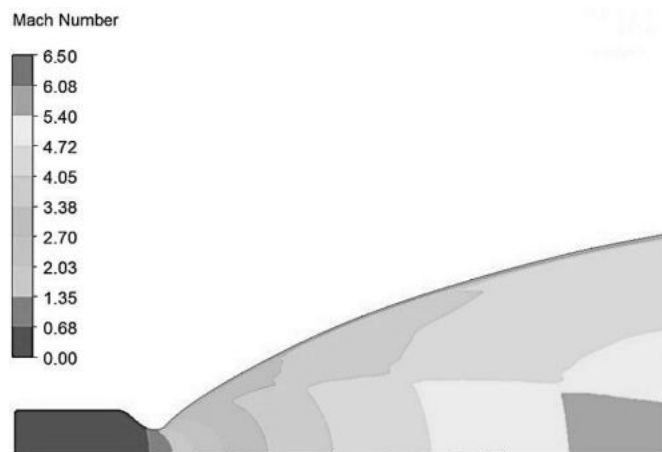


Рис. 5. Распределение числа Маха в замороженном течении

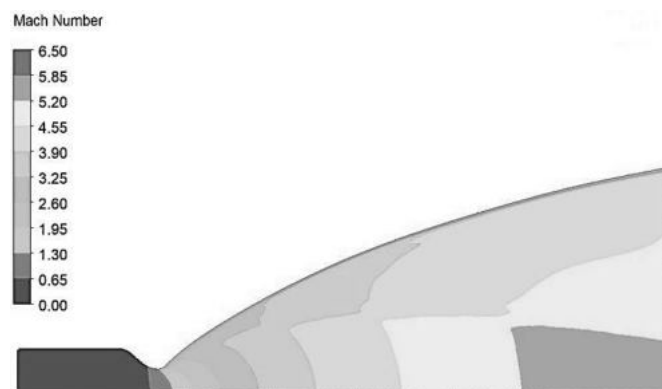


Рис. 6. Распределение числа Маха в модели Flamelet

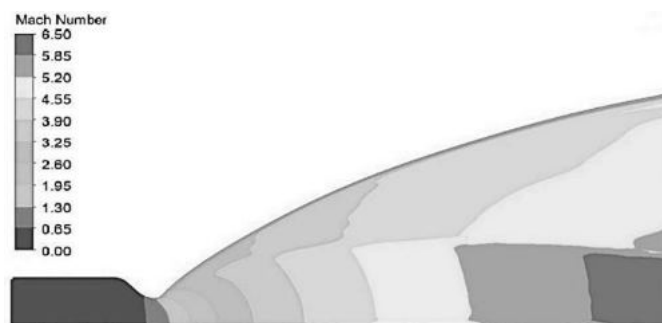


Рис. 7. Распределение числа Маха в модели с системой реакций

Из таблицы 1 видно, что относительно идеального случая с равновесным составом, остальные модели горения показывают меньшие значения тяги, удельного импульса, но схожие значения массовой доли воды в продуктах сгорания. Модель горения тонкого фронта пламени имеет погрешность 9% относительно данного расчета в TERRA. Наиболее вероятно, это связано с рядом допущений:

а) горючее из стандартной библиотеки – JetA, по составу ближе к авиационному, а не к ракетному;

б) реакция горения данного механизма учитывает только основные продукты сгорания – H₂O и CO₂, и не учитывает промежуточный CO.

Система упрощенных реакций [3] с моделью диссипации вихря имеет завышенное значение температуры и давления продуктов сгорания в камере, это связано с:

а) компоненты поступают в ядро камеры при температуре 3815 К, затем происходят множественные экзотермические реакции, в результате чего температура резко возрастает;

б) имеет место погрешность, связанная с уменьшенным количеством реакций, учитывающим только основные продукты сгорания.

Самой близкой моделью по выходным параметрам к рассматриваемому двигателю, оказалась система упрощенных реакций [3], она имеет погрешность в 6 % относительно заданных значений. Из рисунков 4-6 видно, что распределение поля числа Маха по проточной части соответствует реальной картине течения в камере сгорания.

Заключение. В данном исследовании были рассмотрены три модели горения топлива в камере ракетного двигателя с помощью современных программных комплексов. Были рассчитаны: температура, давление, массовые доли продуктов сгорания, для сечений камеры в цилиндрической части, минимальном и выходном. Также по определенным функциям определены тяга и удельный импульс тяги. В результате оказалось, что наиболее достоверной является система упрощенных реакций [3] с моделью диссипации вихря, хотя при этом мы имеем завышенное значение температуры, и меньшее значение выходных параметров, что объясняется стационарностью задачи и принятыми допущениями. Также графики распределения параметров по проточной части камеры, соответствуют реальной картине течения продуктов сгорания.

Библиографический список

1. *Егорычев В. С.* Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA: учебное пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013.
2. *Трусов Б. Г.* Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». 24 – 26 августа 2005. Алматы, Казахстан. Алматы: Казак университети, 2005. С. 52 – 57.
3. *Лепихов А. В.* Упрощенная кинетическая схема горения смеси RP-1/O₂ для CFD-расчетов ракетных двигателей // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. Т.17, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-1/articles/626/>.
4. *Зеленкин В. Г., Бабкин М. Ю., Боровик С. И.* Теория горения и взрыва: конспект лекций. Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2011.
5. *Рыжков В. В., Лапшин Е. А., Морозов И. И., Силютин М. В.* Моделирование рабочего процесса ЖРД на топливе кислород-водород в среде ANSYS CFX [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). Электрон. текстовые и граф. дан. (10,6 Мбайт). Самара, 2011.
6. <https://cae-expert.ru/product/ansys-cfx>.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ В ОБЛАСТИ САЕ СИСТЕМ – «ЗЕНИТ-95»**С. В. Курков, С. К. Савельев, А. С. Курков, Е. П. Фомин, И. Е. Готовский***Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова
АО «Бриг», Санкт-Петербург*

В данный момент одной из основных проблем отечественной оборонной промышленности является зависимость от использования иностранных средств проектирования и разработки. Значимость данной проблемы очевидна, ибо при текущем положении дел на наиболее значимой стадии создания новых изделий происходит вынужденная ориентация исследователей и проектантов на технологические платформы вероятного противника.

Использование САД\САЕ систем ведущих мировых разработчиков с одной стороны облегчает отечественным предприятиям участие в международном разделении труда. Однако, для предприятий ВПК такое участие не может считаться приоритетным, а во многих отношениях и чревато неприятными последствиями. Кроме того, ориентация на среды разработки иностранного происхождения подрывает возможности развития отечественных школ разработчиков высококлассных продуктов в данной области.

Кроме перечисленных выше проблем, существует и еще одна проблема, связанная с монополизацией рынков программного обеспечения. Как показывает анализ развития программных продуктов, начиная с определенного этапа развития, крупные компании в основном занимаются развитием сервисных возможностей своих продуктов и практически не развивают основное вычислительное ядро (если оно вообще имеется у них в собственной разработке). Это часто приводит к отставанию, как самой компании, так и пользователей ее продуктов, которые зачастую даже не осознают указанного застоя в развитии.

В настоящий момент существует некоторое количество отечественных САЕ систем, но их популярность не достаточно высока, что зачастую не соответствует их реальным возможностям. Данная работа посвящена конечно-элементному пакету «Зенит-95», начало разработки которого состоялось в стенах Балтийского государственного технического университета. Базовые положения данного пакета изложены в [1-4,6].

Программный конечно-элементный комплекс «Зенит-95» – универсальная система общего назначения, предназначенная как для проведения многоцелевого инженерного многодисциплинарного анализа, так и для научно-исследовательских и учебных целей в самых разных сферах деятельности, в числе которых:

- Расчет напряжений и деформаций в модели при действии статических нагрузок;
 - Расчет напряжений и деформаций в модели с учетом геометрической нелинейности при изменяющихся во времени статических нагрузках и кинематических граничных условиях;
 - Расчет параметров динамических переходных процессов с учетом геометрической нелинейности (механизмы) и изменения структуры модели (контакты, соударения звеньев);
 - Расчет частот и форм собственных колебаний;
 - Расчет параметров вынужденных колебаний и отклика конструкции на сейсмическое воздействие.
 - Расчет параметров стационарных процессов теплопередачи;
 - Расчет параметров нестационарных процессов теплопередачи;
- Совместное решение задач механики и теплофизики.

Кроме перечисленных в программе имеется целый ряд вспомогательных алгоритмов: определение характеристик сечений стержневых элементов, согласование начальных условий по скоростям и перемещениям, вычисление массы и моментов инерции модели и др.

Программа работает во всех операционных системах Windows, 32 и 64-разрядных. Вычислительный модуль для ОС Windows позволяет эффективно решать задачи анализа систем с числом степеней свободы до 20000000. В программе реализованы алгоритмы параллельных вычислений, в том числе с использованием ресурсов видеокарт.

Имеется модуль распределенных вычислений на базе использования кластеров для ОС Linux, предназначенный для использования на суперкомпьютерах (для вычислителей МП ЦЕТУС SETUS, г. Саров и др.). Этот модуль решает задачи практически неограниченного объема.

Основной идеей программы «Зенит-95», сформировавшейся в ходе ее развития, является идея непрерывности пространства охватываемой области применения:

- Все реализованные в программе алгоритмы реализованы на единой математической основе.
- Все реализованные в программе конечные элементы могут совершать большие перемещения и при этом испытывать деформации.
- Все реализованные в программе конечные элементы могут использоваться в любых сочетаниях (объемные, стержневые, элементы гидро- и пневмопривода, крепежные, виртуальные и др.).
- Все виды информации, используемой и обрабатываемой в программе, могут взаимно преобразовываться (графические элементы в конечные, стержневые элементы в пластины и объемные, криволинейные элементы в линейные и т.д.).

