

**Министерство образования и науки Российской Федерации**

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

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



# **МОЛОДЕЖЬ.ТЕХНИКА. КОСМОС**

**Тезисы докладов X Общероссийской молодежной  
научно-технической конференции**

**Секция «Современные технологии в авиа- и ракетостроении»  
Секция « Системы вооружения и военная техника»**

**Санкт-Петербург, Россия  
18 – 20 апреля 2018 года**

**Библиотека журнал «Военмех. Вестник БГТУ», №45**

---

**Санкт-Петербург  
2018**



**Молодёжь.** Техника. Космос: материалы X Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. Том 2 / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., БГТУ «Военмех», Изд-во «Инфо-Да», 2018. – 76 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №45). ISBN 978-5-94652-574-9

Публикуются тезисы докладов из числа заслушанных на X Общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодёжь. Техника. Космос», которая прошла 18-20 апреля 2018 года в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф.Устинова (г.Санкт-Петербург).

Материалы сборника охватывают вопросы ракетостроения (проектирование, конструирование, технология производства), аэродинамики и динамики полета, информационных технологий, подготовки кадров для аэрокосмической отрасли.

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**

Редакционный совет: д-р техн. наук, проф. *К. М. Иванов*, д-р техн. наук, проф. *В. А. Бородавкин*, канд. техн. наук, доц. *А. А. Левихин*, ст. преп. *К. А. Афанасьев*, доц. *М. Н. Охочинский*, ст. преп. *С. А. Чуриков*, *А. В. Побелянский*

Ответственный редактор журнала «Военмех. Вестник БГТУ»

*М. Н. Охочинский*

Подготовка сборника к изданию – *А. В. Побелянский*

Все материалы опубликованы в авторской редакции

**ISBN 978-5-94652-577-0**

**ISBN 978-5-94652-574-9**

© БГТУ «Военмех», 2018

© Авторы, 2018

# СОДЕРЖАНИЕ

## СЕКЦИЯ «СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ»

<b>Аникина В.Д.</b> КОНСТРУКЦИЯ МНОГОХОДОВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО РЕАКТОРА.....	9
<b>Афанасьева Е.М., Соловейчик М.М., Романов В.М., Чернов Г.Е.</b> ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ.....	10
<b>Ахтырский М.В., Бабук В.А., Нарыжный С.Ю., Фоменко В.В.</b> УСКОРЕНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ПАСТООБРАЗНОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА.....	10
<b>Бобров А.А.</b> АНАЛИЗ МИКРОСТРУКТУРЫ ОБРАЗЦА, ПОЛУЧЕННОГО МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЕКАНИЯ.....	11
<b>Бурдейный И.А.</b> ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА РУЛЕНИЯ ВС.....	12
<b>Верещагин Н.М.</b> РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ПАРОГАЗОТУРБИНОЙ УСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ ТРЕХКОМПОНЕНТНОГО ПАРОГАЗОГЕНЕРАТОРА.....	12
<b>Вихрова И.А.</b> ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ХИМИЧЕСКИ РЕАГИРУЮЩИХ ТЕЧЕНИЙ В ЭЛЕМЕНТАХ ТЕПЛОБМЕННОКА.....	13
<b>Гарбузов Л.С.</b> ТЕПЛОЗАЩИТА ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.....	14
<b>Губарев А.Д., Ивакин С.В.</b> НАДЕЖНОСТЬ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ.....	14
<b>Дмитриев Д.К.</b> ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВ ПОДАЧИ И ПЕРЕМЕШИВАНИЯ ТОПЛИВНО- ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В ПРЯМОТОЧНОМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОМ ДВИГАТЕЛЕ.....	15
<b>Ефремова Е.С., Ашрапов Б.Р., Сибгагудиллина А.С.</b> ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА.....	16
<b>Ионов А.В., Селиверстов С.Д., Стариков П.А.</b> ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ СТЕНОК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД С ПРИМЕНЕНИЕМ ПСЕВДОПРИСТЫХ СТРУКТУР.....	17
<b>Калугина М.С., Ремшев Е.Ю.</b> СПОСОБ УПРОЧНЕНИЯ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ АЭРОТЕРМОАКУСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКОЙ.....	18
<b>Каун Ю.В.</b> ГАЗОДИНАМИКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТУИ И ПОТОКОВ С ПРЕГРАДОЙ.....	19
<b>Керножицкий В.А., Полянин К.С., Нартов М.В.</b> СРЕДСТВА ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА.....	20
<b>Киришина А.А., Киришин А.Ю., Михайлов К.Н.</b> СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА КОРРОЗИОННОЙ СТОЙКОСТИ ПОРОШКОВЫХ И ЛИТЕЙНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ В МОРСКОЙ АТМОСФЕРЕ.....	20
<b>Корнеева А.И., Егорычев В.С., Шаблин Л.С.</b> ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ СВЕРХКРИТИЧЕСКОЙ ЧАСТИ СОПЛА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТРЕТЬЕЙ СТУПЕНИ.....	21
<b>Костышев В.А., Ашурова А.Х.</b> КИНЕМАТИКА И ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПРОЦЕССА РАСКАТКИ ТОНКОСТЕННОГО БЕСШОВНОГО ПРОФИЛЬНОГО КОЛЬЦА ТИПА «ПОЛУТОР».....	22

<b>Куркин Е.И., Шапошников С.Н., Спирина М.О.</b> ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ИЗ КОРОТКОАРМИРОВАННЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ.....	23
<b>Куркин Е.И., Спирина М.О., Чертыковцева В.О.</b> ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННОГО КРОНШТЕЙНА, АРМИРОВАННОГО КОРОТКИМИ ВЫСОКОПРОЧНЫМИ УГОЛЬНЫМИ ВОЛОКНАМИ, НА ОСНОВЕ ВЫСОКОТОЧНОГО МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ.....	23
<b>Львов М.В., Юсупов А.А., Каськов А.С., Щиголев А.А.</b> АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ МАГНИТНЫХ И ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ НА ТЕПЛОВЫЕ ПРОЦЕССЫ В АВИАЦИОННЫХ МОТОРНЫХ МАСЛАХ В УСЛОВИЯХ ЕСТЕСТВЕННОЙ КОНВЕКЦИИ.....	24
<b>Мадиярова Г.М., Хамидуллин О.Л., Амирова Л.М.</b> МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ПРОПИТКИ И ФОРМОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПКМ.....	25
<b>Максимов А.Д., Чубенко Т.А., Зубанов В.М.</b> ВЛИЯНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ НА ВЕЛИЧИНУ ТЯГИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО КОРМОВОГО ДИФФУЗОРА.....	26
<b>Максимов А.Д., Чубенко Т.А., Зубанов В.М.</b> МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	27
<b>Мантиков Р.Р., Спиридонов Д.В.</b> АНАЛИЗ МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ НАПРАВЛЯЮЩИХ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИНОЙ УСТАНОВКИ.....	28
<b>Мантиков Р.Р., Бабичев А.В.</b> АНАЛИЗ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ХИМИЧЕСКОГО АППАРАТА С РУБАШКОЙ ПРИ ДЕЙСТВИИ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ НАГРУЗОК.....	28
<b>Матвеев В.А., Малышев В.Ю., Сократов С.И., Калугин П.А.</b> СОВРЕМЕННЫЕ ПОДХОДЫ К ТРАНСПОРТИРОВКЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПРИ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.....	29
<b>Мишкuroв С.Ф.</b> АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ ВО ВНУТРЕННЕМ ОБЪЕМЕ ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.....	30
<b>Мурзина К.Э., Савелов В.А.</b> ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БЫСТРОПРОТЕКАЮЩИХ ПРОЦЕССОВ С ТЕПЛОУДЕЛЕНИЕМ.....	30
<b>Овчинникова Ю.С., Григорьев А.П.</b> СОВРЕМЕННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТРЕНАЖЕРЫ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ. ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ЗАДАЧИ.....	31
<b>Кохтырев А.С., Кузьмин Г.Н., Падалка М.А., Побелянский А.В.</b> ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРОИЗВОДСТВЕ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....	32
<b>Петрунина Е.С., Ахматова А.А., Мубаракзянова Д.Д., Магсумова А.Ф.</b> РАЗРАБОТКА СВЯЗУЮЩЕГО В ВИДЕ ПЛЕНКИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ПРИМЕНЯЕМЫХ В АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ.....	32
<b>Плохова К.Ф.</b> ПРОЧНОСТНОЙ РАСЧЕТ ЭКСЦЕНТРИКО-ЦИКЛОИДАЛЬНОГО ЗАЦЕПЛЕНИЯ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ.....	33
<b>Погода А.П., Хахалин И.С., Попов Е.Э., Колосова Т.В.</b> ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ЗАПИСИ ОБЪЕМНЫХ БРЭГГОВСКИХ СПЕКТРАЛЬНЫХ СЕЛЕКТОРОВ ДЛЯ ЛАЗЕРНЫХ ПРИМЕНЕНИЙ.....	33
<b>Раснюк И.С., Амирханов Е.И., Логунов В.В., Новиков И.А.</b> ПРИМЕНЕНИЕ ФТОР ОРГАНИЧЕСКИХ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ СИЛЬФОННЫХ КОМПЕНСАТОРОВ ПРИ РАЗНЫХ РЕЖИМАХ НАГРУЖЕНИЯ.....	34
<b>Рязанова Е.А.</b> РАСЧЕТ И ОПТИМИЗАЦИЯ ДВУХСТУПЕНЧАТОГО ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ТУРБОКОМПРЕССОРА.....	35

<b>Комсомольский-на-Амуре государственный университет</b> РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ БЕССТАПЕЛЬНОЙ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СБОРКИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ.....	35
<b>Саханов А.Р., Санников В.А.</b> КОМПЬЮТЕРНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ АНАЛИЗА НДС ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ.....	36
<b>Сеникова А.Г.</b> ИССЛЕДОВАНИЕ СХОДИМОСТИ ПО РАСЧЕТНОЙ СЕТКЕ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К СООРУЖЕНИЮ.....	37
<b>Синицын В.А., Золотарева М.А.</b> АЛГОРИТМ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПРЕДНАЗНАЧЕННЫЙ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ В АППАРАТУРЕ ПОСАДОЧНОГО РАДИОЛОКАТОРА.....	37
<b>Ходаков Р.Ю., Колычев А.В., Керножицкий В.А.</b> ОХЛАЖДЕНИЕ РЕЛЬСОВ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО УСКОРИТЕЛЯ МАСС.....	38
<b>Чувашов С.С., Галаджун А.А., Мустейкис А.И., Тетерин Р.О., Михайлов К.Н.</b> ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В УЗЛАХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	39
<b>Чукоченкова М.О., Санников В.А.</b> АНАЛИЗ ДИНАМИКИ БУРОВОЙ ТЕХНИКИ МЕТОДОМ УМЕНЬШЕНИЯ РАЗМЕРНОСТИ.....	40
<b>Шапошников С.Н., Ефрекин О.С.</b> КОНТРОЛЬ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПОСАДОЧНЫХ МЕСТ ВЫСОКОЙ ТОЧНОСТИ ДЛЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....	40
<b>Шибалова П.В.</b> ГИПЕРЗВУКОВОЙ БИПЛАН.....	41
<b>Штрмило И.В.</b> ПРИМЕНЕНИЕ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ В АДДИТИВНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ.....	42

#### **СЕКЦИЯ «СИСТЕМЫ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННАЯ ТЕХНИКА»**

<b>Алексеева М.М., Яковчук М.С.</b> ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ УПРАВЛЯЕМОГО СНАРЯДА.....	43
<b>Андреева Е.А., Левченко Г.Е.</b> ЗАЩИЩЕННОСТЬ СПЕЦИАЛЬНЫХ МАШИН ОТ ПОРАЖАЮЩИХ ФАКТОРОВ.....	43
<b>Асташов О.С.</b> ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ И ПРОБЛЕМАТИКА ВИБРОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ РАБОТ ПРИ СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОРАБЛЯ.....	44
<b>Басова Т.В., Басова М.В.</b> АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОГРАММИРОВАНИЕ СТАНКОВ С ЧПУ С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМЫ SIEMENS NX ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ СПЕЦИАЛЬНОГО И ОБЩЕГО МАШИНОСТРОЕНИЯ.....	45
<b>Бурковецкий К.А., Ельцин С.Н., Хакимов А.А.</b> СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КИНЕТИЧЕСКОГО ПЕРЕХВАТЧИКА.....	45
<b>Голубев С.О., Шерин П.А.</b> СИЛОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ РАМЫ СЕДЕЛЬНОГО ПОЛУПРИЦЕПА БОЛЬШОЙ ГРУЗОПОДЪЕМНОСТИ.....	46
<b>Грудина А.А., Либинштейн Д.А.</b> ОЦЕНКА РАССЕЙВАНИЯ НАЧАЛЬНОЙ СКОРОСТИ 57-ММ СНАРЯДОВ И ЕГО ВЛИЯНИЯ НА ТОЧНОСТЬ ПОПАДАНИЯ В ПОДВИЖНУЮ ЦЕЛЬ.....	47
<b>Демьянов А.А., Бакаев В.Н., Шевченко П.А.</b> ПЕРСПЕКТИВНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОНОМНОСТИ ПОЛЕВЫХ ЛАГЕРЕЙ ВС РФ.....	47