Это позволяет практически снять множество допущений, накладываемых особенностями реализации вычислений в других программах.

При этом, изначально, целью разработки программы являлось моделирование конструкций, элементы которых совершают большие перемещения и испытывают упругие деформации. В ходе дальнейшего развития область использования программы значительно расширилась и охватила основания МКЭ.

Особенности начальных целей разработки обусловили повышенные требования к точности и эффективности решения систем линейных алгебраических уравнений (СЛАУ), так как решать ее требуется на каждом шаге интегрирования по времени, а требования повышенной точности обусловлены используемым методом начальных напряжений для учета больших перемещений элементов. Последний предполагает наличие в правой части СЛАУ больших по величине элементов, обычно значительно превышающих действующие нагрузки. Очевидным способом повышения эффективности является распараллеливание вычислений. В программе реализованы параллельные вычисления с использованием многоядерных процессоров и ресурсов видеокарт.

Для больших задач модифицирован метод сопряженных градиентов. Модификация позволила обеспечить требуемую точность и устойчивость, особенно, что оказалось неожиданным, для решения уравнений задач теплопередачи. Поэтому этот метод, как наиболее эффективный, используется для этих задач по умолчанию.

Вторым направлением повышения эффективности решения задач является снижение порядка системы за счет повышения точности конечных элементов. В частности, наиболее часто используемых объемных (3D) КЭ. Здесь удалось добиться следующих результатов: За счет подбора аппроксимирующих функций и расположения точек интегрирования по элементу устранено сдвиговое закливание, т.е. элемент стал практически изопараметрическим. На рис. 1 представлен тест – изгиб консольной балки из элементов с различными соотношениями сторон.

Кроме аппроксимации упругих свойств, определенную проблему представляет определение напряжений в элементах на грубых сетках. Обычный способ определения деформаций и напряжений в точках интегрирования в этом случае дает значительные (до 50%) погрешности. Проблему удалось решить на основе идеи определения напряжений из рассмотрения равновесия элемента на его ребрах и гранях. Идея возникла из простого наблюдения, что модели из одного и десяти элементов дают одинаковые реакции в точках закрепления и приложения

нагрузок. Следовательно, напряжения в этих точках также должны быть одинаковы. Этот способ определения напряжений ориентирован на грубые сетки.

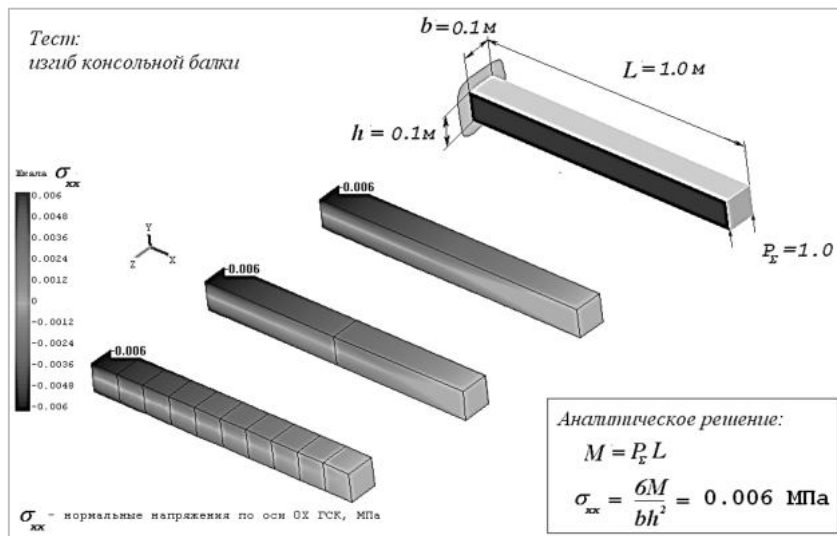


Рис. 1. Тестовая задача на изгиб консольной балки.

Даже при использовании одного элемента получается результат довольно близкий к аналитическому решению. Описание конструкции с использованием нескольких элементов обеспечивает отличное приближение к точному решению

Эффективность элементов с такими свойствами проиллюстрирована на примерах моделирования штанги робота-чистильщика полости атомного реактора (а) и рычагов люка защиты пусковой остановки (б). Здесь штангу можно разбивать только из условия точности моделирования изгиба без ограничения соотношения сторон элементов, а рычаги можно моделировать одним элементом по длине. При этом получаемые значения напряжений не хуже, чем при использовании гипотезы плоских сечений.

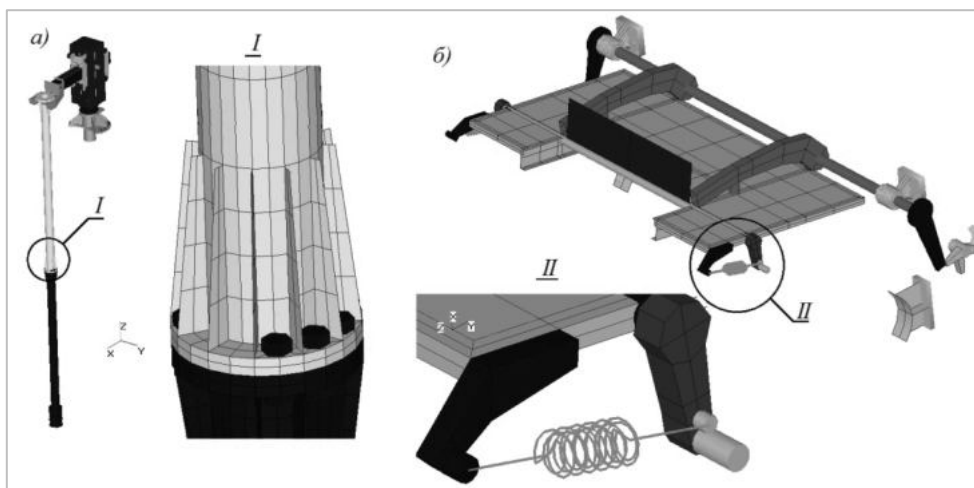


Рис. 2. Пример расчета штанги робота (а) чистильщика и рычагов люка защиты пусковой остановки (б)

Работа в разных отраслях постоянно приводит к эффективным решениям на основе использования типичных для одной области алгоритмов в другой области. Наиболее ярким примером этого может служить виртуальная топология, являющаяся важным отличием программы. Идея ее возникла при поиске эффективного решения для моделирования крепежных элементов. Это исключительно важно для атомной энергетики, так как при расчетах сборок сосудов высокого давления число болтов достаточно велико и их моделирование требовало либо специальных приемов, либо упрощения модели. Для решения проблемы разработана библиотека крепежных элементов, представляющих собой комбинацию контактных и стержневых элементов. Библиотека состоит из головок крепежных элементов, гаек, шпилек и резьбы. Комбинации элементов позволяют соединять части модели и создавать предварительный натяг.

При этом требуют незначительных ресурсов и имеют два важных отличия:

- Независимость от смежных элементов;
- Формирование связи с узлами, расположенными в контролируемой элементом области.

Для крепежных элементов это узлы, расположенные на контактных поверхностях. Число связываемых узлов может меняться.

Это свойство получило название виртуальная топология.

Данный подход был использован для элементов, моделирующих сварные швы, подшипники и пр. Кроме того, виртуальные свойства распространены и на традиционные 1D, 2D и 3D элементы. Здесь они используются, в основном, для согласования сеток с разным шагом.

Таким образом, отличительными особенностями «Зенит-95» являются:

- возможность решения задач как в рамках традиционного для МКЭ допущения о малых перемещениях, так и задач динамики сложных нелинейных механических систем с переменной структурой, элементы которых совершают большие кинематические перемещения и одновременно испытывают упругие деформации.

- Возможность решения задач динамики сложных систем, содержащих различные по физическим принципам действия элементы.

- Наличие развитой виртуальной топологии облегчающей формирование сложных моделей.

К настоящему моменту «Зенит-95» внедрен и является одним из основных продуктов для проектирования на многих отечественных предприятиях атомной, аэрокосмической, авиационной, судостроительной, машиностроительной, строительной отраслях, а также в области атомного энергомашиностроения, среди которых НИЦ «Курчатовский институт», АО «НИКИЭТ» им. Доллежалея, АО «Атомпроект», филиал ОКБ им. Хруничева (г. Ковров), АО «Калужский турбинный завод», завод им. В. Я. Климова (СПб), ЦКБ МТ «Рубин» (СПб), ВНИИАМ (г. Москва), ЦКБ «Титан» (г. Волгоград), ОАО «ГИПРОСПЕЦГАЗ» (СПб), Научно-исследовательский центр 26 ЦНИИ МО РФ (СПб), филиал ВНИИАМ в г. Волгодонске, ОАО «Ижорские заводы» (СПб), АО «Бриг» (СПб) и многие другие предприятия

«Зенит-95» использовался при реализации многих известных проектов, среди которых можно отметить только следующие:

КБ «Арматура» (филиал ОКБ им. М.В. Хруничева, г. Ковров). *Выполняемые работы:* расчеты динамики и прочности систем стыковки и отвода коммуникаций при старте космических ракет. *Проекты:* «Морской старт» Российско-Индийский проект для запуска индийской ракеты GSLV, «Ангара» и др.

ОАО «Гипроспецгаз». *Выполняемые работы:* расчеты на самокомпенсацию трубопроводных обвязок компрессорных станций, расчеты прочности обвязок газоперекачивающих агрегатов (ГПА), расчет прочности металлоконструкций, расчеты прочности опор трубопроводов, расчет прочности трубопроводов узлов замера расхода газа. *Проекты:* «Голубой поток», «Ямал-Европа», «Южный поток», «Северный поток» и др. [5]

Завод им. В. Я. Климова. *Выполняемые работы:* расчеты прочности элементов конструкций, расчеты пробиваемости стенок корпусов авиационных двигателей деталями роторов при разрушении, моделирование кинематики и прочностной расчет регулятора вектора тяги новейшего реактивного двигателя.

ЦКБ МТ «Рубин». *Выполняемые работы:* расчет прочности элементов конструкций и динамики сложных систем с гидро- и пневмоприводами. Расчет динамических процессов в нелинейных механических системах. Кинематический и силовой анализ механизмов. Расчет гидравлических систем. Расчет параметров теплофизических процессов. Расчет динамики нефтяных платформ. *Проекты:* «Булава-30», «Лада» и др.

АО «Бриг» Моделирование и расчеты узлов и элементов подводного добычного комплекса для Южно-Кириинского газоконденсатного месторождения.

В качестве одного из примеров применения «Зенит-95» на рис.3 представлен пример расчета раскрытия антенны космического аппарата, в котором задействовано несколько тысяч конструктивных элементов.

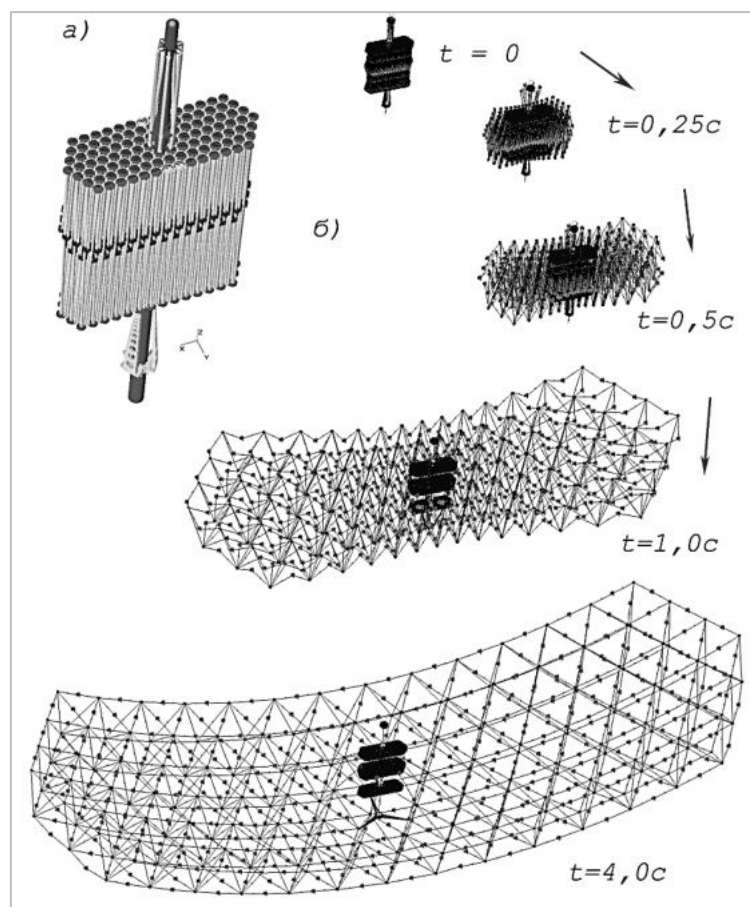


Рис. 3. Моделирование процесса раскрытия антенны космического летательного аппарата [7]. Используются стержневые, объемные, пластинчатые элементы, твердые тела, шарниры, пружины, фиксаторы: а – исходное положение элементов, б – положения модели в различные моменты времени

По результатам расчетов определяется как положение конструкции в пространстве в целом, так и параметры движения отдельных элементов и их напряженно-деформированное состояние.

Представленный конечно-элементный пакет «Зенит-95» является мощным, высокоэффективным и во многом уникальным средством решения широкого круга инженерных задач и составляет реальную альтернативу любому из известных аналогичных иностранных продуктов.

Библиографический список

1. Курков С. В. Метод конечных элементов в задачах динамики механизмов и приводов. СПб: Политехника, 1991.
2. Курков С. В. Применение метода конечных элементов для динамического анализа геометрически нелинейных систем // Математическое моделирование в механике сплошных сред на основе методов граничных и конечных элементов: доклады XVII международной конференции. Доклады. СПб: НИИХ СПбГУ, 1999.
3. Курков С. В. Программный комплекс расчета динамики и прочности сложных нелинейных физически неоднородных механических систем «Зенит-95» // Математическое моделирование в механике сплошных сред на основе методов граничных и конечных элементов: доклады XVIII международной конференции. Доклады. СПб: НИИХ СПбГУ, 2000.
4. Курков С. В. Особенности решения контактных задач методом конечных элементов при больших перемещениях // Математическое моделирование в механике сплошных сред на основе методов граничных и конечных элементов: доклады XVIII международной конференции. Доклады. СПб: НИИХ СПбГУ, 2000.
5. Курков С. В. Моделирование динамических процессов в гидро- и пневмоприводах в программном комплексе «Зенит-95» // Математическое моделирование в механике сплошных сред на основе методов граничных и конечных элементов: доклады XIV международной конференции. Доклады. СПб: НИИХ СПбГУ, 2001.
6. Курков С. В., Катилина Н. Н. Универсальная программа расчетов конструкций методом конечных элементов «Зенит-95» // Математическое моделирование в механике сплошных сред на основе методов граничных и конечных элементов: Труды XX международной конференции. СПб: 24 – 26 сентября, 2003 г.
7. Курков С. В., Готовский И. Е. Моделирование динамики процесса раскрытия космического аппарата методом конечных элементов // Математическое моделирование в механике сплошных сред на основе методов граничных и конечных элементов: Труды XX международной конференции. СПб: 24 – 26 сентября, 2003 г.

УДК 620.18

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ ПЕЧАТИ НА ПОРИСТОСТЬ ПОВЕРХНОСТИ ОБРАЗЦОВ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ МЕТОДОМ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА

А. А. Киршина, А. Ю. Киршин, А. В. Побелянский

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

На сегодняшний день, аддитивные технологии занимают значительное место в области промышленности. По данным международной исследовательской компании IDC в 2018 г. аддитивные технологии увеличили темпы своего роста на 20% по сравнению с прошлым годом [1]. В основном, это связано с тем, что аддитивное производство нашло применение в различных сферах профессиональной деятельности, в частности, в области авиа- и двигателестроения. Россия находится на начальной стадии формирования компетенций в области аддитивной промышленности, при этом основные проблемы связаны с высокой стоимостью печати, связанной с отсутствием налаженного производства 3D-принтеров и расходных материалов.

Двигателестроение ставит перед аддитивной промышленностью повышенные требования, которые касаются и качества печати изделий, и возможностей материалов. Высокие тем-

пературы и повышенные напряжения приводят к разработке новых порошковых сплавов, а точность изделий зависит напрямую от оборудования и подобранных режимов печати [2, 3].

Процесс изучения режимов печати – это комплексное исследование, которое сочетает в себя совершенствование, как материалов, так и оборудования, а также методологий и режимов печати.

К одному из направлений исследований изделий из порошковых сплавов металла, полученных методом аддитивного производства, относится изучение пористости сплавов.

Пористость – совокупная характеристика размеров и количества пор в твёрдом теле, которые образуются в материале при его изготовлении или эксплуатации. Пористость существенно влияет на технологические свойства материалов, такие как теплопроводность, прочность, коррозия и другие. Для определения пористости существует ряд методик, одним из способов оценки пористости является визуальное наблюдение [4, 5].

Исследование, которое представлено в данной статье, заключалось в сравнении результатов пористости порошкового сплава AISI10 Mg при различных режимах печати. Подход к исследованию может найти применение в методологии выбора режима печати.

Предметом исследования были образцы из порошкового сплава производства РУСАЛ, марка порошка AlSi10Mg, изготовленные методом послойного лазерного плавления (SLM). Оборудование печати - 3D принтера RussianSLM Factory. Режим печати представлен в таблице 1. В исследовании принимали участие партии образцов, отличие которых заключалось в режиме печати, а именно в расстоянии между ходом лазера. Рассматривались расстояния между ходом лазера в 50, 60, 70, 80, 90, 100, 110, 120, 130 мкм. Перед оценкой качества поверхности, образцы были тщательным образом подготовлены: проходили процессы шлифования и травления. Визуальная оценка состояния поверхности образцов проводилась при помощи ручной видеоизмерительной системы – настольный видеомикроскоп StarLite 150, при увеличении $\times 24$, $\times 56$, $\times 114$, $\times 187$.