<b>Денисов Н.С., Данилов А.А.</b> ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ РАЗМЕЩЕНИЯ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ НА МОДУЛЬНОЙ УНИВЕРСАЛЬНОЙ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКЕ.....	48
<b>Дикусаров О.В., Кольчев А.В., Керножицкий В.А.</b> ВЫСОКОСКОРОСТНАЯ ПРОТИВОТАНКОВАЯ РАКЕТА.....	49
<b>Егоров В.В., Зайцев М.В.</b> ТЕПЛОВЫЕ РАСЧЕТЫ СТВОЛА КОРАБЕЛЬНОЙ АРТИЛЛЕРИЙСКОЙ УСТАНОВКИ КАЛИБРА 76,2 ММ ПРИ РЕЖИМНОЙ СТРЕЛБЕ.....	50
<b>Ефремов Н.Ю., Литвинов М.В.</b> ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТЕОСТАНЦИИ.....	50
<b>Жабин Е.В., Кочетов О.А., Булатов О.Г.</b> ЭВАКУАЦИЯ ПОВРЕЖДЁННОГО ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ В БОЕВЫХ УСЛОВИЯХ НА ЭТАПЕ ИССЛЕДОВАНИЙ И ОБОСНОВАНИЯ РАЗРАБОТКИ СООТВЕТСТВУЮЩИХ ОБРАЗЦОВ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ.....	51
<b>Жарова С.С., Павлов Я.О.</b> ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ГАЗОТВОДЯЩЕЙ РЕШЕТКИ.....	52
<b>Кацуба В.С.</b> ТВОРЧЕСКИЕ ДОСТИЖЕНИЯ КОНСТРУКТОРА А.А.РИХТЕРА В СОЗДАНИИ 23-ММ АВИАЦИОННОЙ ПУШКИ Р-23.....	52
<b>Колесов В.И., Гречушкин И.В.</b> ПРИМЕНЕНИЕ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ УЧЁТЕ ИЗДЕЛИЙ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ.....	53
<b>Кудрявцев С.И., Могущков И.И., Кондратьев К.Д.</b> ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЗВЕНЬЕВ МЕХАНИЗМОВ ПЕРЕЗАРЯЖАНИЯ ПУЛЕМЁТА С КОРОТКИМ ОТКАТОМ СТВОЛА И ПОРШНЕВЫМ ЗАТВОРОМ.....	54
<b>Кузнецов В.В., Гречушкин И.В., Федосеев А.В.</b> ПОВТОРНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ГИЛЬЗ В ВОЕННОЕ ВРЕМЯ.....	55
<b>Алтунин К.В., Кушмов Е.С.</b> ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСА И НАДЁЖНОСТИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ.....	56
<b>Лобов В.А., Попелков С.Е.</b> АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОИЗВОДСТВА ГИЛЬЗ КЛБ. 57 ММ НА ОСНОВЕ ШИБЕРНОЙ ПОДАЧИ.....	56
<b>Макаренко Р.Ю., Сушнёв А.А.</b> ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МЕТОДА ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖИТЕЛЯ МНОГОЦЕЛЕВЫХ КОЛЁСНЫХ МАШИН.....	57
<b>Матхаликов А.Р., Хазимуратов А.Р., Рыбушкин Н.А.</b> ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ И УСТОЙЧИВОСТИ РАБОТЫ СИСТЕМЫ «ГЕНЕРАТОР – УГОЛЬНЫЙ РЕГУЛЯТОР» С ПОМОЩЬЮ СТАБИЛИЗИРУЮЩЕГО ТРАНСФОРМАТОРА.....	58
<b>Преображенская М.А., Литвинов М.А.</b> ПРИМЕНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ УЧЁНОГО Д.К. ЧЕРНОВА В ОБЛАСТИ МЕТАЛЛУРГИИ И МЕТАЛЛОВЕДЕНИЯ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ СТАЛЬНЫХ ОРУДИЙНЫХ СТВОЛОВ И КОРПУСОВ СНАРЯДОВ.....	59
<b>Прохоренко П.А., Тюленева М.А.</b> ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ИНТЕРЕСАХ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ.....	59
<b>Ревенко П.Д.</b> КОНТАКТНЫЙ ДАТЧИК ЦЕЛИ С БОКОВОЙМ ДЕЙСТВИЕМ ДЛЯ ВЗРЫВАТЕЛЕЙ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ МИН.....	61
<b>Романенко Р.В.</b> БОРТОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ	

ВОЕННЫХ ГУСЕНИЧНЫХ МАШИН.....	61
<b>Русов В.А., Дороганов С.В.</b> ВЫСОКОЧАСТОТНЫЕ МОДУЛЯТОРЫ НА КРИСТАЛЛАХ КТР ДЛЯ ЛАЗЕРОВ БЛИЖНЕГО И СРЕДНЕГО ИК-ДИАПАЗОНОВ СПЕКТРА АВИАЦИОННЫХ ОПТИКО-ЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ.....	62
<b>Рыбушкин Н.А., Степанов Е.М., Матхаликов А.Р.</b> МЕТОДЫ УСТРАНЕНИЯ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА.....	62
<b>Рябуха Д.А., Гусев А.В.</b> СИСТЕМЫ ГОРИЗОНТИРОВАНИЯ.....	63
<b>Семенов А.В.</b> УСТРОЙСТВО ВВОДА ИНФОРМАЦИИ В БОЕПРИПАСЫ.....	64
<b>Сергеев В.В., Булатов О.Г., Машков А.С.</b> ПРЕИМУЩЕСТВО ПОДСИСТЕМЫ СРОЧНОЙ ДОСТАВКИ ПО ВОЗДУХУ ПЕРЕД СУЩЕСТВУЮЩЕЙ СИСТЕМОЙ МАТЕРИАЛЬНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ.....	65
<b>Сергеев В.В., Гречушкин И.В., Федосеев А.В.</b> СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОЕПРИПАСАМИ ВОЙСК.....	65
<b>Суховая Е.А., Теляшов Д.А., Павлов Г.И., Накоряков П.В.</b> ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ ВЫХЛОПА ДВС МАЛОЙ МОЩНОСТИ БПЛА.....	66
<b>Сушинов А.А., Макаренко Р.Ю.</b> ВЛИЯНИЕ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ШИНАХ В МНОГОЦЕЛЕВЫХ КОЛЁСНЫХ МАШИНАХ НА ИХ ТЯГОВО-СЦЕПНЫЕ СВОЙСТВА И ПРОХОДИМОСТЬ.....	66
<b>Тельнов А.К., Чувиков А.С., Силаев М.Ю., Ремшев Е.Ю.</b> ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОХОДНОЙ КОНВЕЙЕРНОЙ ПЕЧИ С ЭНДОГАЗОМ В ПАТРОННО-ГИЛЬЗОВОМ ПРОИЗВОДСТВЕ.....	67
<b>Тетенькин А.С., Серебrenицкий П.П.</b> ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ВОССТАНОВЛЕНИЯ КАНАЛА СТВОЛА Артиллерийского орудия с использованием аддитивных технологий.....	68
<b>Черкасов Е.Н., Якушев В.А.</b> ПРИМЕНЕНИЕ МОБИЛЬНЫХ СРЕДСТВ ДЛЯ КОМПЛЕКСНОЙ РАЗВЕДКИ ОБЪЕКТОВ ТРАНСПОРТНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ В ОСОБЫХ УСЛОВИЯХ.....	69
<b>Чулков Н.С.</b> ТОПЛИВНЫЕ ЗАРЯДЫ ГАЗОГЕНЕРАТОРА РПД ДЛЯ УПРАВЛЯЕМОГО Артиллерийского снаряда с программным регулированием расхода.....	70
<b>Шевченко А.В., Данещик С.В., Дема И.А., Нигмаджанов Р.Ю.</b> ЧИСЛЕННЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА ТИПА «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО».....	71
<b>Шерин П.А.</b> НАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ САМОХОДНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ.....	72
<b>Морозов В.В., Шилин П.Д.</b> МОДЕЛИРОВАНИЕ РАССЕИВАНИЯ РЕАКТИВНЫХ СНАРЯДОВ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ.....	73



УДК 661.961.62

**КОНСТРУКЦИЯ МНОГОХОДОВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ  
ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО РЕАКТОРА**

**Аникина В.Д.**

Научный руководитель – ст. преподаватель Савченко Г.Б.

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

На сегодняшний день все большее количество сфер применения находят такие источники электрической энергии, как топливные элементы (ТЭ) на водороде. Они уже применяются на ряде беспилотных ЛА с турбовинтовыми двигателями, малоразмерных самолетов и различных конфигурации мультикоптеров.

Использование водород-воздушных топливных элементов позволяет значительно увеличить время бесперывного полета ЛА, а также применять такие ЛА в разнообразных климатических условиях, в том числе на крайнем севере, без снижения эффективности. Для обслуживания ЛА в труднодоступной местности был разработан мобильный заправочный комплекс получения водорода для ТЭ. Далее была поставлена цель его совершенствования, а среди основных задач выделено снижение массы и габаритов технологического оборудования [1].

Основным узлом установки является высокотемпературный реактор (ВТР). Главным недостатком разработанных на сегодняшний день конструкций ВТР является их большая длина [2].

Для решения данной проблемы была предложена конструкция многоходового ВТР, являющегося развитием известной конструкции по патенту RU №2521377 С2. [3].

Особенность данной многоходовой конструкции реактора заключается в интеграции двух частей ВТР – камеры сгорания (КС) и испарительной камеры (ИК) в пространственно совмещенный узел, что позволяет значительно уменьшить длину реактора.

Протекающие в таком ВТР процессы несколько отличаются от традиционных конструкций. В центральном объеме КС происходит парциальное окисление подаваемого горючего. Одновременно в пространство за стенкой вкладыша-испарителя подается жидкофазная вода. В процессе движения воды по тракту она испаряется за счет поступающего из зоны горения тепла. При этом течение начиная с определенного момента будет двухфазным: пар – около горячей стенки и жидкая вода – около холодной. Разделение фаз также можно усилить приданием каналу испарителя спиральной формы.

Вкладыш испарителя заканчивается несколько раньше, чем зона горения в центральной части КС. Это сделано для того, чтобы снизить количество образующейся в ВТР К-фазы, в том числе – частиц сажи. Основная зона сажеобразования расположена в пристенке. Это обеспечивает подачу водяного пара в область с высокой концентрацией сажи на границе вкладыша испарителя. Это приводит к началу реакции водяного газа, что снижает содержание сажи в потоке продуктов сгорания.

Жидкофазная часть подаваемой воды испаряется за счет теплообмена с горячими продуктами сгорания, а на границе первого хода КС происходит разбрызгиванием и доиспарение остатков воды. Также наличие вкладыша испарителя создает дополнительную защиту стенок от перегрева, что снижает требования к системе охлаждения.

На данный момент стоит задача разработки математической модели для проведения расчетов внутрикамерных процессов и проектирования конструкции многоходовых ВТР.

**Библиографический список:**

1. Аникина В.Д., Савченко Г.Б. Алгоритм проектирования установки получения водородосодержащего газа, как топлива летательных аппаратов. // Материалы X Всероссийской студ.научно-технической школы-семинара «Аэрокосмическая декада», М.: «Доброе слово», - 2017. – 7с.
2. Патент №2523824 РФ С01В 3/32 В01J 19/26 Устройство для получения синтез-газа / Филимонов Ю.Н., Анискевич Ю.В. и др., патентообладатель ООО «ВТР» - заявл.№ 2012130048/05, 06.07.2012, опубл. 27.07.2014, бюл. № 21

**ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ****Афанасьева Е.М., Соловейчик М.М., Романов В.М., Чернов Г.Е.***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

Существуют различные типы электрических ракетных двигателей: ионные, электротермические, плазменные. На данный момент только ионные имеют возможность разогнать космический аппарат до скоростей, недоступных никаким другим видам двигателей. Сейчас только один двигатель в перспективе может заменить ионный, так как является намного производительней своих предшественников - плазменный двигатель нового поколения VASIMR.

Принцип работы ионного двигателя основан на создании реактивной тяги на базе ионизированного газа, разогнанного до высоких скоростей в электрическом поле. Благодаря высокому отношению заряда к массе, становится возможным разогнать ионы до очень высоких скоростей. В существующих реализациях ионного двигателя в качестве источника энергии используются солнечные батареи.

Плазменный ЭРД использует радиоволны для ионизации рабочего тела с последующим разгоном полученной плазмы с помощью электромагнитного поля для получения тяги. С помощью электродов ионы ускоряются из-за постепенно возрастающего напряжения, но при этом электроды со временем выходят из строя из-за соударения ионов. Секрет долговечности двигателей VASIMR в том, что в них нет контакта плазмы с внутренностями. Нейтральные газы поступают в специальную камеру, где под действием радиочастотного генератора и сверхпроводниковых магнитов, создающих мощное магнитное поле, холодный газ превращается в разогретую до температуры в миллионы градусов плазму. Магнитное поле и радиоизлучатель воздействуют на заряженные ионы газа, что заставляет двигаться их с определённой частотой, а с помощью радиоволн эти ионы вступают в резонанс с движением ионов плазмы, вследствие чего можно получать все больше и больше новой энергии. Магнитное сопло ракеты создаёт из плазмы направленный поток, что и толкает летательный аппарат.

Характеристика VX-200 (прототипа двигателя VASIMR) для проверки в космической среде: максимальная мощность – 200 кВт, КПД – 72% , удельный импульс 5000 с. Для такого двигателя предлагается использование солнечной и ядерной энергии для обеспечения требуемой мощности.

УДК 662:623.4.086

**УСКОРЕНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ПАСТООБРАЗНОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА****Ахтырский М.В., Бабук В.А., Нарыжный С.Ю., Фоменко В.В.***Федеральное государственное унитарное предприятие «Специальное конструкторско-технологическое бюро «Технолог»**Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

В настоящее время ракетная техника широко используется для решения боевых задач армии и транспортных задач космической отрасли. Поэтому актуальна задача создания двигателей, отличающихся более высоким уровнем массового совершенства и высоким удельным импульсом тяги. Решение этой задачи возможно при использовании новых видов топлив, к которым относится пастообразное ракетное топливо (ПРТ). Подобное топливо допускает более широкий диапазон изменения соотношения компонентов состава, что позволяет эффективно решать задачи создания топлив, обеспечивающих высокий удельный импульс тяги, с очень высокой или очень малой скоростью горения. Благодаря чему можно снизить габариты двигателя в рамках поставленной задачи или увеличить полный импульс тяги в тех же габаритах, в сравнении с твердым ракетным топливом (ТРТ), у которого присутствуют ограничения компонентной базы, связанные с системой отверждения топлива.

В ТРТ газоприход может регулироваться с помощью изменения формы заряда и, как следствие, площади горения. Для ПРТ, диапазон скоростей горения значительно (в разы) превышает скорости горения ТРТ, возможно использование условного «заряда» торцевого горения. При этом изменение газоприхода возможно за счет изменения скорости горения. Регулирование скорости горения ПРТ осуществляется с помощью изменения рецептуры состава, применения специальных катализаторов, или использования теплопроводных элементов (ТПЭ).

Пастообразные топлива разработаны достаточно давно (в 60-е годы прошлого века) в Государственном институте прикладной химии, но широкого распространения они не получили, в связи с малой изученностью их свойств.

В настоящее время на базе ФГУП «СКТБ «Технолог» наработаны новые составы ПРТ на основе хлорно-кислого связующего, проведены их обширные исследования по влиянию компонентной базы и ТПЭ из различных металлов на процесс горения. Получены законы скорости горения топлив с помощью установки высокого давления и произведено их изучение на модельном ракетном двигателе. Получены скорости горения ПРТ от 17 до 130 мм/с при давлении 10 МПа. Пастообразные топлива обеспечивают стабильную работу двигателей при давлениях до 100 МПа.

Для ТПЭ получены коэффициенты ускорения в зависимости от типа материала, формы ТПЭ и степени их перфорации. В качестве ТПЭ использовалась фольга металлов различной толщины, были получены следующие коэффициенты ускорения: медь - 3,9...4,1, бронза - 2,9...3,4, латунь - 2,4...2,8, нержавеющей сталь - 1,4...1,8.

В результате исследований хорошо зарекомендовали себя ТПЭ в виде цилиндров коаксиальной конструкции. Они обеспечивают высокую повторяемость и стабильность работы условного «заряда» ПРТ. Кроме того, при использовании нескольких материалов ТПЭ возможно создание двигателя переменной тяги на базе одного топлива в едином корпусе. Пастообразные топлива хорошо проявили себя, показав свою работоспособность в широком диапазоне температур (-50...+50 С<sup>0</sup>) с возможностью регулирования газоприхода за счет компонентной базы составов, катализаторов и применения разных типов ТПЭ.

Полученные результаты отличаются новизной, высокой практической значимостью и позволяют с оптимизмом смотреть на возможность широкого использования ПРТ в качестве топлив ракет различного назначения.

УДК 620.18

## **АНАЛИЗ МИКРОСТРУКТУРЫ ОБРАЗЦА, ПОЛУЧЕННОГО МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЕКАНИЯ**

**Бобров А.А.**

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

Селективное лазерное спекание (далее СЛС) – одна из наиболее практичных технологий трёхмерного прототипирования, появившаяся ещё в 80-х годах прошлого века [1]. Из всех технологий 3D печати СЛС является наиболее широкопрофильной, так как ни одной из других не доступен такой широкий диапазон применимых материалов – порошки пластика, металла, керамики, стекла, нейлона. Благодаря этому возможно её использование практически во всех отраслях, где требуется производство высокоточных изделий сложной геометрической формы [2].