Таблица 1
Режимы печати

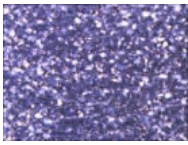
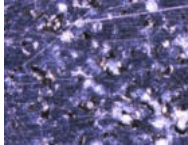
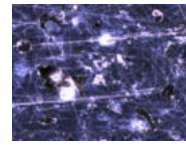
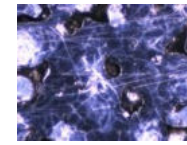
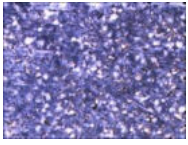
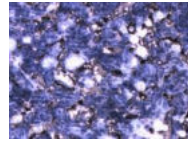
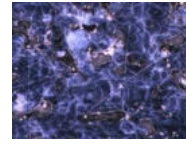
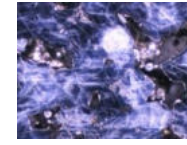
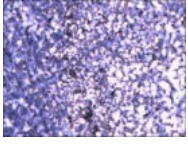
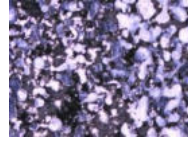
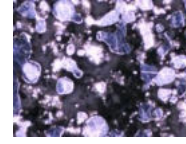
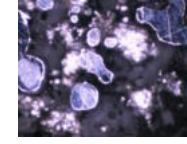

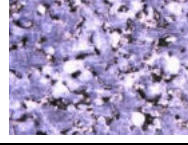
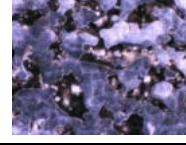
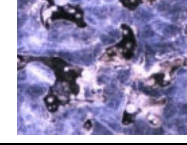
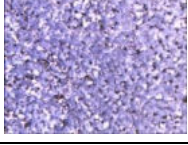
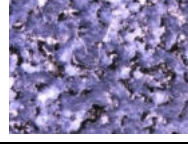
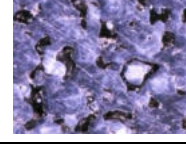
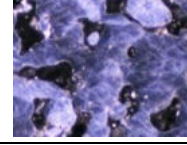
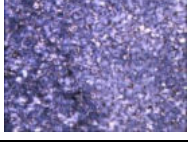
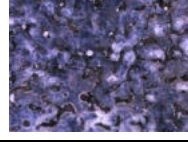
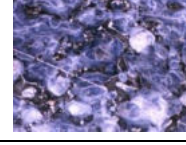
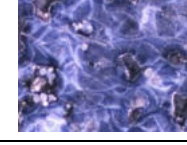
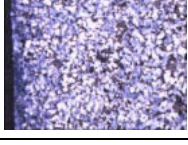
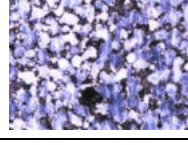
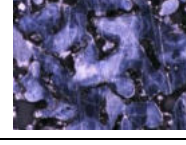
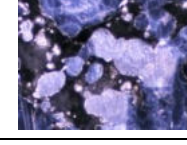
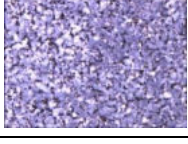
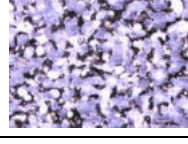
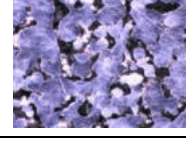
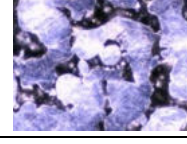
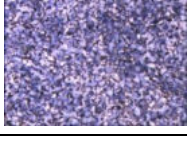
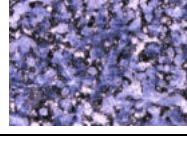
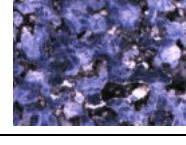
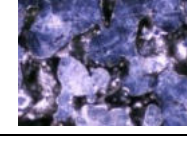
Параметр	Значение
Материал:	Порошковый сплав AlSi10Mg (РУСАЛ)
Фракционный состав:	d50 ~ 35±2,5 мкм, span < 1,2 (то есть d10 ~ 15 мкм и d90 ~ 55 мкм)
Мощность лазера, Вт	300
Расстояние между ходом лазера	50, 60, 70, 80, 90, 100, 110, 120, 130 мкм

Результаты визуального контроля состояния структуры представлены в таблице 2.

Анализируя состояние образцов, по выделенным поверхностям, был рассчитан средний размер пор поверхностей. Под средним размером пор понимается частное суммы размеров пор поверхности на выделенном участке к количеству пор поверхности на этом участке. Графическое отображение результатов анализа представлено на рис. 1. Видно, что минимальное значение среднего размера пор составляет примерно 250 мкм на режиме, когда расстояние между ходом лазера составляло 50 мкм. Максимальное значение пор (380 мкм) на режиме, когда расстояние между ходом лазера составляло 70 мкм. На графике видно, что после 70 мкм происходит снижение среднего размера пор поверхностей. По графику можно определить, что для данного принтера существуют как минимум два режима с близкими значениями средних размеров пор (320 мкм) поверхностей – расстояние между ходом лазера 60 и 120 мкм.

Причинами увеличения пористости могут быть несколько факторов, во-первых, разделение полосы расплава на отдельные капли вследствие действия сил поверхностного натяжения, стремящихся образовать форму с минимальной площадью поверхности, то есть шара. Второй причиной может являться то, что капля расплава под действием сил поверхностного натяжения может формироваться вместе с частицами нерасплавленного порошка.

Таблица 2
 Поверхности образцов из порошкового сплава AISI10 Mg,
 изготовленные методом SLM на 3D-принтере RussianSLM Factory

		Увеличение			
		×24	×56	×114	×187
Расстояние между ходом лазера, мкм	50				
	60				
	70				
	80				
	90				
	100				
Расстояние между ходом лазера, мкм	110				
	120				
	130				

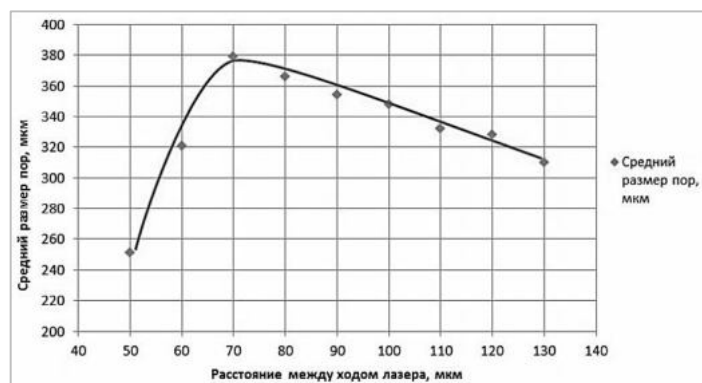


Рис. 1. Отображение результатов анализа пористости поверхности

Данное графическое отображение позволяет качественно сравнить выбранные режимы печати, подобрать режим, необходимый для изготовления требуемого изделия.

Развитие технологии аддитивного производства в России с каждым годом набирает обороты, происходит постоянное совершенствование как материалов, так и оборудования. От правильно подобранного режима печати зависят механические и эксплуатационные характеристики изделия. Существуют различные способы проведения оценки свойств материалов: оценка качества поверхности (измерение шероховатости), прочностные испытания и др.

Целью исследования являлось изучение влияния режимов печати (расстояния между ходом лазера) на изменение пористости изделий, изготовленных методом послойного лазерного плавления методом визуальной оценки.

В результате была получена графическая зависимость изменения пористости образцов от расстояния между хода лазера, которая позволяет подобрать режим соответствующий требуемому качеству изделия. Графическая зависимость отображает следующее:

1. Диапазон пористости образцов, изготовленных из материала AISI10 Mg с использованием 3D принтера AISI10 Mg составляет 250 – 380 мкм.
2. Минимальное значение пористости (250 мкм) достигается на режиме, когда расстояние между ходом лазера составляет 50 мкм.
3. Максимальное значение пористости (380 мкм) на режиме, когда расстояние между ходом лазера составляет 70 мкм.
4. Существует 2 режима, на котором пористость имеет значения порядка 320 мкм - расстояние между ходом лазера 60 и 120 мкм соответственно.

Библиографический список

1. 3D PULSR. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.3dpulse.ru/news/analitika/idc-prognoziruet-v-2018-godu-rost-rynka-3d-pechati-na-20/> (дата обращения 12.10.2018).
2. Побелянский А. В., Киришин А. Ю., Неудахина А. А. Модернизация конструкции жаровой трубы малоразмерного газотурбинного двигателя под возможности аддитивных технологий // Труды IX ОМНТК «Молодежь. Техника. Космос». СПб: БГТУ «Военмех», 2017. С. 131 – 135.
3. Штромило И. В., Побелянский А. В. Изготовление и оптимизация центробежного колеса компрессора под технологию аддитивного производства // V НПК «Калашниковские чтения». М.: -Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2018. С. 287 – 295.
4. Андрюшкин А. Ю., Левихин А. А., Афанасьев Е. О., Побелянский А. В. Технологические режимы послойного лазерного сплавления порошка из жаропрочного никелевого сплава

08ХН53БМТЮ // В сб.: «Инновационные технологии и технические средства специального назначения»: Труды X ОНПК. В 2 т. Том 1. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 57 – 60.

5. Технологии лазерного аддитивного производства металлических изделий/ [Электронный ресурс]. URL: <https://habr.com/post/218271/> (дата обращения 12.10.2018).

УДК 623.746.-519

ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С ЗАМКНУТЫМ КРЫЛОМ

А. С. Кохтырев, А. В. Побелянский, Е. И. Соковлов, М. А. Падалка, Г. Н. Кузьмин

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

На заре авиации в 1906 г. Луи Блерио (1872 – 1936) изобрел первый в своем роде летательный аппарат с кольцевым крылом (рис. 1). Самолет имел в основе конструкции в крыла в виде овала. Однако его летательный аппарат не взлетел. Несмотря на неудачи, идеи подобного летательного аппарата были положены.



Рис. 1. Блерио III

На протяжении XX в. предпринимались еще попытки создать летательные аппараты с замкнутым крылом, однако ни один летательный аппарат не пошел в серийное производство [1].

Такие концепции не случайны, так как еще в 1924 г. немецкий аэродинамик Людвиг Прандтль предположил, что замкнутое крыло при определенных условиях может обеспечить минимальное индуктивное сопротивление для данной подъемной силы и размаха крыла [4]. В его конструкции два смещенных горизонтальных крыла имеют вертикальные крылья, соединяющие их и кончики имеющие форму, обеспечивающую линейное распределение боковых сил. Считается, что конфигурация обеспечивает повышенную эффективность для ряда самолетов [5]. Конфигурация также считается теоретически эффективной для реактивных БПЛА, авиалайнеров с широким корпусом [5]. Крупнейший коммерческий авиалайнер Airbus A-380, должен делать компромиссы эффективности, чтобы держать размах крыльев ниже 80-метрового предела в большинстве аэропортов, но закрытое крыло с оптимальным размахом

крыльев может быть короче, чем у традиционных конструкций, что потенциально позволяет использовать самолеты даже большего размера и использовать текущую инфраструктуру [5].

Классическая монопланная конструктивно - силовая схема (КСС) летательного аппарата (ЛА) уже почти доведена до совершенства и вероятность новых существенных прорывов в улучшении ее характеристик невелика, тогда как многие иные КСС, сегодня уступающие классической схеме по ряду параметров, имеют существенно больший диапазон возможных базовых и параметрических совершенствований. В настоящее время в ведущих авиационных центрах исследуются новые проекты неклассического облика, многие из которых будут обладать свойством адаптации к режимам полета, вплоть до преобразования внешнего облика [6].

В настоящее время один из самых продвигаемых проектов является IDINTOS (рис. 2). Аббревиатура IDINTOS в переводе с итальянского означает «Иновационный гидросамолет Тосканы». Главной особенностью аэродинамической компоновки является сочлененное крыло-тандем. Крылья близки по площади, но переднее имеет чуть большее удлинение, что вполне согласуется с особенностями схемы «тандем». Сочленение переднего (нижнего) и заднего (верхнего) крыльев, как и ожидалось, вынужденно привело к умеренной прямой стреловидности передней и задней кромок нижнего крыла. Отрицательная стреловидность передней кромки верхнего крыла близка к 0° , задняя кромка имеет большую стреловидность, что можно объяснить стремлением обеспечить меньшее удлинение верхнего крыла при увеличении площади при фиксированном размахе [2].



Рис. 2. Проект IDINTOS

По аналогичному направлению пошли и наши отечественные разработчики БПЛА группы «Кронштадт», они создали концепт БПЛА «Фрегат» (рис. 3) имеющий не только схожую с проектом IDINTOS компоновку, но и функцию вертикального или укороченного взлета. В 2018 г. уменьшенный прототип провел первый взлет [3].

Считается, что такие аэродинамические схемы в равных качествах и площади крыла превосходят «классические» аэродинамические схемы по жесткости конструкции и массе. При имеющемся размахе крыла можно использовать крылья с большего удлинения. Так как при уменьшении хорды одного крыла уменьшается число Рейнольдса в связи с уменьшением характерной длины. Многие профили, используемые на ЛА, имеют свойство при меньших числах Рейнольдса иметь больший коэффициент подъемной силы. Следовательно, крыло с подобным профилем имеет большее значение подъемной силы. Такое свойство характерно как раз для планеров, так как они обладают большим удлинением крыла.

В рамках выполнения работ № гос. рег. АААА-А19-119013090101-4 по теме «Теоретические основы и практическая реализация технологических процессов изготовления деталей

двигателя и агрегатов беспилотных летательных аппаратов с использованием аддитивных технологий» в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова ведутся работы по созданию и исследованию БПЛА с замкнутым крылом (рис. 4).

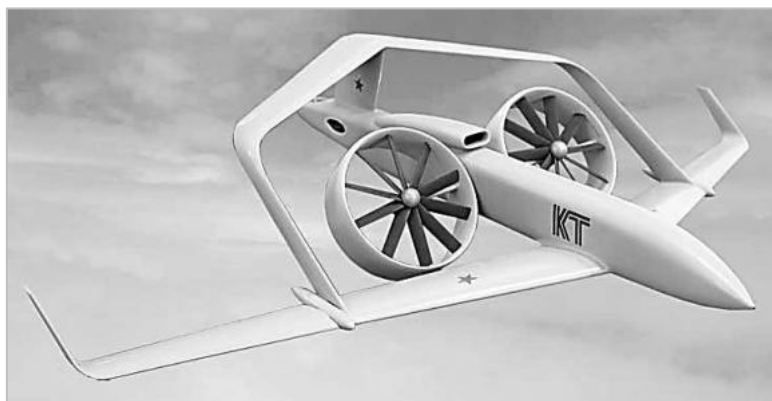


Рис.3. БПЛА Фрегат

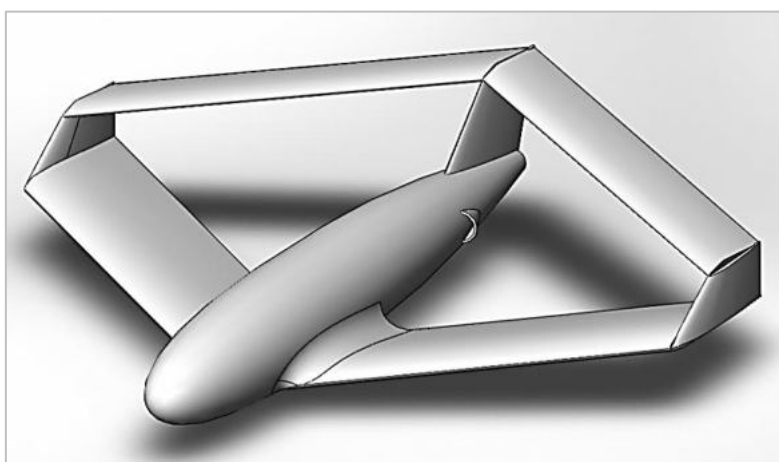


Рис. 14. Геометрическая модель с замкнутым крылом

Модель обладает следующими характеристиками:

- максимальная взлетная масса – 10 кг;
- тяговооруженность – 1;
- профиль крыла переднего и заднего – CLARK-YH;
- Силовая установка – ТРД с максимальной тягой 10кг.
- экономичная (крейсерская скорость) – 150 км/ч.
- скорость сваливания – 75 км/ч.
- максимальная скорость полета – 200 км/ч.

Основные геометрические характеристики планера:

- размах крыла – 3137 мм;
- длина – 2823 мм
- хорда переднего крыла – 666 мм;
- хорда заднего крыла – 377 мм;

- Площадь переднего крыла – 1,78 м²;
- площадь заднего крыла – 1,18 м²

Результаты аэродинамического расчета в программе XFLR5 представлены на рис. 5.

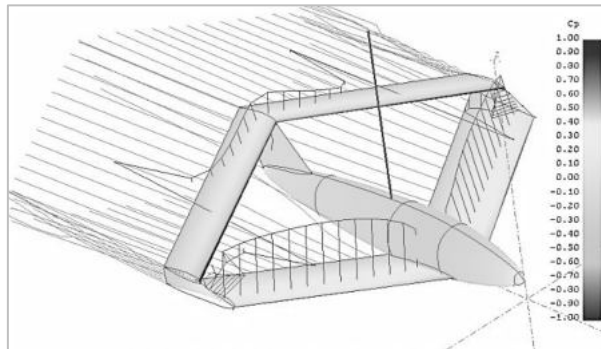


Рис. 15. Поле давления при обтекании модели

В программе XFLR5 был проведен расчет характерных зависимостей профиля CLARK-YH при числах $Re=500\,000$ и $Re=900\,000$. В результате получены следующие зависимости: $C_l(\alpha)$ – зависимость коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки (рис. 6), $C_d(\alpha)$ – зависимость коэффициент силы сопротивления от угла атаки (рис. 7), $C_l/C_d(\alpha)$ – зависимость аэродинамического качества профиля от угла атаки (рис. 8).