Целью данной работы является анализ микроструктуры образца, полученного методом СЛС.

Для проведения исследований был использован цилиндр 15x45 мм, полученный из порошка ПР-07Х18Н12М2 с применением технологии СЛС. Порошок для данного образца приобретался в АО «Палема».

Параметры печати: мощность/скорость лазера снаружи 120Вт/280 мм/с; диаметр пятна 50 мкм; мощность/скорость внутри 180Вт/700мм/с; диаметр пятна 160 мкм.

Микроструктуру и микроструктуру исследовали методами оптической микроскопии при помощи микроскопа «ЛЮМО», оснащенного цифровой камерой.

Для анализа микроструктуры были сделаны поперечный и продольный микрошлифы. В нетравленном состоянии на снимке на светлом поле металлической основы можно увидеть раковины, твердые и мягкие неметаллические включения, расслоения. После травления выявляется структура металлической основы, наблюдаются различные дефекты. Просматривается пористость, которая оказывает наибольшее влияние на усталостные характеристики материала и является источником развития трещин в образце. Наблюдается микроструктурная неоднородность: непостоянный размер зерна, наличие примесей. На продольном микрошлифе хорошо просматривается ликвация, на периферии образца прослеживается более мелкая зернистость, в сердцевине – более крупная. Все вышеперечисленное оказывает отрицательное влияние на механические и функциональные свойства детали.

Для устранения дефектов была проведена термическая обработка – аустенизация. Кроме того, было проведено измерение твердости по Бринеллю, твердость образца на периферии составила 223 НВ, в сердцевине – 217 НВ. Также был определен химический состав образца: содержание хрома 16,9-17,2% (по массе), содержание никеля 10,8-11,2% (по массе), содержание молибдена 2,1-2,3% (по массе), содержание марганца 1,3% (по массе), содержание кремния 0,4% (по массе), содержание меди 0,4% (по массе), содержание вольфрама 0,3% (по массе), содержание титана 0,09% (по массе), содержание фосфора 0,01% (по массе), содержание серы 0,01% (по массе), содержание железа – остальное.

Металлографические исследования показали, что при данных режимах СЛС порошка ПР-07Х18Н12М2 в образце присутствуют раковины, расслоения, микроструктурная неоднородность. После термической обработки избавиться от дефектов, указанных ранее, не удалось.

Дальнейшее исследование СЛС и выбор оптимальных параметров печати планируется в магистерской диссертации.

#### **Библиографический список**

1. Селективное лазерное спекание. Часть 1. История появления [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://3dp.ru/selektivnoe-lazernoe-spekanie-chast-1-istoriyaproyavleniya/> – 16.02.2018.

2. Селективное лазерное спекание. Часть 3. Применение, преимущества и недостатки [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://3dp.ru/selektivnoe-lazernoespekanie-chast-3-primenenie-preimushhestva-i-nedostatki/> – 17.02.2018.

УДК 629.7.06

### **ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА РУЛЕНИЯ ВС**

**Бурдейный И.А.**

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации*

Технический прогресс XXI позволяет воздушному судну выполнять руление без использования маршевых двигателей, и это делает возможным уменьшить расход топлива (примерно на 2% - 4%) для узкофюзеляжных авиалайнеров, выполняющих полеты на небольшие расстояния, таких как Airbus A320 и Boeing 737. Также эта система позволяет значительно увеличить ресурс двигателей, ведь песок, пыль и другой различный мусор при попадании в двигатели причиняет сильный ущерб лопаткам компрессоров. Снизится эмиссия авиадвигателей и общий уровень шумов, а соответственно улучшится экологическая обстановка в районе аэродрома.

Одним из вариантов решения этих проблем - возможность выполнять руление ВС при помощи электрической системы руления (Electric Green Taxiing System). Эта система использует индукционные электродвигатели, которые устанавливаются на стойки шасси и питаются от генератора ВСУ, мощность которого порядка 100кВт. Существует два варианта – установка на носовую стойку шасси, либо на основные стойки шасси

В варианте с установкой на носовую стойку шасси масса индукционного двигателя составляет 136 кг, а максимальная скорость руления 18 км/ч. Система съёмная, а ее монтаж занимает 12 часов. Влияние на изменение центровки – незначительно. Масса индукционных двигателей для установки на основные стойки шасси - 150 кг, максимальная скорость руления 38км/ч, в то время как, по магистральным рулежным дорожкам максимальная скорость руления может достигать 100 км/ч. Для передачи крутящего момента используются понижающие редукторы.

Очевидно, что системы экономят топливо, время на выталкивание, исключают расходы на буксировку, позволяют выполнять движение задним ходом, повышают маневренность ВС. Но их приходится возить с собой в течение всего полета, а лишний вес, это лишний сторевший керосин. Экономическая целесообразность использования этой системы наступает лишь в аэропортах с большой плотностью движения, где время, затрачиваемое на руление ВС, составляет более 30 минут.

Также могут возникнуть проблемы для таких систем при обледенении перрона, рулежных дорожек, а при вышедшей из строя ВСУ они и вовсе превращаются в балласт. Стоит отметить, что вся мощность ВСУ уходит на обеспечение электроэнергией индукционных двигателей, при этом ВСУ остается без электроэнергии, ведь ВСУ выполняет две функции: обеспечение электроэнергией всю борт сеть, запуск маршевых двигателей.

В заключение стоит отметить, что эти системы обладают неоспоримыми плюсами и перспективами, но при определенных условиях эксплуатации.

УДК 62-978

### **РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ПАРОГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ ТРЕХКОМПОНЕНТНОГО ПАРОГАЗОГЕНЕРАТОРА**

**Верещагин Н.М.**

Научный руководитель - старший преподаватель Г.Б. Савченко

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

Для преобразования исходной энергии в полезную (например, в электрическую) используются различные устройства, в число которых входят турбины. Турбины могут быть разными в зависимости

от используемого рабочего тела: паровые, газовые, а так же комбинированные – парогазовые (бинарные).

Однако дальнейшее развитие таких устройств на данный момент ограничено материалами. Повышение КПД во многом связано с увеличением давления и температуры цикла, а это при нынешнем уровне развития или невозможно технически, или необоснованно экономически. Выходом из ситуации могут стать установки со смещением пара и газа в единое рабочее тело. Тем самым за счет устранения потерь, присущих отдельно паровым и газовым, удастся повысить эффективность.

В традиционном газотурбинном двигателе снижение температуры перед турбиной достигается путем увеличения расхода воздуха. В предлагаемой установке для этой цели используется впрыск воды в продукты сгорания топливно-воздушной смеси. Такая парогазотурбинная установка может быть сконструирована на основе существующих газотурбинных установок. Изменения затронут узел камеры сгорания и турбину.

Достоинства данной схемы заключается в том, что отсутствуют большие потери на собственные нужды, а так же повышается безопасность в виду отсутствия котла. Недостатком такой установки станет необходимость водоподготовки.

В перспективах развития данной темы: исследовать поведение цикла на разных режимах по соотношению компонентов горючего и окислителя в совокупности с диапазоном возможных давлений в камере сгорания.

Область применения данной установки – мобильные наземные и корабельные источники энергии.

Входными условиями для расчета характеристик стали: диапазон давлений на входе в камеру сгорания, стехиометрическое соотношение компонентов топливовоздушной смеси при сгорании, фиксированная температура парогазовой смеси перед турбиной.

УДК 669.713

## **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ХИМИЧЕСКИ РЕАГИРУЮЩИХ ТЕЧЕНИЙ В ЭЛЕМЕНТАХ ТЕПЛООБМЕННИКА**

**Вихрова И.А.**

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

Теплообменники широко используются в химической, нефтяной, пищевой, фармакологической промышленности в основном для нагрева или охлаждения рабочей среды (жидкость или газ). Кроме непосредственно съема тепла в рабочей среде могут происходить различные физико-химические процессы, определяемые конкретным технологическим процессом.

В данной работе рассматривается применение теплообменных аппаратов в технических процессах повышения октанового числа бензина. Октановое число бензина можно повысить несколькими способами: применение специальных присадок, термический крекинг, каталитический крекинг. Последний способ является наиболее эффективным, но может быть реализован только в промышленных технологиях с применением специальных теплообменных устройств (теплообменников) [1].

В настоящей работе приведен обзор таких устройств, рассмотрены принципы их работы и дан сравнительный анализ. На основе этого анализа выделены характерные элементы конструкций, которые позволили комплексную задачу разбить на ряд подзадач и сформулировать математическую модель, позволяющую рассчитать конкретное устройство.

Поскольку прямое моделирование сложной конструкции с множеством элементов и учетом всех химических процессов является очень ресурсоемкой задачей, то в работе рассматривается упрощенная модель. В качестве основы берется модель течения в пористой среде. Теплоъем моделируется переменным коэффициентом теплопроводности пористого каркаса. А различная геометрия внутренних элементов теплообменника моделируется переменным заданием пористости. Особенностью данной работы является то, что эти коэффициенты задаются в виде функций. В свою очередь, для нахождения вида этих функций решается ряд модельных задач, имитирующих простейшие элементы теплообменника (сопряженная задача течения теплоносителя по трубочке и внешнего обтекания с учетом теплообмена и т.д.).

Приведен пример применения сконструированной модели для расчета устройства целиком.

### **Библиографический список**

1. Гуреев А.А., Жаров Ю.М., Смидович Е.В. Производство высокооктановых бензинов / Москва:Химия,1981.

**ТЕПЛОЗАЩИТА ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА****Гарбузов Л.С.***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова*

Гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА) – летательный аппарат, способный развивать скорость большую или равную 5 Маха. Их разработкой начала заниматься ещё гитлеровская Германия в середине прошлого века. За пятьдесят с лишним лет наука совершила огромный скачок в разработке и создании летательных аппаратов, совершающих полёт на гиперзвуковых скоростях. Российская Федерация, как и несколько других развитых стран также ведёт разработку ГЛА. В-первых, создание стабильно работающего, многоразового воздушно-космического самолёта (ВКС) изменит понимание человека о преодолении расстояний (из Москвы до Сиднея можно будет долететь за 2 часа). Во-вторых, создание стратегических, военных самолётов необходимо для безопасности Российской Федерации.

При конструировании гиперзвукового летательного аппарата возникает множество проблем, одна из которых - создание достойной тепловой защиты кабины. Необходимость такой защиты обуславливается крайне высокими температурами, появляющимися в процессе преодоления аэродинамического сопротивления атмосферы. В настоящее время существуют две концептуально разные системы теплозащиты гиперзвукового летательного аппарата от воздействия высоких температур кабину: закрытая (ещё её называют пассивной) и открытая (активная).

Современные ГЛА, оснащённые закрытой системой теплозащиты отличаются тем, что энергия, потраченная на преодоление силы сопротивления атмосферы, в дальнейшем не используется летательным аппаратом. В пример можно привести теплостойкие керамические плитки, которые устанавливали на советский ВКС «Буран».

К открытым системам тепловой защиты относят такие ГЛА, которые обмениваются с окружающей средой веществом и энергией, за счет внутренних бортовых систем.

Среди различных идей открытых систем теплозащиты, по моему мнению, наиболее целесообразной является использование на борту ГЛА термохимического реактора. В данном реакторе будет проходить реакция каталитического разложения метанола – то есть генерация водорода прямо на борту летательного аппарата. Также это позволяет успешно отводить тепло от обшивки летательного аппарата и увеличивать скорость ЛА до 30%. Гиперзвуковые летательные аппараты данной концепции отличаются своей мобильностью и эффективностью, не содержат на борту криогенных жидкостей и могут преодолевать огромные расстояния на гиперзвуковой скорости.

**НАДЕЖНОСТЬ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ****Губарев А.Д., Ивакин С.В.***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова*

К космической аппаратуре относят оптические, электронные, радиочастотные, электрические пульты, стойки, приборы, блоки, антенны, агрегаты, устройства, приводы, механизмы, специальные инструменты, датчики, узлы и т.д., выполненные в виде законченных сборочных единиц и предназначенные для работы в составе систем изделия [1].

Работы по обеспечению качества и надёжности новой космической аппаратуры проводятся по программам обеспечения надёжности на стадии разработки (ПОНр). Требования по обеспечению надёжности аппаратуры космических комплексов должны подтверждаться, как минимум, расчётным путём (в части показателей безотказности, долговечности и сохраняемости) до предъявления опытного образца на приёмо-сдаточные испытания и уточняться в дальнейшем на основании анализа результатов последующих испытаний ПОНр.

При типовом расчёте надёжности исходными являются данные о надёжности объектов-аналогов, составных частей и комплектующих элементов рассматриваемой аппаратуры по опыту их применения в аналогичных или близких условиях эксплуатации. Таблицы по надёжности и расчёты интенсивности отказов (средней наработки до отказа) оптико-электронной аппаратуры космических комплексов, несмотря на опыт эксплуатации в космических условиях, отсутствуют. Оптико-электронные приборы классифицируются с учетом имеющегося информационного обеспечения для исследования и оценки показателей надёжности (ПН). При этом выделяются следующие группы элементов:

- элементы с заданными паспортными значениями их ПН ( $\lambda$ -характеристики) - стандартные и унифицированные элементы космической техники;
- элементы, функционирование которых представляется достоверными математическими моделями, описывающими физические процессы, обуславливающие состояние элементов;
- элементы, функционирование которых не представлено математическими моделями, но для них имеются статистические данные по образцам-аналогам.

Элементы оптико-электронной космической аппаратуры, в отношении которых не имеется статистических данных по опытным образцам и аналогам, предлагается выделить в отдельную группу. Эти элементы следует рассматривать в первую очередь с помощью предлагаемой методики системного анализа надежности сложных технических систем, позволяющей достоверно оценить влияние конструктивных, технологических и эксплуатационных параметров на эффективность функционирования.

Создание таблиц по надежности оптико-электронной космической аппаратуры представляется первоочередной задачей перед их практическим применением в космической технике. В настоящей статье выделены следующие постулаты, рассматриваемые в качестве основы для дальнейшей работы в этом направлении:

- отказы оборудования изделия следует считать независимыми, а интенсивность отказов - в соответствии с экспоненциальным законом распределения, т. е. следует рассматривать период нормальной эксплуатации, когда за время полного срока службы интенсивность отказов оборудования имеет постоянную величину, которая не превышает заданной в технических условиях на оборудование;
- отказы элементов изделия следует рассматривать как случайные события, при этом аппаратуру следует представлять структурой с последовательным соединением блоков и узлов, где отказ любого элемента приводит к отказу всей системы минимальной структуры.

Важно отметить, что для космической аппаратуры критерием отказа изделия является невыполнение любых функций, направленных на решение целевой задачи, а при расчетах следует учитывать вероятность появления двойных отказов и множественных отказов.

Во время периода непрерывной работы космическая аппаратура, как правило, является неслуживаемой по отказу системой, а перед периодом непрерывной работы прибор приводится в начальное по надежности состояние, т. е. проводятся необходимые работы, результатом которых является информация о том, что все оборудование находится в исправном состоянии и может использоваться по прямому назначению. Исходя из этого, при введении в эксплуатацию, со всеми элементами, входящими в состав аппаратуры, следует проводить входной контроль и технологическую наработку в процессе пуска-наладки и предъявительских испытаний с целью исключения отказов, обусловленных дефектами элементов и производства.