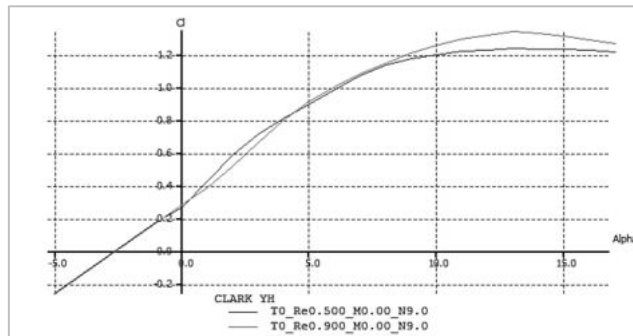


Рис. 16. Зависимость коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки

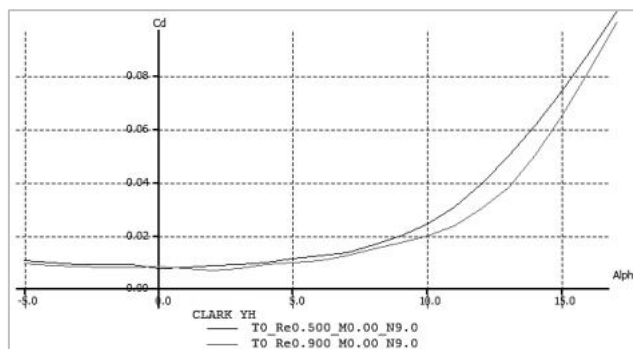


Рис. 17. Зависимость коэффициента силы сопротивления от угла атаки

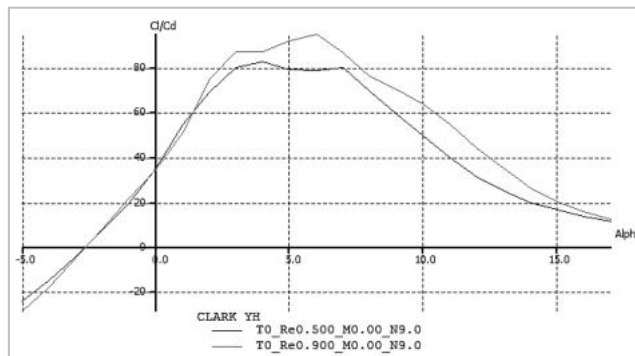


Рис. 18. Зависимость аэродинамического качества профиля от угла атаки

Модель имеет следующие аэродинамические характеристики при скорости ЛА 41,7м/с (150км/ч) $CL(\alpha)$ – зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для ЛА (рис. 9), $CD(\alpha)$ – зависимость коэффициента силы сопротивления от угла атаки (рис. 10), $Cm(\alpha)$ – зависимость коэффициента крутящего момента от угла атаки (рис. 11), $Fx(\alpha)$ – зависимость силы сопротивления в Ньютонах от угла атаки (рис. 12), $Fz(\alpha)$ – зависимость подъемной силы от угла атаки (рис. 13), $CL/CD(\alpha)$ – зависимость аэродинамического качества от угла атаки (рис. 14).

Модель летательного аппарата имеет центр тяжести 50% от САХ переднего крыла. При заданном центре тяжести ЛА обладает статической устойчивостью как видно из графика, изображенного на Рис. 21. Кривая проходит через точку начала координат и имеет отрицательный наклон. При нулевом угле атаки аэродинамическое качество составляет 12, как видно из графика на рис. 14.

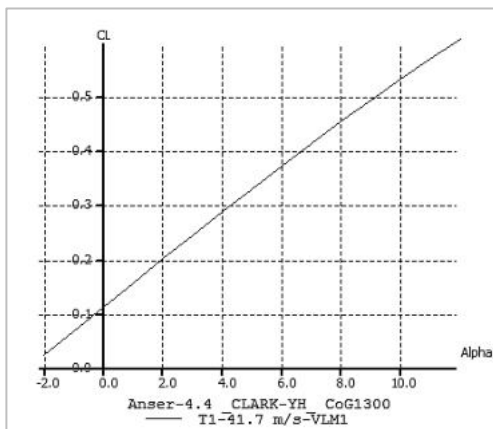


Рис. 19. Зависимость коэффициента подъемной силы модели от угла атаки

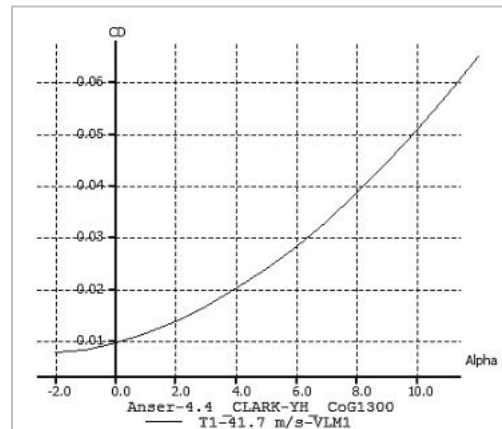


Рис. 20. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки

Замкнутое крыло при определенных условиях может обеспечить минимальное индуктивное сопротивление для данной подъемной силы и размаха крыла. Конфигурация обеспечивает повышенную эффективность для ряда самолетов. Конфигурация считается теоретически эффективной для реактивных БПЛА и авиалайнеров с широким фюзеляжем. Закрытое крыло с оптимальным размахом крыльев может быть короче при прочих равных параметрах, чем у традиционных конструкций, что потенциально позволяет использовать самолеты даже боль-

шего размера и использовать текущую инфраструктуру аэропортов. Такие аэродинамические схемы в равных качествах и площади крыла превосходят «классические» аэродинамические схемы по жесткости конструкции и массе. При имеющемся размахе крыла можно использовать крылья с большим удлинением крыла. Так как при уменьшении хорды одного крыла уменьшается число Рейнольдса в связи с уменьшением характерной длины.

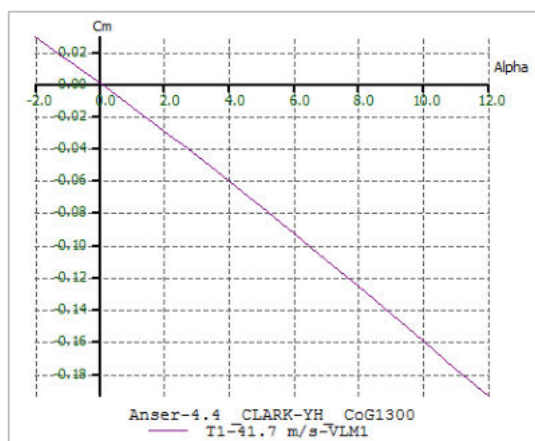


Рис. 21. Зависимость коэффициента крутящего момента от угла атаки

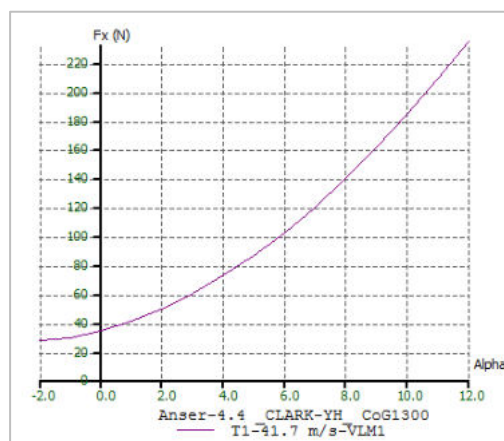


Рис. 22. Зависимость силы сопротивления модели от угла атаки

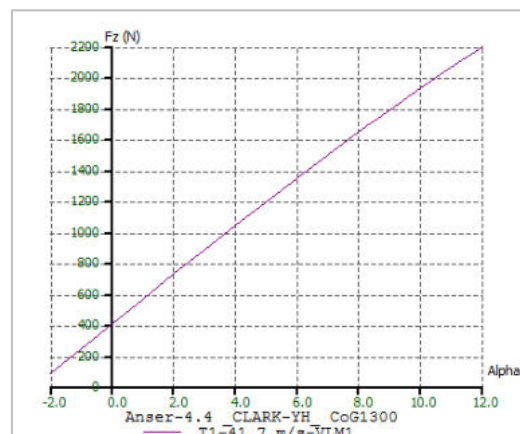


Рис. 23. Зависимость подъемной силы модели от угла атаки

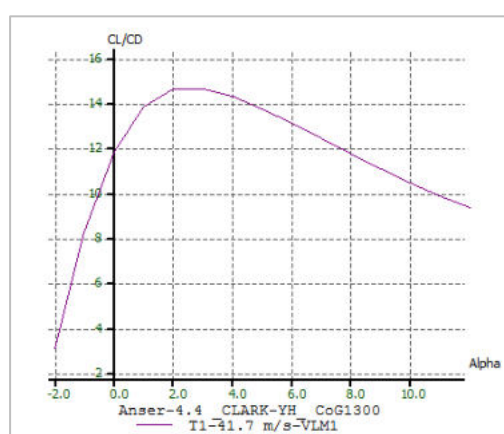


Рис. 24. Зависимость аэродинамического качества модели от угла атаки

На рис. 15 представлены основные геометрические характеристики планера.

Библиографический список

1. Кольцеплан: самолет с замкнутым контуром крыла // URL: <http://infostart.ru/public/352877/> (дата обращения: 26.01.2019).
2. Арасланов С. ПРОЕКТ IDINTOS // Авиация Общего назначения. 2014. №5. С. 24 – 29.
3. Летный прототип БЛА «Фрегат» успешно прошёл испытания. [Электронный ресурс]. URL: <https://topwar.ru/95021-letnyy-prototip-bla-fregat-uspeshno-proshel-ispytaniya.html> (дата обращения: 26.01.2019).

4. Prandtl, L. Induced Drag of Multiplanes // National Advisory Committee for Aeronautics, Technical note No. 182, from Technische Berichte, Volume III, No. 7, 1924, c. 309 – 315.

5. Frediani A., Cipolla V., Rizzo E. The PrandtlPlane Configuration: Overview on Possible Applications to Civil Aviation // Variational Analysis and Aerospace Engineering: Mathematical Challenges for Aerospace Design, Springer US, 2012, 66, c. 179 – 210.

6. Семенов В. Н. К поиску оптимальной компоновки летательного аппарата с замкнутым крылом // Вестник СГАУ. 2012. № 5(36).