#### **Библиографический список**

- 1 ОСТ 92-5100-2002 Аппаратура космических комплексов. Общие технические условия
- 2 Белов А.В., Борейшо А.С., Морозов А.В., Страхов С.Ю. Проектирование и надежность лазерных комплексов специального назначения: монография. СПб: БГТУ «Военмех», 2014.

УДК 533.22

#### **ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВ ПОДАЧИ И ПЕРЕМЕШИВАНИЯ ТОПЛИВНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В ПРЯМОТОЧНОМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОМ ДВИГАТЕЛЕ** **Дмитриев Д.К.**

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

Целью работы является исследование газодинамики за форсункой в модельной установке ПВРД. Численно моделируется сверхзвуковое течение газа в канале, в проточной части которого расположены тела особой формы, имитирующие форсунки, из которых происходит подача топлива. Моделирование выполняется средствами пакета программ ANSYS и SolidWorks.

В работе достигается увеличение скорости истечения за счёт изменения геометрии форсунки с возможностью вдува через неё в поток вместе с топливом метана для лучшего перемешивания топливной смеси и увеличения её температуры горения.

Исследование данной проблемы начинается с изучения уже проделанного центральным аэрогидродинамическим институтом имени профессора Н. Е. Жуковского эксперимента по добавлению в форсунку дополнительного тела вращения, внутри которого был канал для подачи водорода.

Результаты численного моделирования эксперимента ЦАГИ показаны на рисунках ниже.

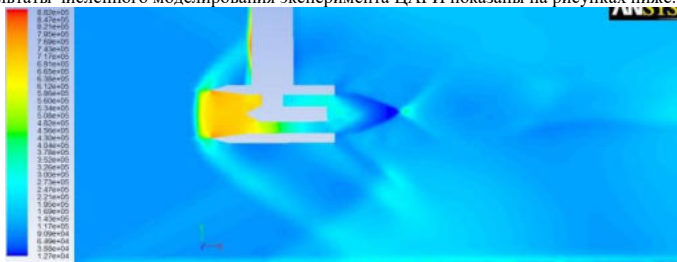


Рисунок 1 — Поле статического давления при числе Маха на входе равном 2,5

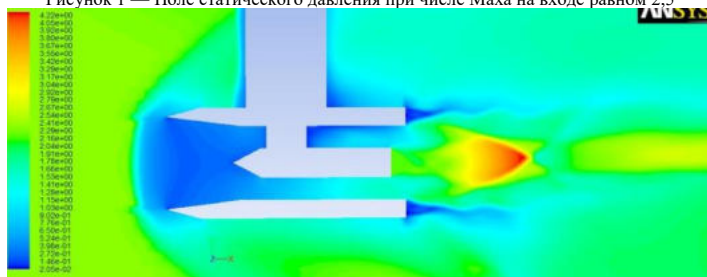


Рисунок 2 — Поле чисел Маха при числе Маха на входе равном 2,5

Данные изменения приведут к лучшему перемешиванию и горению топливно-воздушной смеси.

УДК 629.7.054.44

## **ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА**

**Ефремова Е.С., Ашрапов Б.Р., Сибатуллин А.С.**

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева*

Традиционные системы воздушных сигналов самолета используют аэродинамический и аэрометрический методы измерения, которые реализуются с помощью нескольких распределенных по фюзеляжу датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения, приемников воздушных давлений и температуры торможения набегающего воздушного потока, что существенно усложняет систему. При этом восприятие, преобразование и передача первичных амплитудных информативных сигналов – углов поворота, давлений и перепадов давлений, электрических сопротивлений и др. связаны с появлением дополнительных погрешностей и потерями информации.

Принципиальная возможность достижения меньших потерь информации при выделении, преобразовании, передачи и обработки частотно-временных первичных информативных сигналов, построения системы воздушных сигналов на основе одного неподвижного многофункционального датчика первичной информации определяют перспективность создания и применения вихревой системы воздушных сигналов.

Раскрывается конструктивно-функциональная схема и алгоритмы обработки первичной частотно-временной информации системы воздушных сигналов, построенной на основе вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости в виде расположенных в набегающем воздушном потоке двух клиновидных пирамид. При обтекании клиновидных пирамид, установленных соосно встречно набегающему воздушному потоку с их поверхности происходит периодический срыв потока, образуя так называемые «дорожки Кармана», частоты которых несут информацию о величине и угле направления набегающего воздушного потока. Регистрируя



пульсации давлений за клиновидными телами с частотами вихреобразования, зависящими от скорости и угла направления набегающего воздушного потока по разработанным алгоритмам вычисляются измеряемый аэродинамический угол и истинная воздушная скорость самолета.

Для обеспечения одновременного измерения других воздушных сигналов на скользящей поверхности струевыпрямителя вихревого датчика установлено отверстие-присемник статического давления, которое пневмоканалом связано со входом датчика абсолютного давления с частотным выходом, подключенным к входу вычислительного устройства. Вычислительное устройство, реализующее как алгоритмы определения динамического угла и истинной воздушной скорости, так и алгоритмы вычисления других воздушных сигналов без использования информации о полном давлении и температуре торможения.

По сравнению с традиционными системами вихревая система имеет ряд существенных преимуществ: обеспечивает восприятие всех первичных информативных сигналов в частотной и временной форме, выделение, преобразование, передача и обработка которых связаны с меньшими погрешностями и потерями информации; восприятие всех первичных информативных сигналов осуществляется с помощью одного неподвижного малогабаритного датчика первичной информации, практически не искажающего аэродинамику самолета и не влияющего на его аэродинамические характеристики; выдача всех выходных сигналов в цифровой форме упрощает их использование в бортовых системах управления и отображения информации. Всё это определяет перспективы применения вихревой системы на самолетах, беспилотных и дистанционно-пилотируемых летательных аппаратах.

УДК 621.4

## **ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ СТенок КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД С ПРИМЕНЕНИЕМ ПСЕВДОПОРИСТЫХ СТРУКТУР**

**Ионов А.В., Селиверстов С.Д., Стариков П.А.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

Температура в камере сгорания газотурбинного двигателя является одним из основных параметров эффективности работы тепловой машины. Для повышения температуры необходимо обеспечивать соответствующие условия по охлаждению стенок камеры сгорания. Современные системы охлаждения сложные и разнообразны и уже достигли достаточного уровня технологического совершенства. Применение пористых структур для охлаждения камеры сгорания ГТД позволило бы значительно повысить температуру в двигателе, а соответственно и эффективность. Реализация такого метода возможна только с применением аддитивных технологий. В данной работе будет рассматриваться применение различных структур для охлаждения камеры сгорания и оценка их влияния на параметры ГТД.

Псевдопористые структуры уже долгое время повсеместно используются в различных отраслях жизни, таких как строительство, медицина, а также находят свое применение в аэрокосмической отрасли. Благодаря применению таких структур можно значительно уменьшить вес изделия, экономия материал и используя топологическую оптимизацию, без потерь в прочности. Применено к охлаждению камеры сгорания ГТД вес также является достоинством, так как в авиации он является одним из основных критериев, но намного более важна возможность охлаждения стенки камеры через пористую структуру холодным воздухом, отобранным из компрессора. Стенки с такими структурами можно изготавливать только с применением аддитивных технологий. АТ долгое время используются для производства различных частей двигателя. Применено к камере сгорания их используют для изготовления форсунок. Комбинация аддитивных технологий и псевдопористых структур для охлаждения стенок КС могло значительно повысить эффективность двигателя.

Работа разделена на несколько этапов. Рассматриваются различные структуры, применение которых могло бы обеспечить необходимые характеристики. Для генерирования структур используется ПО Materialise Magics и Autodesk Netfabb. Выбираются наиболее подходящие структуры и на их основе проектируются опытные образцы стенки камеры сгорания с размерами 100 мм x 50 мм x 2 мм. Для создания моделей образцов используется Siemens NX. Затем происходит расчет гидравлического сопротивление с применением расчетного комплекса Ansys и оценка эффективности, с выбором лучших конструкций. Далее необходимо изготовить образцы для первых испытаний. Образцы изготавливаются при помощи FDM-печати, а не металлической печати, для того, чтобы избежать дорогостоящих ошибок на этапе отработки конструкции. В результате, после проведения всех первичных испытаний, лучшие образцы изготавливаются при помощи SLA-печати и проводятся финальные испытания.

**СПОСОБ УПРОЧНЕНИЯ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ АЭРОТЕРМОАКУСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКОЙ**

Калугина М.С., Ремшев Е.Ю.

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

В работе исследуется возможность использования аэротермоакустической обработки для повышения механических свойств литейных и деформируемых алюминиевых сплавов, также выявлено влияние на формирование микроструктуры сплава. Приведены экспериментальные данные, показывающие, что использование технологии аэротермоакустической обработки обеспечивает существенное повышение прочности сплавов, при сохранении или небольшом снижении пластичности. В авиа- и ракетостроении, а также в машиностроении находят применение как литейные, так и деформируемые алюминиевые сплавы.

Исследовалась возможность разработки технологических основ обеспечения более высоких механических свойств литейных алюминиевых сплавов АК12 и АК7ч при применении аэротермоакустической обработки (АТАО), а также для высокопрочного деформируемого алюминиевого сплава Д1.

Аэротермоакустическая обработка (АТАО) - принципиально новая, на основе современных достижений газовой динамики, теплофизики, аэро-акустики и физики твердого тела, технология направленного изменения структуры и физико-механических свойств металлов и сплавов.

В результате эксперимента было получено существенное повышение прочности по сравнению с исходными свойствами (предел прочности и условный предел текучести возрастают на 50% и 35% соответственно, при некотором повышении пластичности) имеет место при предварительном нагреве сплава АК12 при температуре 300°C с последующим охлаждением по режимам АТАО.

Прочность сплава АК7ч, предварительно закаленного, максимально возрастает, если температура предварительного нагрева соответствует 300°C последующим охлаждением по технологии АТАО. Предел прочности и условный предел текучести возрастают соответственно на 40% и 60%, при снижении пластичности на 1%. Применение, например, термоциклической обработки для литейных сплавов обеспечивает повышение относительного удлинения при сохранении или незначительном росте прочности.

При снижении температуры нагрева до 200°C прочность после АТАО практически не меняется, а пластичность возрастает более чем в 2 раза по сравнению со свойствами, полученными после СТО.

Применение АТАО приводит к измельчению кристаллов твердого раствора (в несколько раз возрастает число мелких кристаллов), более равномерному перераспределению эвтектики и её измельчению (особенно кристаллов кремния).

Как видно из приведенных результатов применение АТАО деформируемого сплава Д1 обеспечивает повышение прочности как при естественном старении (20°C, 5 суток) закаленного диоралюмина ( $\sigma_b$ ,  $\sigma_{0,2}$ ,  $\delta$  возрастают на 10%, 20% и 4% соответственно), так и при искусственном старении (220°C, 1 ч.). Так при искусственном старении  $\sigma_b$  и  $\sigma_{0,2}$  возрастают на 15% и 30% соответственно,  $\delta$  снижается на 4%.

Применение АТАО дает возможность в ~ 1,4 раза повысить прочность литейных сплавов системы Al-Si-Mg, практически при сохранении пластичности на исходном уровне или небольшом снижении, также наблюдается существенное сокращение времени выдержки.

Повышение прочностных характеристик высокопрочного алюминиевого сплава Д1 без существенной потери пластических свойств материала.

Выявлено влияние АТАО на структуру и свойства алюминиевых литейных сплавов - обеспечивает измельчение зерен твердого раствора. Существенно влияет на свойства перераспределение и уменьшение макро и микронапряжений в материале.

**Библиографический список**

1. Влияние сурьмы на кинетику окисления сплава АК12 в твердом состоянии / И. Н. Ганиев, Х. М. Назаров, А. Э. Бердиев // Доклады АН Республики Таджикистан. – 2013. – №10. – с. 805.
2. Взаимосвязь микроструктуры и термодинамических характеристик сплавов Al-Si с различным содержанием кремния / А. И. Мосин, А. В. Склимина, И. В. Шутов, И. А. Орлова // Вестник удмурского университета. – 2014. – №4. – с. 23-29.
3. Анализ влияния режимов аэротермоакустической обработки стали 40X на параметры акустической эмиссии / Г. А. Воробьева, Е. Ю. Ремшев // Металлы. – 2016. – №2. – с. 24-28.
4. Обеспечение эксплуатационной надежности упругих элементов акустическими методами / Е. Ю. Ремшев, Г. А. Данилин, Г. А. Воробьева, М. Ю. Силаев // Металлург. – 2015. – №4. – с. 48-51.

## ГАЗОДИНАМИКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТУИ И ПОТОКОВ С ПРЕГРАДОЙ

Каун Ю.В.

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

В настоящей работе исследуется задача силового воздействия сверхзвуковой струи на преграду конечных размеров в пакете ANSYS Fluent и сравниваются полученные результаты с данными лабораторной работы по курсу Аэродинамики, цель которой была определить распределение давления по поверхности выпуклой преграды, найти суммарную силу воздействия потока на преграду.

При вычислительном моделировании рассматривается задача истечения сверхзвуковой струи из сопла и взаимодействие ее с преградой конечных размеров. Для решения задач газовой динамики традиционно используются уравнения Навье – Стокса, осредненные по Рейнольдсу. Вычислительный эксперимент проводился в двумерной, осесимметричной постановке. Граничные условия численного эксперимента воспроизводят условия физического эксперимента:  $\theta_a = 4,45^\circ$ ,  $r_s = 0,75$  см,  $r_a = 1$  см,  $M_a = 2,04$ , избыточное давление в ресивере 6 атм, температура 300К. Также при вычислительном моделировании рассматривается задача истечения сверхзвуковой струи из сопла и взаимодействие ее с преградой двух других форм: плоская и вогнутая, полученные результаты сравниваются. Начальные данные, геометрия и граничные условия полностью совпадают с постановкой физического эксперимента. На рисунке 1 представлены распределения давления по преградам различной формы, полученные в результате расчета.

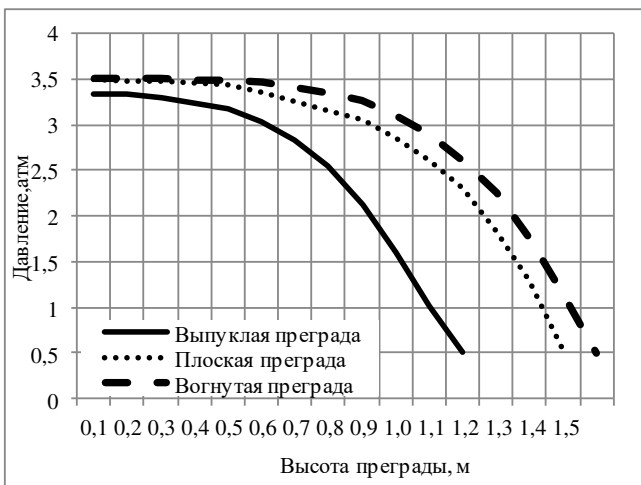


Рисунок 1 – Распределение давления на преградах

Интегрируя полученные давления по поверхности, были получены следующие суммарные силы, действующие на преграды. Результаты представлены в Таблице 1.

Таблица 1.

	Выпуклая преграда	Плоская преграда	Вогнутая преграда
N	76 Н	216 Н	231 Н

Суммарная сила, действующая на преграду, зависит от формы этой преграды. В случае вогнутой преграды, сила, действующая на эту преграду, оказалась максимальной.

Также была поставлена задача смоделировать динамическую задачу натекания реактивной струи на подвижные преграды. Движение преграды осуществлялось с помощью подключения модуля Dynamic Mesh пакета Ansys Fluent 15.0 методом динамического расщепления (Layering). При использовании Layering происходит создание и разрушение ячеек сетки на границе расчетной области. Ячейки добавляются или удаляются в зависимости от того, растет расчетная область или уменьшается. После каждого изменения количества ячеек сетка перестраивается.

В результате интегрирования давления по поверхности были получены следующие действующие на преграды суммарные силы.

Таблица 2

	Выпуклая преграда	Плоская преграда	Вогнутая преграда
N	76 Н	216 Н	231 Н

	Выпуклая преграда	Плоская преграда	Вогнутая преграда
N	232 Н	450 Н	486 Н

Следовательно в случае плоской преграды используется только половина располагаемой энергии струи, оставшаяся половина покидает лопатки со выходной скоростью  $w$ . Чтобы практически полностью использовать энергию струи следует выбрать преграду в форме ковша с полным разворотом потока.

УДК 629.78

### СРЕДСТВА ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Керножицкий В.А., Полянин К.С., Нартов М.В.

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

Начало космической эры было положено в далеком 1957 году. С этого момента в космос было запущено большое количество различных аппаратов. Именно тогда началось засорение космического пространства последними ступенями ракет, разгонными блоками и отработавшими свой срок космическими аппаратами. Помимо крупных фрагментов там, в космическом пространстве, находится довольно много мелкого космического мусора. Размер его частиц может составлять всего лишь несколько миллиметров, а результат встречи с ним довольно трудно предсказать.

Для обеспечения эффективной защиты КА от частиц мелкого космического мусора создаются различные защитные экраны, которые могут быть однослойными или многослойными. Для их изготовления могут использоваться однородные и композиционные материалы, но чаще всего применяется алюминий, либо его сплавы. Его преимущество над титаном, который также является довольно прочным металлом, заключается в том, что алюминий является более легким и более дешевым. Среди многослойных экранов наибольшее применение находит вариант конструкции, представляющей собой комбинацию слоев из алюминиевой пены и твердых алюминиевых стенок. Наряду с пассивными средствами защиты возможно применение так называемых пассивно-активных защитных экранов. В данном случае активным элементом служит пружина, благодаря которой осколок, попадающий экран, теряет свою энергию и наносит гораздо меньшие повреждения космическим аппаратам. Большой эффективностью обладают активные системы, основанные на различных физических принципах. Такая система может состоять из двух пластин, между которыми закреплен контактный датчик, подающий сигнал на вход импульсного генератора напряжения. В случае, если осколок попадает в наружную пластину и застревает в ней или пробивает её, он создает электрическую цепь, сила тока в которой, благодаря импульсному генератору, может достигать нескольких мегаампер, что, в свою очередь, приводит к возникновению значительной силы Лоренца, которая способна разрушить или вытолкнуть осколок под действием возникшего изгибающего момента вращения.

Подводя итог можно сделать вывод, что существующие на сегодняшний день системы не могут гарантировать абсолютную защищенность космического аппарата от повреждений, наносимых космическим мусором. Однако грамотное использование как активных, так и пассивных систем защиты способны в значительной степени продлить срок службы КА.

УДК 621.45.01

### СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА КОРРОЗИОННОЙ СТОЙКОСТИ ПОРОШКОВЫХ И ЛИТЕЙНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ В МОРСКОЙ АТМОСФЕРЕ

Киршина А.А., Киршин А.Ю., Михайлов К.Н.

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

На сегодняшний день аддитивные технологии всё больше акцентируют на себе внимание, в частности авиационная промышленность стремится применить методы аддитивного изготовления

деталей в авиа-двигателестроении. Для этого проводятся исследования, нацеленные на качество печати изделий, на их физико-механические свойства и т.д. Все существующие исследования направлены на оценку характеристик изделий в условиях испытаний и эксплуатации на воздухе. Однако эксплуатационные условия двигателей не ограничены лишь сухим воздухом. Данное исследование рассматривает влияние на характеристики материала его работу в морской атмосфере, возможность применения изделий из порошковых материалов для палубных двигателей.

Цель данного исследования: изучение влияния высокотемпературного окисления и солевой коррозии на скорость разрушения материалов, изготовленных аддитивными методами. Критерием оценки служит сравнение их с литейными сплавами, которые хорошо зарекомендовали себя в двигателестроении.

Объектами исследования являются образцы, изготовленные из порошковых сплавов, полученных технологией послойного лазерного сплавления (SLM), на основе железа – ПР-07Х18Н12М2 и на основе никеля и кобальта ПР-08ХН53БМТЮ.

Чувствительность сплава к воздействию солей морской воды оценивалась по изменению массы образцов на первом этапе работы. Увеличение массы происходит за счет присоединения агрессивной среды (кислород, соли). Далее идёт процесс и увеличения и уменьшения массы. Скорость разрушения материала определяется скоростью его взаимодействия с агрессивной средой, то есть скоростью увеличения массы,  $г/(м^2 \cdot час)$ . Этот процесс можно наблюдать в первый период испытаний (работы), когда не началось отторжение повреждённого материала. Поэтому для оценки повреждения материалов в работе рассматривались результаты скорости увеличения массы по первым экспозициям выдержки в агрессивной среде, продолжительность которых составляла 8 минут.

На основе испытаний изделий из порошковых сплавов и литейных материалов, испытанных в аналогичных условиях в диапазоне температур 400 – 800°C построена температурная зависимость скоростей реакций, рассмотренных материалов с коррозионной средой.

Проведённые исследования показали следующее:

1 Начальный период окисления, горячей солевой коррозии изделий из порошковых материалов, выполненных с использованием аддитивных технологий, по характеру (скорости изменения массы), оказался аналогичным с традиционными литейными материалами.

2 Скорости окисления и коррозии материалов ПР-07Х18Н12М2 и ПР-08ХН53БМТЮ практически совпали с аналогичными характеристиками для всех исследованных материалов (порошковые и литейные). Например, при температуре 800 °С скорость реакции внешней среды со сплавами во время испытаний на окисление составила 1,3  $г/(м^2 \cdot час)$ ; на солевую коррозию – 3,0  $г/(м^2 \cdot час)$ .

УДК 621.454

## ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ СВЕРХКРИТИЧЕСКОЙ ЧАСТИ СОПЛА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТРЕТЬЕЙ СТУПЕНИ

Корнеева А.И., Егорычев В.С., Шаблий Л.С.

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва*

Повышение удельного импульса тяги и снижение массы и габаритов ЖРД является актуальной задачей космического машиностроения [1]. Современные технологии компьютерного моделирования позволяют решать задачи оптимизации методами, основанными на многократном виртуальном моделировании. В данной работе использована методика оптимизации сверхкритической части сопла кислородно-водородного ЖРД третьей ступени с помощью виртуального газодинамического моделирования в ANSYS [2].

Для решения задачи была смоделирована CFD-модель газодинамического течения в сопле камеры в программе ANSYS Fluent Design Modeler. По ней для заданных граничных условий (параметры рабочего тела на входе, давления на входе и выходе) определялась тяга и удельный импульс тяги двигателя. Моделирование течения проводилось в стационарной постановке с замороженным составом продуктов сгорания. В результате удалось добиться допустимой для многовариантного оптимизационного исследования точности: рассчитанная тяга базового профиля сопла, построенного по методике [3], составила 204,29 кН, а удельный импульс – 3908,5 м/с, что составило отклонение 2,2 % и 2,7% соответственно от аналитического расчета.

Далее кривая сверхкритической части сопла, состоящая из дуги окружности и сплайна, построенного по трём точкам, была параметризована шестью параметрами со следующими диапазонами изменения (в скобках указано базовое значение и относительные изменения): длина расширяющейся части сопла  $L_0=1453,5...1776,5$  (1615 ± 10%) мм, радиус дуги после критического сечения  $R_{c3}=30,69...37,51$  (14 ± 10%) мм, угол расширения сопла в критическом сечении  $\beta_m=36...44^\circ$

( $40^{\circ} \pm 1,5^{\circ}$ ), угол расширения в выходном сечении  $\beta_a = 9,9 \dots 12,1^{\circ}$  ( $11^{\circ} \pm 1,5^{\circ}$ ), удаленность опорных точек сплайна от его концов для критического (к) и выходного (а) сечений: spline\_k (spline\_a) = 1...30% (базовое = 5%).

Для оптимизации был применён инструмент ANSYS Design Exploration, а именно: оценка чувствительности параметров (Local Sensitivity), построение поверхности отклика в полиномах 2-го порядка (Response Surface) и непосредственно оптимизационный алгоритм переборки (отсева) вариантов (Screening Optimization). Оценка чувствительности параметров показала, что определяющее влияние на тягу и импульс имеют  $L_n$ ,  $\beta_m$  и spline\_k, в то время как  $\beta_a$  и spline\_a влияют в меньшей степени, а влияние  $R_{c3}$  незначительно. Главным критерием оптимизации являлась минимизация  $L_n$  при неизменном импульсе тяги, так как от длины сопла значительно зависит масса двигателя.

В результате оптимизации удалось добиться укорочения сопла на 7,8% (с 1615 мм до 1488,6 мм) при незначительном увеличении удельного импульса на 0,02 % (с 3908,5 мм до 3909,3 мм).



Рис. 1. Изменение формы сопла по сравнению с базовым вариантом:  
1 - базовый профиль, 2 – профиль, полученный в результате оптимизации

#### Библиографический список

1. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели: Основы проектирования: учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 1968. – 396 с.
2. Шабалин Л.С., Зубанов В. М. Методика расчета оптимизации формы сопла ЖРД для получения максимальной тяги с учетом прочностных ограничений [Текст]: сборник трудов международной молодежной конференции «XIV Королевские чтения», посвященной 110-летию со дня рождения академика С. П. Королёва, 75-летию КуАИ-СГАУ-СамГУ-Самарского университета и 60-летию со дня запуска первого искусственного спутника Земли, 3-5 октября 2017 г. – Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2017.– С.441-442.
3. В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД: учебное пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 108 с.

УДК 004. 9 (075)

#### КИНЕМАТИКА И ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПРОЦЕССА РАСКАТКИ ТОНКОСТЕННОГО БЕСШОВНОГО ПРОФИЛЬНОГО КОЛЬЦА ТИПА «ПОЛУТОР»

Костышев В.А., Ашурова А.Х.

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П.Королёва*

В современных конструкциях машиностроения одними из многочисленных деталей являются кольца. Кольцевые детали выполняют весьма важную роль в работе специальной техники. Кольца работают в условиях высоких напряжений от центробежных, осевых сил и сил термического расширения, возникающих при работе кольца, так и от воздействия сопрягаемых с ним деталей, а также претерпевают определённые физико-химические изменения, приводящие иногда к потере их работоспособности.

Все известные технологические схемы производства кольцевых заготовок авиационных двигателей можно подразделить на две основные группы: получение кольцевых заготовок формовкой из листа и раскаткой из ковальной заготовки. В нашем случае рассмотрена технологическая схема раскатки из ковальной заготовки. Данная технологическая схема состоит из операций свободнойковки: осадка-прошивка-разгонка, и раскатки.

В статье предложен график изменения диаметра раскатываемого кольца в зависимости от его толщины. Выполнен расчет технологических параметров, характеризующих кинематику процесса и геометрические параметры очага деформации.

Перечислив, стадии формоизменения процесса раскатки колец специальной техники охарактеризовали, применяемые обжатия кольца и его скорость. После построения 3D модели в программном комплексе Компас 3D V12 проиллюстрировали её в данной статье. На основании этой

модели нашли объем изделия после чистового калибра, который позволил определить диаметры раскатываемого кольца.

#### **Библиографический список:**

1. Костышев В.А. Исследование технологического процесса изготовления раскатных тонкостенных бесшовных профильных колец авиационных двигателей дис.... канд.техн.наук, 1982.- 219 с.
2. Костышев В.А., Гречников Ф.В. Методы формоизменения профильных кольцевых заготовок раскаткой— Самара: Издательство СГАУ, 2007. — 76 с.

УДК 678.027

### **ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ИЗ КОРТКОАРМИРОВАННЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

**Куркин Е.И., Шапошников С.Н., Спирина М.О.**

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва*

Применение композиционных материалов, является ответом на повышение требований современной техники и высокотехнологичных отраслей. Практика показала, что путем подбора состава и свойств компонентов композиционных материалов (матрицы и наполнителя, их соотношения, ориентации наполнителя) можно обеспечить получение изделий с заранее заданным сочетанием эксплуатационных и технологических свойств. Традиционные материалы (главным образом, металлы) не всегда отвечают потребностям современной инженерной практики. Например, в особо жестких условиях эксплуатации незаменимость композитов обеспечивается сочетанием таких важнейших характеристик, как высокая механическая прочность, теплостойкость, коррозионная стойкость, малая плотность. Короткоармированные композиты хорошо зарекомендовали себя в пространстве – нагруженных конструкциях. В аэрокосмической промышленности, из них выполняют нагруженные элементы силовых конструкций, кронштейны чувствительных элементов космических аппаратов, корпусные элементы оптико-электронных изделий с экстремальными требованиями по термостабильности и снижению массы конструкции. Из короткоармированных композиционных материалов на основе термореактивных смол часто изготавливают изделия с уникальными свойствами, производство которых носит единичный или опытный характер. Проектирование аэрокосмических конструкций из композитов основано на высокоточном моделировании их напряженно-деформированного состояния, требующего экспериментального уточнения характеристик используемых при их производстве материалов.

Цель работы – повышение надежности, снижение веса и стоимости аэрокосмических конструкций на этапах проектирования и производства. В ходе выполнения работы был произведен выбор типового высоконагруженного узла высокопрочной конструкции космического аппарата, а также выбор компонент перспективного композиционного материала для его изготовления. Выполнена экспериментальная оценка механических и технологических характеристик предлагаемого материала. Разработана математическая модель механических характеристик материала. Произведена разработка конструкции узла аэрокосмического назначения и основных конструктивно-технологических решений, учтена технология его изготовления. Разработана конечно-элементная модель, для которой проведен проектировочный прочностной расчет. Построена математическая модель литья соединительного узла аэрокосмического назначения из перспективного композиционного материала, армированного короткими высокопрочными волокнами. Проведен расчет напряженно-деформированного состояния соединительного узла аэрокосмического назначения с учетом анизотропии. Разработаны оснастки для изготовления соединительного узла аэрокосмического назначения и для проведения его прочностных испытаний. Выполнены верификация и уточнение многоуровневой математической модели узла аэрокосмического назначения. Описана методика проектирования и технология изготовления высоконагруженных узлов перспективных аэрокосмических конструкций из композиционного материала.