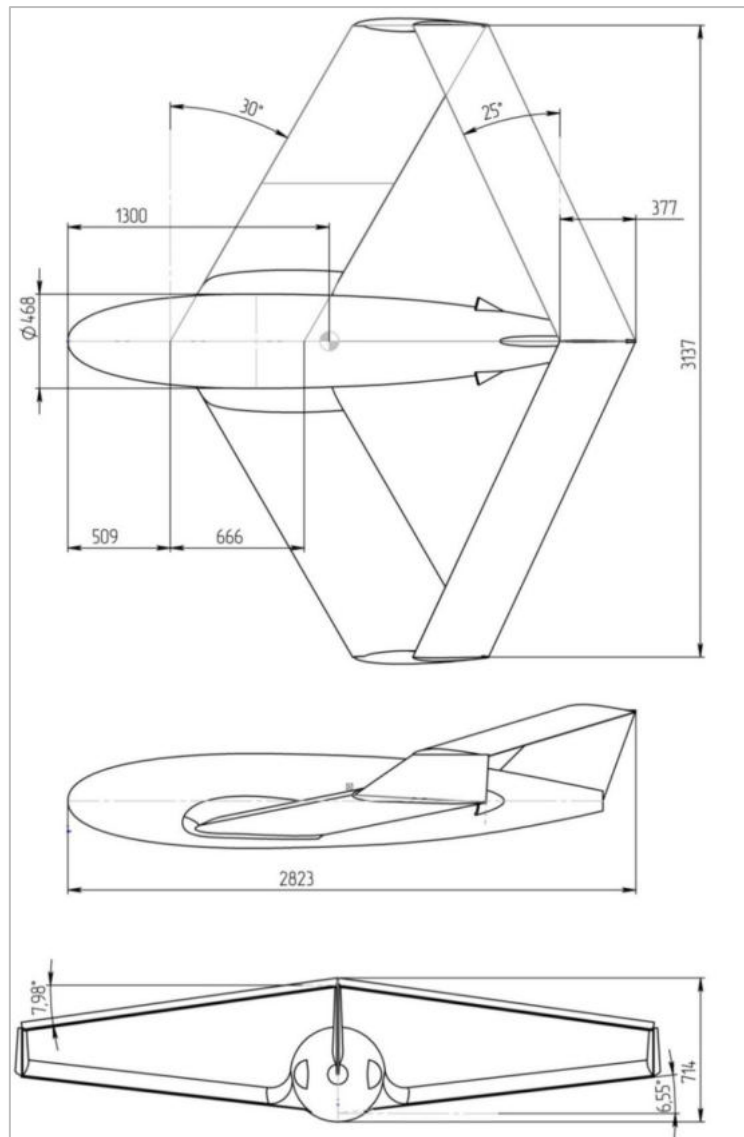


Рис. 25. Основные размеры модели



15 ноября 2018 г. в рамках ежегодной «Недели Науки», посвященной в этом году 110-летию со дня рождения Дмитрия Федоровича Устинова, в Военмехе состоялась VI Научно-практическая конференция «Глобальные вызовы и долгосрочные перспективы развития информационных космических систем. Развитие системы научно-технологических приоритетов». Тематика конференции была тесно связана с докладами, прозвучавшими на только что закончившихся Восьмых Уткинских чтениях, проведенных в БГТУ.

Организаторами данного мероприятия совместно с БГТУ выступили Технологическая платформа «Национальная информационная спутниковая система», АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» и ОАО «Межведомственный аналитический центр».

По сложившейся традиции ежегодно осенью Военмех становится площадкой проведения научно-деловых мероприятий для специалистов космической отрасли и оборонно-промышленного комплекса. Тесные связи с ведущими аэрокосмическими предприятиями и результаты развития университетской науки в вузе позволяют привлечь к обсуждению актуальных отраслевых вопросов широкий круг организаций и экспертов самого высокого уровня.

Открыл конференцию ректор Военмеха профессор **К. М. Иванов**, он рассказал об основных направлениях и тенденциях развития государственной системы образования. Константин Михайлович обратил внимание на то, что общероссийской стратегической целью на сегодняшний день является вхождение в мировую научную элиту. И, кроме стремления к повышению наукометрических показателей, общей задачей становится поиск новых, более эффективных путей взаимодействия образовательных учреждений высшей школы с промышленностью, направленных на усиление национального научно-технического потенциала. Одним из таких путей может стать новая программа Целевого обучения, призванная разделить ответственность и между абитуриентами, вузами и предприятиями, тем самым повысить мотивационную составляющую процесса формирования новой научно-технической когорты.

Модератором конференции выступил генеральный директор ОАО «Межведомственный аналитический центр» **В. И. Довгий**. Он озвучил основные тезисы предлагаемых к обсуждению вопросов и, в продолжение начатой темы, подчеркнул целесообразность реформирования существующих и создания новых инструментов государственной поддержки развития научных и образовательных организаций и их связи с реальным сектором экономики.

В целом конференция имела очень насыщенную и интересную программу, в ходе которой был представлен целый ряд докладов затрагивающих направление перспективных исследований и разработок для создания опережающего научно-технического задела, а также направление разработок и освоения критических технологий в области информационных космических систем.



Директор ОАО «Межведомственный аналитический центр» В. И. Довгий открывает конференцию. На заднем плане (слева направо): советника генерального директора РКК «Энергия» А. Г. Чернявский, директор Отраслевого центра крупногабаритных трансформируемых механических систем АО «ИСС» В. И. Халиманович. Санкт-Петербург. БГТУ «Военмех». 15 ноября 2018 г.

Одним из первых выступил директор Отраслевого центра крупногабаритных трансформируемых механических систем АО «ИСС», профессор **В. И. Халиманович** – лауреат Государственной премии СССР, премии Правительства РФ в области науки и техники и премии Правительства РФ им. Ю. А. Гагарина в области космической деятельности. Раскрывая тему глобальных вызовов, он обозначил ряд актуальных технических проблем, связанных с разработкой и производством новейших космических летательных аппаратов. В числе основных критически важных обстоятельств – постоянно повышающийся мировой уровень науки и техники. Подобные условия диктуют новые задачи по расширению диапазона функциональных возможностей, качества и надежности космической техники, что, в свою очередь, вынуждает предприятия искать современные проектные, технологические и конструктивные решения.

Общемировой тенденций в направлении развития испытательной базы становится замена натуральных испытаний техники математическим моделированием физических процессов воздействия на конструкцию. С одной стороны это приводит к уменьшению затрат на производство опытных образцов и позволяет улучшить качество конечного продукта, но с другой стороны это становится причиной постепенного исчезновения специалистов которые, словами докладчика «чувствуют конструкции», без опыта и знаний которых использование математического моделирования носит, иногда, весьма абстрагированный от действительности характер. Упомянул Владимир Иванович не только о проблемах, но и о результатах работы, которые заслуженно выводят ОАО «ИСС» в лидеры отечественной космической отрасли, ведь аппараты которые выпускает предприятие, соответствуют всем современным требованиям и тенденциям. Из достижений можно отметить успехи в связанных с опытом применения аддитивного производства металлических деталей, с широчайшим применением композитных материалов, для снижения веса и объемов конструкции, решением задач по подавлению микровибраций и шума. Гости конференции узнали и о тех технологиях, которые можно назвать космическими технологиями будущего, это разработка гибких конструкций на основе полимерных материалов, в частности мембранных рефлекторов. Как пример – спутниковая антенна, выведенного на орбиту аппарата разворачивается из объема кубического дециметра в полотно метр на метр.

В заключение своего доклада Владимир Иванович подчеркнул, что предприятие нуждается в притоке новых кадров, в энтузиастах, и отметил, как важно развивать интерес молодежи к техническому творчеству.



Выступает Генеральный конструктор, заместитель генерального директора ФГУП «ЦНИИмаш» В. В. Хартов. Санкт-Петербург. БГТУ «Военмех». 15 ноября 2018 г.

Хотелось бы отметить выступление одного из Генеральных конструкторов Госкорпорации «Роскосмос», заместителя генерального директора ФГУП «ЦНИИмаш», доктора технических наук **В. В. Хартова**. В своем докладе Виктор Владимирович подробно рассказал о приоритетных проектах развития информационных космических систем и акцентировал внимание на ключевых, по его мнению, препятствиях, затрудняющих выход Российского сегмента в лидеры мирового рынка спутниковых аппаратов. Преодолеть вызовы, бросающие нашей промышленности мировым сообществом, предлагается путем изменения общего подхода к проектированию и производству изделий. По словам докладчика, «...проектирование таких сложных наукоемких систем, как ракетно-космическая техника и вооружение, должно быть комплексным, а оптимизация их параметров производиться не на уровне отдельных модулей (узлов), а на уровне всего изделия». Здесь также имеет немаловажное значение переход на модельно-ориентированные технологии. Что касается повышения надежности изделий и качества их исполнения, то в докладе, основополагающей идеей прозвучала необходимость в первую очередь уделять внимание качеству процессов на этапе проектирования и производства, отрабатывать технологии до того уровня, который в конечном итоге позволит системно выпускать качественную продукцию.

В. В. Хартов призвал вузы усилить значимость модельно-ориентированного подхода и обеспечивать подготовку специалистов с учетом современных путей улучшения системы качества. Одним из основных мировых трендов докладчик назвал многоспутниковые группировки, призванные системно решать как гражданские, так и военные задачи. Следствием этого можно считать набирающее популярность среди частного бизнеса направление – производство сверхлегких ракет-носителей, при необходимости способных оперативно, с мини-

мальной предполетной подготовкой пополнить спутниковую группировку. Неотъемлемой частью космического рынка становятся также игроки, предлагающие сервисы, основанные на принципах расширения возможностей использования продукции систем космического базирования. Российский проект глобальной космической группировки «Сфера» еще только разрабатывается (первую часть группировки планируется запустить в 2022 г.), но уже сейчас мы должны научиться одновременно управлять столь большим количеством спутников, и обрабатывать колоссальные объемы информации. В тоже время профессор Хартов считает, что назрел целый ряд открытий, которые позволят сделать качественный скачок в развитии отечественной космонавтики и открыть «новый космос».