УДК 678.027

### **ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННОГО КРОНШТЕЙНА, АРМИРОВАННОГО КОРОТКИМИ ВЫСОКОПРОЧНЫМИ УГОЛЬНЫМИ ВОЛОКНАМИ, НА ОСНОВЕ ВЫСОКОТОЧНОГО МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

**Куркин Е.И., Спирина М.О., Чертыковцева В.О.**

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва*

Одним из недостатков применения слоистых композиционных материалов в авиационной промышленности является их расслоение вдоль направления армирования и нецелесообразность применения в случае

сложных пространственных форм конструкции. Армированные композиционные материалы обладают высокими механическими характеристиками. Одним из современных технологических процессов изготовления деталей из таких материалов является литье под давлением. В данной работе проведено моделирование изготовления пространственно-нагруженного авиационного кронштейна. Постоянно возрастающая сложность изделий аэрокосмической техники, а также необходимость обеспечения разнообразных требований, обуславливают внедрение методов автоматизированного проектирования, использующих высокоточные математические модели создаваемых объектов.

Моделирование кронштейна проведено в несколько этапов:

1) Оптимальная силовая схема кронштейна определена с использованием метода топологической оптимизации в системе ANSYS Workbench. Проведен расчет на прочность тела переменной плотности. Размеры тела переменной плотности выбраны на основе статистического анализа кронштейнов-аналогов. В процессе оптимизации получена полигональная геометрия кронштейна.

2) Полученная в результате топологической оптимизации геометрия кронштейна преобразована в твердотельную модель. В программе Geomagic Studio проведено сглаживание геометрии с последующей доработкой в программном комплексе Solid Works с учетом технологических ограничений.

3) Для проверки работоспособности облегченной конструкции выполнен прочностной расчет в модуле ANSYS Mechanical. Одним из требований к разрабатываемому кронштейну является способность выдерживать нагрузку в 20 000 Н. Получены поля напряжений и деформаций.

4) Для моделирования изготовления кронштейна методом литья под давлением проведен его гидродинамический расчет в программном комплексе Moldex 3D. Рассчитано 2 способа литья кронштейна с разным расположением литниковых каналов. Изучены линии слая, возникающие в результате литьевого процесса. Выбран оптимальный режим литья. Расчет позволяет визуализировать ориентацию волокон в материале на всех этапах литьевого процесса. Полученные данные определяют механические характеристики кронштейна.

5) Для проверки работоспособности конструкции применен многоуровневый подход. В системе Digimat построена многоуровневая модель материала на основе результатов испытаний образцов-свидетелей, учитывающая анизотропию его свойств. В системе ANSYS проведен прочностной расчет, в котором использовалась модель материала и тензор ориентации волокна, полученный при моделировании литья. По результатам расчета напряжения в конструкции не превышают допускаемых.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-60093 мол\_а\_дк

УДК 536+537; 621.43:629.113/114/115; 621.892:662.75.004

## **АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ МАГНИТНЫХ И ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ НА ТЕПЛОВЫЕ ПРОЦЕССЫ В АВИАЦИОННЫХ МОТОРНЫХ МАСЛАХ В УСЛОВИЯХ ЕСТЕСТВЕННОЙ КОНВЕКЦИИ**

**Львов М.В., Юсупов А.А., Каськов А.С., Шиголов А.А.**

*Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева*

Тепловые процессы, происходящие в системах смазки двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, значительно сокращают их надёжность, ресурс и безопасность. Одним из опасных и негативных процессов является процесс осадкообразования в масляных каналах, фильтрах и форсунках. На основе анализа существующих способов борьбы с этим процессом было выдвинуто предположение о возможности применения магнитных и электростатических полей. Созданная экспериментальная установка позволила провести всесторонние исследования, которые показали, что магнитные поля практически не влияют теплоотдачу к моторным авиационным маслам, а уменьшение и предотвращение осадка на металлических стенках масляной системы, а электростатические поля – оказывают значительное влияние.

В докладе приводятся результаты исследования моторных авиационных масел марок МС-8П, МС-20, ВНИИ НП 50-1-4У в условиях их естественной конвекции. Установлено, что включение в работу электростатических полей в постоянном режиме одновременно с нагревом моторного авиационного масла приводит к интенсификации теплоотдачи и предотвращению осадкообразования на нагреваемых металлических поверхностях. При увеличении подаваемого электростатического напряжения коэффициент теплоотдачи к моторному авиационному маслу увеличивается в 3,5 раза, но только до зоны насыщения. В зоне насыщения – дальнейшее увеличение подаваемого электростатического напряжения не приводит к ожидаемому увеличению теплоотдачи, а сам



коэффициент теплоотдачи остаётся постоянным. Процесс предотвращения осадка происходит только в зоне прохождения силовых линий электростатического поля, что подтверждается рабочими участками (пластнами из нержавеющей стали X18H9T, сетчатыми фильтрами из различных металлов). В докладе также приводятся и анализируются результаты позднего и импульсного включений в работу электростатических полей.

УДК 678

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ПРОПИТКИ И ФОРМОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПКМ**

**Мадиярова Г.М., Хамидуллин О.Л., Амирова Л.М.**

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева*

В связи с быстрым развитием авиационной промышленности к конструкционным материалам предъявляются повышенные требования по физико-механическим и теплофизическим свойствам. На сегодняшний день полимерные композиционные материалы (ПКМ) по своим характеристикам опережают традиционные материалы. К их основным достоинствам следует отнести высокую весовую эффективность, стойкость к растворителям и высокие прочностные свойства.

С массовым распространением композиционных материалов в различных отраслях промышленности повысились требования к экономической эффективности технологических процессов производства. Одним из способов снизить стоимость при сохранении высокого качества изделия является применение трансферных методов формования, таких как пропитка армирующей преформы смолой под давлением (RTM).

В настоящее время существует множество программных решений, позволяющих оптимизировать RTM процесс путем выбора оптимальной схемы пропитки, тем самым исключить образования пористости и других дефектов. Применение подобных продуктов позволяет избежать проведения многочисленных экспериментальных исследований, что дает возможность существенно снизить стоимость производства. Для решения данных задач применяется линейка программных продуктов конечно-элементного моделирования технологических процессов изготовления изделий из ПКМ трансферными методами. К числу таких продуктов относят: программа PAM-RTM (ESI-Group), позволяющая смоделировать процесс пропитки выбранного изделия, PAM-RTM Curing- позволяет провести моделирование процесс отверждения при выбранном режиме. Так как достоверность моделирования напрямую зависит от качества входных данных, используемых при моделировании, отдельное внимание было уделено получению требуемых характеристик нового эпоксиангидридного связующего.

Целью работы явилось оптимизация температурно-временного режима и схемы пропитки изделия новым связующим на основе конечно-элементных моделей данных процессов. Исследования проводились на эпоксиангидридном связующем с новым фосфониевым ускорителем отверждения.

К числу данных, требуемых для моделирования процессов пропитки и отверждения относятся определение зависимости вязкости связующего от степени конверсии и температуры, теплофизические свойства материалов и проницаемость армирующего наполнителя в различных направлениях.

Зависимость вязкости композиции от температуры и времени определялась при помощи динамического реометра RheoStress 6000 (Haake). Степень отверждения частично прореагировавшего состава определялась на дифференциальном сканирующем калориметре DSC 204F1 Phoenix (Netzsch). Кинетическая модель определялась на основании данных ДСК в программе Thermokinetics3 (Netzsch) [1]. В результате анализа выявлено, что наиболее качественную аппроксимацию экспериментальных данных позволяет достичь последовательная модель реакции n-ого порядка и реакции по уравнению Праута Томпкинса.

Коэффициенты проницаемости материалов определялись экспериментально на специализированной технологической оснастке по методике описанной [2].

В результате моделирования были определены оптимальная схема пропитки изделия и скорректирован температурно-временной режим для исключения градиента температур по толщине изделия.

*Данная работа проводилась при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках выполнения проекта с уникальным идентификатором RFMEFI57717X0262.*

### Библиографический список

1. Amirova, L.R., Khamidullin, O.L., Zalyalova, G.M., Amirova, L.M. Estimation of kinetic parameters for curing of epoxy-anhydride compositions by DSC (2017) Russian Chemical Bulletin, 66 (3), pp. 483-487.
2. Пещеренко Е. Современные технологии производства композитных изделий от ESI Group, 2014, №4, стр.3-6.

УДК 532.556.42

### ВЛИЯНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ НА ВЕЛИЧИНУ ТЯГИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО КОРМОВОГО ДИФФУЗОРА

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

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва*

Перед принятием ракетного двигателя (РД) к работе необходимо проводить испытания для определения и подтверждения его характеристик и показателей надежности. Один из видов проведения испытания РД – высотные испытания, где в свою очередь одним из главных элементов является кормовой диффузор.

Применение кормового диффузора расширяет возможности вакуумной системы стенда для обеспечения высотных огневых испытаний ЖРДМТ. При одинаковых условиях эксперимента вакуумные системы с кормовым диффузором позволяют значительно увеличить длительность испытаний ЖРДМТ на стенде с обеспечением безотрывного течения продуктов сгорания в соплах, эффективно использовать стенд для изучения воздействий различных факторов на работоспособность двигателя.

Цель исследования - подобрать значение давления на выходе из кормового диффузора для обеспечения режима безотрывного течения продуктов сгорания в сопле испытуемой модели ЖРДМТ. Параметры исследуемого двигателя:  $p_k=0,68$  МПа,  $\dot{m}=22$  г/с,  $P=50$  Н,  $I_p=3300$  м/с,  $\alpha_{ок}=0,85$ , компоненты топлива НДМГ и АТ.

Для исследования положения скачка уплотнения была построена в программе NX 7.5 геометрия камеры ракетного двигателя с диаметром на выходе 61 мм, цилиндрических кормовых диффузоров диаметром 66 мм, 81 мм и 96 мм, для которых имелись экспериментальные данные. Расстояние между выходом из сопла и входом в диффузор принято равным нулю, граница между выходным диаметром двигателя и входным диффузора моделировалась в виде стенки (весь расход рабочего тела поступал в диффузор). Также, в первой модели для упрощения расчёта задачи не моделировалась область зазора между диффузором и камерой, в которую мог втекать газ, поскольку с учётом толщины буртика сопла зазор был менее 1 мм, но она была смоделирована для последующих моделей.

Для определения массового соотношения компонентов в камере сгорания был проведен термодинамический расчёт в программе TERRA [3]. Мольные концентрации были переведены в массовые, при этом пренебрегли ионами, электронами и веществами, массовая доля которых составила менее  $10^{-10}$ .

Расчёт течения рабочего тела проводился в программе ANSYS CFX с замороженным течением в стационарной постановке по методике [2]. Сходимость решения оценивалось по математическим и интегральным параметрам, которые были постоянны для установившегося решения. Было проведено исследование положения скачка уплотнения в ракетном двигателе малой тяги при использовании цилиндрического кормового диффузора при изменении давления на выходе из диффузора.

### Библиографический список

1. Гальперин Р.Н., Гуляев Ю.И., Ивашин Ю.С., Нигодок В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.В. Исследование эффективности применения кормовых диффузоров в вакуумных системах стендов для высотных огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 20-32.
2. Егорычев, В.С. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учеб. пособие / В.С. Егорычев, Л.С. Шаблый, В.М. Зубанов.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2016. – 136 с.: ил.
3. Трусов, Б.Г. Программная система ТЕРРА для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». 24 – 26 августа 2005. Алматы, Казахстан. – Алматы: Казак университеті, 2005. – С. 52 – 57.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

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

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Современный ТНА мощного ЖРД представляет собой высоконагруженный энергетический узел, в котором нашли воплощение широкий круг научно-технических достижений и оригинальных конструкторских решений, обеспечивающих его надежную работу, многократность включения, многоразовое использование, контроль и диагностику его состояния.

В настоящее время вычислительная гидрогазодинамика (Computational Fluid Dynamics – CFD) становится всё более популярным инженерным инструментом. Применение компьютерных технологий при создании ТНА и его элементов позволяет не только автоматизировать процесс разработки, но и повысить качество проектируемых изделий, существенно сократить сроки их создания и привести к снижению затрат на весь жизненный цикл. В данной статье приведены результаты моделирования рабочего процесса центробежного насоса горючего для подачи компонента в газогенератор жидкостного ракетного двигателя с использованием CFD-пакета ANSYS CFX.

Геометрическая модель насоса была создана в NX 8.5. Лопаточная часть сетки была создана в программе NUMECA FINETURBO, а спиральный сборник с коническим диффузором в ANSYS Meshing. Расчётная модель создавалась путём наложения граничных условий:

- в качестве рабочего тела использовалась вода из стандартной библиотеки ANSYS CFX;
- скорость вращения ротора 30600 об/мин;
- полное давление на входе в насос в неподвижной системе координат 29,4 МПа;
- процессы абсолютно установившиеся (моделирование проводилось в стационарной постановке);
- модель турбулентности  $k-\epsilon$ ;
- интенсивность турбулентности на входе 5%;
- тип интерфейса «ротор-статор» Stage Average Velocity;
- отсутствие вибраций различной природы;
- отсутствие шероховатости поверхностей (стенки гладкие);
- отсутствие кавитации.

Сходимость решения оценивалась по математическим и интегральным параметрам, которые были постоянны для установившегося решения.

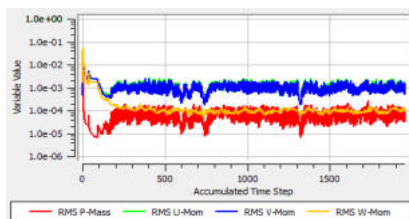


Рис. 1 – Монитор математических невязок

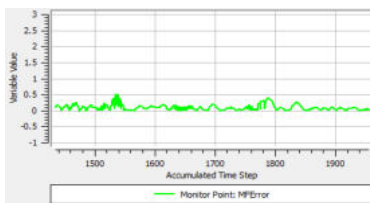


Рис. 2 – Монитор погрешности массового расхода в процентах

Полученные данные были сопоставлены с результатами эксперимента. Погрешность определения напора составила менее 2%, погрешность определения КПД составила менее 3%. Величина погрешности обусловлена тем, что моделировалось стационарное течение, в то время как для точного расчета требуется нестационарное, размеры элементов сеточной модели были укрупнены из-за сложности и высокой длительности расчета.

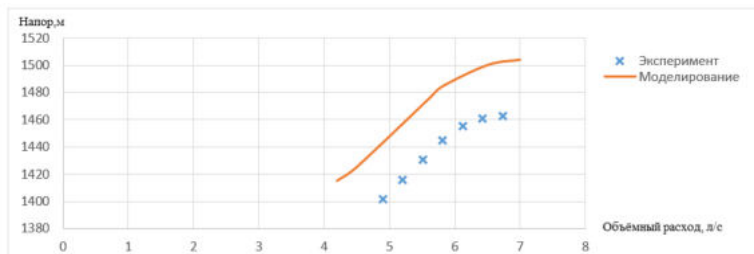


Рис. 3 – График зависимости напора от объёмного расхода

#### Библиографический список

1. CFD-моделирование шнекоцентробежных насосов турбонасосных агрегатов ЖРД в ANSYS CFX [Электронный ресурс] : электрон. метод. указания / Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т); сост. А.В. Сулинов, Л.С. Шаблій. - Электрон. текстовые и граф. дан. (2 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM)..

УДК 621.438

#### АНАЛИЗ МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ НАПРАВЛЯЮЩИХ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

Мантиков Р.Р., Спиридонов Д.В.