Внимательно слушают выступления Первый проректор – проректор по образовательной деятельности профессор В. А. Бородавкин и проректор по научной работе и информационно-коммуникационным технологиям С. А. Матвеев. Санкт-Петербург. БГТУ «Военмех». 15 ноября 2018 г.

Завершилась программа конференции работой Круглого стола **«Развитие кадрового и научного потенциала космической отрасли и оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации»**.

Первым взял слово ректор Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники **А. А. Шелупанов**, эмоциональную окраску речи которого придавало живое общение с залом. Докладчик поднял злободневный вопрос – а не утратили ли мы в национальном масштабе способности создавать прорывные технологии и задавать мировой темп развития космической техники. Александр Александрович охарактеризовал сегмент информационных космических систем, как ключевой элемент цифровой экономики России, и рассказал о приоритетных направлениях работ, проводимых ТУСУРом в этой области.

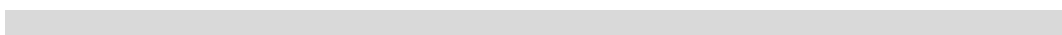
Заместитель генерального директора по управлению персоналом АО «ИСС» **С. Г. Кукушкин** поделился опытом эффективной работы по формированию квалификационно-профессионального задела АО «ИСС». Тот факт, что 80 – 90% выпускников, направленных на целевое обучение в различные вузы России, возвращаются на предприятие, является дополнительным аргументом в пользу кадровой политики, ориентированной на непрерывное образование, включающей профориентационную деятельность, целевое обучение, стажировки, дополнительное обучение сотрудников и межвузовский обмен студентами. В качестве примера успешной работы предприятия с вузами была представлена базовая кафедра АО «ИСС» в Военмехе.

Заместитель генерального директора АО «ИСС» по науке **К. Г. Охоткин** рассказал о программе развития университетов оборонного профиля, и о преимуществах предлагаемой проектно-ориентированной модели образования, которая основана на сочетании учебного процесса и научных исследований.

Важные слова прозвучали в выступлении проректора Военмеха по научной работе и информационно-коммуникационным технологиям **С. А. Матвеева**, лауреата Государственной премии имени Г. К. Жукова. Он предложил выделить вузы, готовящие специалистов для ОПК, в отдельную категорию, что продиктовано особыми требованиями к уровню профессиональной подготовки будущих работников оборонки. Он выделил тот факт, что качество подготовки напрямую зависит от соотношения преподавательского состава и числа обучающихся, от уровня материально технической базы образовательного учреждения, от наличия опыта практических работ. И если последнее на сегодня зависит от установившихся отношений между вузами и предприятиями, то первые два вопроса напрямую связаны с финансированием. И в рамках стандартного бюджета, существующих государственных мер поддержки образования почти невозможно готовить специалистов, способных решать сложнейшие инженерные задачи на опережение мировых тенденций. Специалистов, способных думать и принимать ответственные решения, создавать прорывные технологии.

В работе Круглого стола также прозвучали другие предложения по механизмам реализации мероприятий в рамках Национального проекта «Наука». Участники конференции, а это – представители более 70 организаций, особое внимание в работе научного форума уделили выработке подходов к формированию новых концепций, моделей и механизмов кооперации университетов, научных организаций и высокотехнологичных предприятий.

В. А. ТОЛСТАЯ



АВТОРЫ СБОРНИКА

Абдуллин М. Р.	419	Зафесов И. А.	218
Абросимов С. Н.	302, 307,	Захматов В. Д.	57
Алексеев Ю. С.	260	Зимин Б. А.	59
Аликов А. Х.	333	Зорин И. С.	59
Алтунин В. А.	419, 424, 429	Зубанов В. М.	96, 442
Алтунин К. В.	419, 429	Ильина А. К.	26
Арипова О. В.	116, 212	Исаков А. Л.	318
Атамасов В. Д.	21	Исляев С. И.	233
Атауллин З. Р.	70	Кабанов С. А.	222
Балакшина Д. В.	296	Кададова А. В.	62
Башарина Т. А.	26	Кайгородова С. И.	233
Белова Д. Д.	75	Калугина М. С.	65
Бенин А. И.	30	Каневская Ю. С.	212
Бродов М. Б.	363	Каун Ю. В.	228
Бондарев Е. С.	216	Каширин П. Е.	179
Борисенко М. В.	350	Кибкало А. В.	70
Боровиков И. Г.	35	Киреев О. Л.	321
Брякунов С. В.	167	Кишин А. Ю.	453
Бурковецкий К. А.	160, 173	Кишина А. А.	453
Буткарев А. Г.	302	Кобзарев И. М.	237
Бутко В. В.	160, 173	Козлов А. А.	233
Бухарин Н. В.	39	Кокарев А. С.	257
Валишина С. Р.	249, 312	Колбасин И. В.	21
Васильева Л. И.	310	Кондратьев С. А.	329, 333
Вивчарь Р. М.	35	Копкин Е. В.	237
Волков Н. Ю.	39	Копьев П. С.	75
Воробьев А. А.	290	Коробова И. Л.	92
Воробьев А. Г.	41	Королев В. А.	89
Воробьева Г. А.	65	Коссой А. А.	30
Герман А. П.	355	Котовщиков И. О.	79
Голубева А. И.	51	Кохтырев А. С.	457
Гомзин А. А.	770	Кочетов О. А.	179
Гончаров М. Г.	26	Кудрявцев С. И.	371, 378
Градовцева Е. К.	315	Кузьменко И. А.	84
Гречушкин И. В.	179	Кузьмин А. О.	89, 92
Григорьев А. П.	326	Кузьмин Г. Н.	457
Громова О. В.	48	Куприянов В. Н.	382
Гутнев А. Р.	182	Курков А. С.	448
Гутовский И. Е.	448	Курков С. В.	448
Давлатов Н. Б.	424	Кустова Е. В.	360
Данилюк А. Ю.	21	Куценко Т. В.	39
Деев В. В.	218	Лачугин Д. В.	127
Дементьев И. И.	21	Лебедев А. А.	94
Дрозд Р. А.	347	Лентовский В. В.	75, 310
Дьяков А. Н.	35	Лобов В. А.	136
Ельцин С. Н.	184, 318	Любушкин К. Э.	243
Ермашкевич А. А.	41	Максимов А. Д.	96, 442
Зарипова М. А.	424	Мальшева Е. А.	272
Затеруха Е. В.	136	Матвеев Ю. И.	94

Меньших В. В.	26	Сиверин А. В.	151
Митин Ф. В.	222	Сидорович Д. Д.	243
Мукарамов О. У.	101	Сизова А. А.	101, 198
Мурзина К. Э.	110	Смирнов Д. А.	184
Мустафаев Ф. Ю.	157	Соковлов Е. И.	457
Муштакова А. С.	249, 312	Соловьева М. Б.	315
Намазов М. Е.	127	Стажков С. М.	89, 92
Новиков В. Г.	194	Стародубцев В. Г.	272, 276
Обидин Е. В.	189	Степанов М. М.	184
Овчинникова Ю. С.	326	Судьенков Ю. В.	59
Одегов И. А.	189	Сухановская И. В.	281
Озеров А. В.	57	Тарасов А. А.	329, 333
Опара Ю. С.	94	Тимошин Ю. Н.	194
Орехов А. В.	252	Тихонов-Бугров Д. Е.	302, 307, 341, 343, 410
Осадчая Я. В.	276	Ткаченко В. В.	268
Отцовский А. Г.	233	Толпегин О. А.	198
Охочинский М. Н.	116, 160	Толстая В. А.	464
Павилайнен Г. В.	127	Торгашева Ю. Г.	249
Падалка М. А.	457	Турищев М. Ю.	26
Пантелеева Е. М.	315	Туркина Н. Р.	157, 286
Пачин А. В.	257	Уперчук Р. А.	413
Пашков Д. А.	406	Устинов А. Н.	21
Петров С. К.	15	Федоров А. М.	318
Петрова И. Л.	101, 198, 243	Федоров Д. Л.	75, 310
Платонов Е. Н.	419, 424, 429	Филяев М. П.	290
Побелянский А. В.	453, 457	Фомин Е. П.	48, 142, 448
Поляков С. А.	257	Черепня А. А.	160
Попов Д. В.	268	Чернышов М. В.	57, 110
Попов Н. А.	237	Черняев А. Г.	436
Потапов А. М.	89, 92	Чубенко Т. А.	96, 442
Потапов Е. С.	260	Чувахов П. В.	205
Прозорова Э. В.	130	Шершнева О. И.	286
Прусова О. Л.	84	Шестаков И. В.	167
Прядкин А. С.	173, 175	Ширшов А. Н.	57
Ракитская М. В.	343	Шматко А. Д.	347
Расулов З. Н.	65, 136	Шматов Д. П.	26
Ремшев Е. Ю.	65, 136	Шноль К. Э.	249, 315
Романченко Т. Э.	142	Юденков В. Э.	296
Рютин В. Б.	333	Яковчук М. С.	182
Савельев С. К.	448	Яновская М. Л.	419, 424, 429
Самойлов Е. Б.	268	Яушев Д. П.	321
Сафин Н. Р.	167		
Сенникова А. Г.	147		