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

Повышение эффективности газотурбинных установок достигается увеличением температуры газа перед турбиной. Температурный режим работы направляющих лопаток статора турбины является крайне тяжёлым, причём их температура зачастую превышает температуру рабочих лопаток. По этой причине направляющие лопатки первых ступеней турбины выполняют охлаждаемыми. Обеспечение требуемого ресурса их работы возможно при учёте опасности разрушения вследствие неизотермической малоциклового усталости. Для элементов газовой турбины данная форма повреждений обусловлена периодическими изменениями режима работы установки, включая её запуски и остановки. Повторяемость подобных процессов за время эксплуатации газотурбинных установок составляет несколько десятков тысяч раз.

В работе проведен нестационарный термомеханический расчёт направляющей лопатки второй ступени газовой турбины, изготовленной из жаропрочного сплава ЖС6К. Для построения конечно-элементной модели лопатки применялся пакет программ инженерного анализа ANSYS. Использовались конечные элементы второго порядка тетраэдральной и гексагональной формы. Модель содержала 150 тысяч элементов и 450 тысяч узлов. В качестве расчётного режима рассматривался запуск газотурбинной установки.

Показано, что в результате нестационарного термического нагружения в материале лопатки возникают высокие температурные напряжения и циклические пластические деформации. В поверхностных слоях спинки и корытца напряжённое состояние соответствует сжатию. Расчёты показали существенное влияние на уровень возникающих напряжений и деформаций времени достижения максимальных значений температуры газового потока. Оценка малоциклового усталости производилась по уравнению Мэнсона-Коффина с помощью программного расширения ANSYS nCode DesignLife. Были определены наиболее опасные области пера лопатки, а также произведена оценка её ресурса.

УДК 669.713

#### АНАЛИЗ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ХИМИЧЕСКОГО АППАРАТА С РУБАШКОЙ ПРИ ДЕЙСТВИИ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ НАГРУЗОК

Мантиков Р.Р., Бабичев А.В.

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

Расчетным объектом является цельносварной вертикальный аппарат с эллиптическим днищем (ВАЭ), с рубашкой. ВАЭ предназначен для хранения различных жидкостей, а также и выполнения

сливно-наливных операций. Рубашка осуществляет двойную функцию в зависимости от требований производства: нагревает или охлаждает хранимый продукт. Это определяется необходимостью соблюдения технологии при хранении вязких продуктов или при понижении температуры окружающей среды до того минимума, когда естественный слив жидкости затруднен. При этом слив жидкости происходит как самотёком, так и принудительным давлением сжатого инертного газа или воздуха.

Целью работы является расчёт прочности химического аппарата с рубашкой при действии на него силового давления.

Конструкция аппарата состоит из тонкостенной цилиндрической оболочки с двумя фланцами, закрытыми крышками. Оболочка установлена на опору – стойку, к которой она жестко прикреплена. Давление в аппарате составляет 0,5 МПа, в рубашке 0,4 МПа. Граничные условия включают только силовые нагрузки и жесткую заделку к опоре – стойке. Корпус аппарата изготовлен из стали марки 16ГС, которая относится к классу конструкционной низколегированной, предназначенной для сварных конструкций. Сталь широко используется в промышленности для изготовления деталей и частей паровых котлов, сосудов, корпусов аппаратов, днищ, фланцев и др. деталей, работающих под давлением в диапазоне температур от  $-40^{\circ}$  до  $+475^{\circ}\text{C}$ , включая элементы сварных металлоконструкций, работающих при температуре до  $-70^{\circ}\text{C}$ . Особенность материала заключается в отсутствии ограничений по свариваемости и различных способах сварки: РДС и АДС под флюсом и газовой защитой.

При эксплуатации данной конструкции требуется выполнение условий прочности, деформируемости и устойчивости, расчёт которых выполнялся пакетом ANSYS Workbench.

Статический анализ проводился с помощью наборов конечных элементов (SHELL181 – оболочечный элемент с конечными деформациями; SOLID187 – трёхмерный квадратичный) подходящих для расчёта моделей оболочек с малой и умеренной толщиной, когда действие сил инерции или процессы рассеяния энергии не оказывают существенного влияния на поведение конструкции.

Параметрический анализ напряженно – деформированного состояния аппарата позволил найти предельные нагрузки и размеры, определить собственные частоты конструкции и критические значения параметров силового нагружения при потере устойчивости.

УДК 629.3

## **СОВРЕМЕННЫЕ ПОДХОДЫ К ТРАНСПОРТИРОВКЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПРИ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

**Матвеев В.А., Малышев В.Ю., Сократов С.И., Калугин П.А.**

*Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс»*

В условиях постоянно растущего в мире количества программ по освоению и использованию космоса в ближайшем будущем неизбежно будет происходить значительное увеличение объемов пусков. В связи с наращиванием объемов производства средств выведения и космических аппаратов потребуются пересмотр принципов транспортирования и хранения ракетно-космической техники. Наземное транспортировочное оборудование является важным и неотъемлемым «участником» в осуществлении жизненного цикла изделий, напрямую влияя как на сохранность, надежность изделий, так и на оперативность доставки их к месту запуска и подготовки непосредственно на космодромах. Уже на данный момент появляется необходимость в усовершенствовании имеющегося оборудования в части увеличения производительности и повышения технологичности проводимых работ, а также создания принципиально новых средств транспортирования, отвечающих всем современным требованиям. Вышеизложенное касается не только оборудования, осуществляющего транспортирование между предприятиями кооперации и доставку на космодромы, но и средств для внутрикосмодромных перемещений.

Можно выделить три основных направления развития используемого оборудования и технологии при транспортировании ракетно-космической техники в рамках ее наземной эксплуатации: увеличение темпов выполнения работ по перевозкам изделий, повышение качества процессов транспортирования и обеспечение непрерывного всестороннего контроля за качеством и оперативностью проведения транспортировок. Конструкция контейнеров должна разрабатываться с учетом минимизации времени на проводимые с контейнерами операций по упаковке и распаковке изделия за счет внедрения инновационных проектных решений и применения современных узлов. Контейнер должен иметь интерфейсы для возможности использования современных широко применяемых транспортных средств и перегрузочного оборудования высокопроизводительных грузовых терминалов. Совершенствование транспортировочной тары ракетно-космической техники

предлагается производить с целью снижения уровня эксплуатационных механических воздействий и создания более комфортной среды для перевозимых изделий за счет применения в составе контейнеров специальных систем. Разработка рабочей документации на современное транспортировочное оборудование должна выполняться в соответствии с принципами нисходящего проектирования. На всех этапах наземной эксплуатации ракетно-космической техники должен обеспечиваться непрерывный мониторинг: контроль ударных, температурно-влажностных воздействий, контроль давления, доступа, отслеживание географического положения и других параметров.

УДК 536.212

### **АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ ВО ВНУТРЕННЕМ ОБЪЕМЕ ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

**Мишкурлов С.Ф.**

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

Важной составной частью современных высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) являются так называемые системы обеспечения температурного режима (СОТР). Проектирование СОТР связано с решением целого ряда специфических задач. В работе изложены методы оценки и расчета тепловых нагрузок в различных пакетах программ, такие как метод конечных элементов (МКЭ) и метод конечных разностей (МКР).

В настоящее время основными материалами теплозащитного покрытия (ТЗП) являются волокнистые пластики (главным образом стеклопластики), так как они сочетают в себе высокие теплозащитные и конструктивные свойства с хорошей технологичностью. В зависимости от потребной механической прочности они могут выполняться с различными плотностью и структурой армирующих волокон (в частности, с объемным плетением волокон). При малых потребных толщинах покрытия (0,1...0,7 мм) более технологичными оказываются напыляемые керамические покрытия, а также напыляемые композиционные материалы. При больших потребных толщинах покрытия более целесообразны многослойные ТЗП, использующие эффекты фазовых превращений.

При выборе теплозащитного материала на начальном этапе проектирования обычно используются обобщенными характеристиками материала. Однако при этом не должны оставаться без внимания непосредственные характеристики прочности материала покрытия. Требуемая механическая прочность ТЗП, зависит от интенсивности механического воздействия набегающего потока, которая, в свою очередь, определяется градиентом давления вдоль линии тока. Наибольшее разрушительное действие на ТЗП оказывает давление на головной части ЛА. Поэтому механическая прочность ТЗП на головных обтекателях должна быть существенно выше, чем на боковых поверхностях корпуса.

Тепловые расчеты представляют собой сложный и ответственный процесс, для реализации успешного функционирования аппаратуры ЛА.

УДК 669.713

### **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БЫСТРОПРОТЕКАЮЩИХ ПРОЦЕССОВ С ТЕПЛОБЫДЕЛЕНИЕМ**

**Мурзина К.Э., Савелов В.А.**

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

В последнее время в связи с перспективами развития детонационных двигателей сильно возрос интерес к моделированию и изучению различных структур, возникающих в процессе детонации. Известно, что детонационная волна является неустойчивой и проявляет тенденцию к саморазрушению. Существование различных ячеистых структур, появляющихся в процессе распада детонационной волны широко подтверждается экспериментальными работами [1].

С прикладной точки зрения – создание детонационного двигателя, распад детонационной волны считается препятствием к созданию такого двигателя, поскольку в этом случае процесс детонации переходит в дефлорацию, и вместо сверхзвукового горения получается дозвуковое (КПД двигателя снижается на порядки).

В работах известных учёных, таких как, рассматриваются различные способы создания самоподдерживающейся детонации [2]. С этой целью изучается прохождение детонационной волны в каналах различных форм и сечений. Основной целью таких работ является – не дать волне распастись

в ячеистую структуру. Если посмотреть внимательно на эксперименты, визуализирующие процесс распада детонационной волны на «ячейки», то можно увидеть, что ячейки стремятся в процессе распада становиться все мельче и мельче. Это и является главной причиной перераспределения энергии.

Отличием данной работы является то, что попыток полностью исключить процесс распада нет. В работе рассматривается распространение детонационной волны в канале такой геометрии, в котором возможно изменение структуры детонационной волны, но не происходит переход все к более мелким структурам. В качестве сечения канала выбирается многоугольник. В такой геометрии возможно дополнительное периодическое «поджатие» потока и усиление волны. В итоге существуют два процесса: «поджатия» и разрушения. Получается возможность управлять их взаимовлиянием.

В результате приведены результаты расчета таких течений, которые могут быть полезны для дальнейшего конструирования.

#### **Библиографический список**

1. Денисов Ю.Н. Газодинамика детонационных структур / Издательство «Машиностроение». – Москва, 1989.

2. Левин, В.А., Мануйлович И.С., Марков В.В. Математическое моделирование ударно-волновых процессов при взаимодействии газов с твердыми границами Современные проблемы механики, Сборник статей. К 80-летию со дня рождения академика Андрея Геннадьевича Куликовского, Тр. МИАН, 281, МАИК «Наука/Интерпериодика». - М., 2013. - 42–54.

УДК: 681.518

### **СОВРЕМЕННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТРЕНАЖЕРЫ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ. ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ**

**Овчинникова Ю.С., Григорьев А.П.**

*Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики  
АО «КБ «Арсенал» им. М.В. Фрунзе.*

Практика эксплуатации авиационной техники (АвТ), показывает, что причиной большинства (около 80%) авиационных происшествий является пресловутый «человеческий фактор», и эта тенденция сохраняется в настоящее время. Существенное усложнение АвТ, массовая замена устаревшего парка воздушных судов (ВС) и летательных аппаратов (ЛА) на новые и более совершенные (современные) модели, значительное удорожание в последние 10 – 15 лет процесса обучения на учебном ЛА в результате возросшей стоимости топлива, только усугубило эту ситуацию. Изменить данную тенденцию к лучшему потенциально возможно в результате тренировок специалистов на авиационных тренажерах (АТ) и отработки их действий в составе экипажа в наземных условиях. Именно это направление, экономически более выгодное, чем подготовка летного состава только в «реальном» полете, и обеспечивающее требуемый уровень безопасности полетов, в последнее время получило широкое распространение в странах Европы и США.

Вместе с тем ситуация с АТ в России складывается следующим образом: из 104 гражданских АТ в России исправных – менее половины, средний износ оставшихся составляет 86,3%, а средний остаток ресурса на один тренажер не превышает 765 ч. Не лучше состояние и тренажерного парка ВВС, авиации ПВО и ВМФ: из 177 имеющихся в наличии АТ только половина находится в рабочем состоянии, средний износ их составляет 74,7%, а средний остаток ресурса не превышает 4975 ч на один тренажер. Ситуация такова, что уже менее чем через год гражданская авиация останется без средств наземной тренировки летного состава, а в военной области это произойдет через пару лет. И это не говоря уже о том, что ни один из этих АТ не соответствует мировым стандартам качества, таким, как требования Международной организации гражданской авиации (ИКАО), в полном объеме. Следовательно, продолжают создаваться морально устаревшие АТ, не отвечающие современным мировым требованиям. В АТ для контроля эффективности навигации в настоящее время используется объективный контроль над полетами, то есть, система проводимых мероприятий, направленных на комплексное использование всех данных средств объективного контроля в интересах совершенствования методики и качества обучения летного состава и повышения безопасности полетов. С точки зрения штурманского обеспечения полетов задачами объективного контроля являются: повышение безопасности полетов; повышение ответственности летного состава за точное самолетовождение по маршруту и выход на цель в заданное время; исключение случаев потери ориентировки; вскрытие недостатков в штурманской подготовке летного состава и расчетов командных пунктов; оценка точности полета по маршруту, выхода на цель по времени и применения средств поражения или десантирования; установление истинных причин летных происшествий и

предпосылок к ним. В настоящее время актуальной задачей является разработка архитектуры систем на основе построения алгоритмов управления обучением с использованием обратной связи, на основе детальной диагностики знаний и умений обучаемых, выявления причин возникновения у них ошибок и разработки способов их устранения. Таким образом, из сказанного ранее следует, что проблема проектирования современного авиационного тренажера, представляет собой комплексную техническую задачу. Обеспечение дидактической эффективности и процесса подготовки является междисциплинарной научной проблемой, лежащей на «стыке» педагогики; педагогической, когнитивной и инженерной психологии; эргономики, психофизиологии и информатики. Результаты трудов ученых способствовали накоплению, обобщению и систематизации научного знания по данной проблематике, а также позволили авторам статьи выявить фундаментальные противоречия, возникающие при проектировании АТ, а также на основании анализа подходов к разрешению выявленных противоречий сформулированы основные гипотезы. Подтверждение справедливости приведенных гипотез требует решения следующих задач:

1. Обоснование с последующей разработкой модели и алгоритма адаптивной диагностики деятельности обучающегося;
2. Разработка модели обучающегося на основе автоматизированных способов оценки результатов его деятельности и характеристик психологических процессов, лежащих в основе формирования профессиональных умений;
3. Разработки логической структуры автоматизированной системы управления формированием профессиональных умений и оценки ее дидактической эффективности.

УДК 623.746.-519

### **ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРОИЗВОДСТВЕ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**Кохтырев А.С.<sup>2</sup>, Кузьмин Г.Н.<sup>2</sup>, Падалка М.А.<sup>1</sup>, Побелянский А.В.<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

*<sup>2</sup>АО «ОДК-Климов»*

В настоящее время наиболее перспективным является производство беспилотных летательных аппаратов. На данный момент 75% созданных в России БПЛА используются в военных целях. Беспилотные летательные аппараты применяются в разведке местности, наблюдении, для атаки условного противника. Сейчас в коммерческом сегменте беспилотных летательных аппаратов занято около 1500 человек. Но через пару десятков лет производство и обслуживание БПЛА будет обеспечивать около полумиллиона человек.

Аддитивные технологии на сегодняшний день одно из самых развивающихся направлений. С помощью этих технологий есть возможность ускорить конструкторские работы, также возможно введение серийного производства различной продукции.

Положительные качества использования аддитивных технологий в серийном производстве БПЛА.

- Малое время изготовления
- Низкая стоимость продукции
- Единство технологического оборудования
- Быстрый ремонт
- Изготовление практически любых поверхностей сложной формы

На базе «СКБ ВОЕНМЕХ» и ЦКП «АТОС» ведется работа по созданию аддитивного беспилотного летательного аппарата с оптимизированными бионическими элементами. На данный момент детально проработана 3D модель БПЛА. Рассчитана геометрия летательного аппарата. В программе XFRLR 5 подобран профиль крыла. Была проведена топологическая оптимизация крыла и хвостового оперения. Проведены испытания на изгиб напечатанных на 3D принтере сегментов крыла.

УДК 678.072

### **РАЗРАБОТКА СВЯЗУЮЩЕГО В ВИДЕ ПЛЕНКИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ПРИМЕНЯЕМЫХ В АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

**Петрунина Е.С., Ахматова А.А., Мубаракзянова Д.Д., Магсумова А.Ф.**

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева*

В настоящее время изделия из полимерных композиционных материалов широко применяются в авиа- и ракетостроении. Эти материалы позволяют изготавливать изделия, которые не уступают



металлам по высоким прочностным характеристикам за счет своей малой плотности и малого веса. При этом позволяют в разы облегчить конструкцию, а это уже говорит о выгоде с экономической точки зрения. Потому разработка новых материалов является очень актуальным вопросом на сегодняшний день.

Как известно, композит состоит из двух основных компонентов: матрицы и арматуры. Конечно же, основные характеристики в изделии определяет армирующий материал, но и матрица имеет не мало важное значение. Она обеспечивает совместную работу дискретных элементов арматуры, объединяя их в монолит, и оказывает решающее влияние на технологические характеристики, например возможность формообразования и технологические режимы. Исходя из выше изложенного, авторами был проявлен интерес к разработке нового типа связующего.

Целью работы является разработка и проведение исследований по вязкости, температуры стеклования, а также изучение жизнеспособности и липкости состава пленочного связующего применяемого в изготовлении композитных изделий в авиа- и ракетостроении. Основная задача заключалась в разработке состава, который бы удовлетворял требованиям по существованию связующего в виде пленки.

В качестве объекта исследования были использованы высоковязкие эпоксидные смолы и порошковый отвердитель. Экспериментальные данные были получены в виде графических зависимостей на ротационном динамическом реометре (исследования вязкости), методом дифференциальной сканирующей калориметрии (получение температуры стеклования) и методом динамического механического анализатора (изучение жизнеспособности). Результаты были подвержены обработке и анализу.

УДК 62-233.3/9

### **ПРОЧНОСТНОЙ РАСЧЕТ ЭКСЦЕНТРИКО-ЦИКЛОИДАЛЬНОГО ЗАЦЕПЛЕНИЯ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ**

**Плохова К.Ф.**

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

Развитие машиностроения идет по пути разработки новых видов зацепления. Задача создания и внедрения высоконадежных зубчатых передач с улучшенными массогабаритными и эксплуатационными характеристиками по-прежнему остается актуальной. В 2007 г. Томские конструкторы ЗАО «Технология маркет» предложили новый вид зацепления эксцентриково-циклоидальное (далее ЭЦ-зацепление). Интенсивное продвижение ЭЦ-зацепления, осуществляемое с помощью публикаций, сайтов и информационных материалов, обеспечивает повышенный интерес. Вместе с тем противоречивость рекламируемых свойств этого зацепления и невозможность кардинального повышения несущей способности по сравнению с эвольвентным зацеплением далеко не всем очевидны.

В связи с этим был произведен прочностной расчет ЭЦ-зацепления методом конечных элементов. Изгибная жесткость зубчатых колес ЭЦ-зацепления выше, чем у эвольвентных. Это обусловлено большей толщиной основания зубьев. Наибольший интерес представляют контактные напряжения в рассчитываемой зубчатой паре.

УДК 535.421

### **ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ЗАПИСИ ОБЪЕМНЫХ БРЭГГОВСКИХ СПЕКТРАЛЬНЫХ СЕЛЕКТОРОВ ДЛЯ ЛАЗЕРНЫХ ПРИМЕНЕНИЙ**

**Погода А.П., Хахалин И.С., Попов Е.Э., Колосова Т.В.**

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

На данный момент предельная яркость твердотельных лазеров ограничена механическими напряжениями, которые возникают в активной среде за счет нагрева. Возникающие термооптические искажения диктуют жесткие требования к охлаждению и катастрофически ограничивают дальность действия лазерного излучения, что не позволяет решать массу прикладных задач. Параллельно с изменением формы активной среды (диски, волокна) привлекательным является метод когерентного сложения мощных твердотельных лазеров. Но излучение отдельных каналов в сфазированной системе формируется в результате конкуренции мод между каналами, что снижает эффективность системы и увеличивает потери, идущие на нагрев системы. Использование спектральных селекторов позволяет обеспечить различный уровень потерь для центральных и побочных мод, лежащих в диапазоне линии усиления активной среды. Совместное использование статических Брэгговских

решеток и динамических решеток коэффициента усиления в активной среде, в качестве спектральных и угловых селекторов излучения позволяет снизить конкуренцию мод как в каждом из каналов, так и между каналами.

Объемная брэгговская решетка – голограмма, записанная в данном случае в твердотельной фоторефрактивной среде. Запись объемной дифракционной пропускающей решетки производилась в ниобате лития ( $\text{LiNbO}_3$ ) с различными концентрациями различных легирующих веществ: железа (Fe), титана (Ti), эрбия (Er). Источником излучения является гелий-кадмиевый лазер, длина волны которого составляет 441 нм. Излучение лазера, разделенное на два пучка с плоским волновым фронтом, пересекалось на пластине, в объеме которой записывалась решетка. Процесс записи фиксировался по росту дифракционной эффективности решетки, которая оценивалась по интенсивности излучения пробного гелий-неонового лазера, отклоняемого в первый порядок дифракции. В результате эксперимента получены зависимости интенсивности дифрагировавшего излучения от времени экспозиции. Видно, что существует оптимальное время экспозиции, так как начиная с некоторого момента решетка затирается, а ее дифракционная эффективность падает, несмотря на то, что пластина продолжает освещаться записывающим излучением. Данный эффект связан с затиранием решеток вследствие насыщения изменения показателя преломления.

В подтверждение данного предположения произведено одномерное моделирование записи и затирания решеток. Записывающий сигнал – стоячая электромагнитная волна описываемая функцией  $A \sin(kx) + B$ , где  $B$  – небольшая шумовая составляющая появляющаяся в результате рассеяния, в расчете принята за константу,  $A$  – амплитуда сигнала. Относительное изменение показателя преломления с целью учета явления насыщения рассчитывалось по формуле  $n(t) = e^{-1} + 1$ .

Результаты работы позволяют определить оптимальные условия для записи объемных брэгговских спектральных селекторов. Использование оптимального состава примесей в среде, а также наилучшее время экспозиции позволят не только создать подходящие спектральные селекторы, но и исследовать возможность управления спектральными характеристиками и яркостью излучения лазеров и систем с когерентным сложением каналов.

УДК 62-45

## **ПРИМЕНЕНИЕ ФТОР ОРГАНИЧЕСКИХ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ СИЛЬФОННЫХ КОМПЕНСАТОРОВ ПРИ РАЗНЫХ РЕЖИМАХ НАГРУЖЕНИЯ**

**Раснюк И.С.<sup>1</sup>, Амирханов Е.И.<sup>2</sup>, Логунов В.В.<sup>3</sup>, Новиков И.А.<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*Балтийский Государственный Технический Университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова,*

<sup>2</sup>*Генеральный директор ООО «Центр диагностики, экспертизы и сертификации», [cfdec@yandex.ru](mailto:cfdec@yandex.ru)*

<sup>3</sup>*Генеральный директор АО НПП «Компенсатор»*

В настоящее время в различных областях техники (оборонная промышленность, ядерная энергетика, судостроение и др.) существуют задачи компенсации механических, температурных и вибрационных воздействий на оборудование и трубопроводные системы. Эти функции в технике выполняют сильфоны и сильфонные компенсаторы (СК). Недавняя авария на АЭС «Фукусима» демонстрирует необходимость обеспечения более жестких требований по надежности, ресурсу и компенсирующей способности оборудования в условиях больших смещений.

В докладе показано, что для повышения технического ресурса (ТР) и улучшения трибологических характеристик сильфонных компенсаторов (СК) можно успешно применить технологию нанесения поверхностью активных веществ на основе фторорганических композиций (ФОК). Экспериментально и путем расчетов подтверждено, что применение такой технологии на основе ФОК «МОКОМ» позволяет значительно улучшить (от двух до шести раз и более) показатели надежности (технический ресурс, долговечность и вероятность отказа) для СК, работающих в режиме упругого нагружения. Также, по результатам проведенных испытаний показано, что для СК, находящихся в режиме чисто пластического нагружения, улучшение показателей надежности от применения технологии нанесения ФОК «МОКОМ» незначительно (порядка 20%).

Таким образом, доказано, что улучшение показателей надежности СК зависит от типа режима механического нагружения СК. Очевидно, что для упруго-пластического режима нагружения, реализуется промежуточная ситуация, причем эффективность применения технологии нанесения ФОК «МОКОМ» зависит от параметров упруго-пластического нагружения и конструкции СК. Количественное определение эффективности использования технологии модификации ФОК для показателей надежности СК целесообразно проводить посредством экспериментальных исследований и испытаний.

**РАСЧЁТ И ОПТИМИЗАЦИЯ ДВУХСТУПЕНЧАТОГО ВЫСОКОСКОРОСТНОГО  
ТУРБОКОМПРЕССОРА****Рязанова Е.А.***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

В данной работе рассматривается несколько модификации первой ступени и второй безмаслянного турбокомпрессора с целью улучшения качественных характеристик готовой модели.

Цель работы: Уменьшить расходные потери безмаслянного турбокомпрессора. Провести расчёт эффективности задискового лабиринтного уплотнения на 3-х режимах работы. Рассмотреть возможность использования динамического уплотнения. Ознакомиться с проблемой возникновения осевых сил. Провести сравнительный анализ уплотнений (лабиринтное, щёточное) на разгонном режиме компрессора. Анализируя полученные результаты найти оптимальный вариант улучшения компрессора в соотношении цена-качество.

Результаты работы - разработаны методологии проведения вычислительных экспериментов, показывающих параметры на плоскости и в сечении объекта исследования. Получены результаты расчёта для различных уплотнений первой ступени. Получены результаты расчёта влияния осевых сил и методология балансировки. Получены результаты расчёта одномерным способом модифицированного вертикального лабиринта с добавлением осевого. Рассмотрена эффективность балансировки осевых сил в зависимости от зазора между валом и уплотнением. Подобрано оптимальное уплотнение для стабильной и эффективной работы компрессора.

Первая модификация: в качестве задискового уплотнения было выбрано лабиринтное уплотнение, которое в результате расчёта не дало необходимых результатов. Вторая рассмотренная модификация динамического типа, были наращены лопатки на обратную сторону рабочего колеса, с целью создания воздушной пробки, которая удерживала бы поток. Результаты подтвердили ожидания по газодинамической части, но по ценовому критерию реализация данной конфигурации оказалась дорогостоящей. Поэтому было принято решение вернуться к замыслу лабиринтного уплотнения и доработать конфигурацию. Третья модификация: варьирование параметров лабиринта (количество зубьев), добавление осевого лабиринта. Конфигурация показала оптимальные удовлетворяющие результаты и была признана эффективно работающей. При добавление второй ступени в расчёт на валу возникла осевая сила, которая сподвигла к подбору дополнительных уплотнений для устранения вибрационных эффектов при выходе компрессора на режим. Было приведено графическое сравнение эффективности различных уплотнений в зависимости от скорости и силы действующей на вал.

**РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ БЕССТАПЕЛЬНОЙ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ  
СБОРКИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИИ***Комсомольский-на-Амуре государственный университет*

Главным критерием в процессе стыковки является соблюдение параметров точности.

Погрешности сборки в расположении базовых деталей выявлялись при стыковке агрегатов, и исправить их было сложно, дорого или невозможно. С появлением методов сборки на основе использования опорных лазерных лучей и современной компьютерной техники начали создавать современные стыковочные стенды, позволяющие повысить точность и скорость сборки

Требования к точности сборки влияют на конструкцию планера, исходя из этого был сделан вывод что лазерные системы контроля на сегодняшний день являются одним из самых точных и универсальных решений.

Используя технологию систем лазерного контроля удается добиться высокой точности, не уступающей другим аналогам, при этом дешевизна производства и простота сборки находится на более высоком уровне чем у имеющихся аналогов.

Соблюдены условия взаимного положения деталей при сборке что положительно сказывается на оптимизацию процесса сборки.

Простота эксплуатации так же влечет за собой продуктивность изготовления и быстроту стыковки отсеков. Конструкция устроена таким образом, что почти каждый элемент можно заменить, не нарушая общую конструктивную схему стенда, что так же положительно сказывается на трудозатратности.

Этого удалось добиться за счет систем современного моделирования и использованием современных компьютерных технологий.

На сегодняшний день внедрение автоматизированных методов управления в сборочном производстве возможно при выполнении монтажа сборочной оснастки без использования жестких носителей форм и размеров. Такой метод монтажа называется без эталонным. В отличие от свойств деталей сборочной единицы конструктивные элементы сборочной оснастки можно считать твердыми телами, поэтому при управлении перемещениями таких элементов достаточно шести управляемых координат.

Такие жесткие требования к точности сборки положительно влияют на конструкцию планера, а также на процессы сборки.

Например, параметры технологичности влияющие на удобство производства также на ремонтпригодность и эксплуатационные качества.

За счет своих преобладающих качеств стенд может стать рентабельным в малых авиационных или частных компаниях.

В дальнейшем будет осуществлена отработка технологии в ходе которой будут выявлены слабые места, а также сравнение с имеющимися аналогами для разработки критериев оптимизации предлагаемой технологии.

УДК 623.6 62-1/-9

### **КОМПЬЮТЕРНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ АНАЛИЗА НДС ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

**Саханов А.Р., Санников В.А.**

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

Широкое применение в народнохозяйственных программах нового класса материалов – полимерных композиционных материалов, существенно отличающихся по своей структуре и физико-механическим свойствам от традиционных, потребовало пересмотра организации проведения компьютерных расчетов. Наиболее популярным из подобных САД/САЕ программных пакетов является ANSYS и его встроенный модуль ANSYS Composite Prepost (ACP). Модуль ACP предоставляет пользователям широкий спектр возможностей для максимально детального проектирования многослойных конструкций, учитывая их специфику. Анализ прочности слоистых композитов проводится с учётом ориентации и толщины каждого слоя по всем современным критериям разрушения, включая дальнейшую передачу исследуемой модели в модули для расчёта механики, электромагнетизма, гидродинамики и т.д.

На примере многослойной конструкции (трубы, выполненной из композиционных материалов типа Ероху E-Glass UD) показаны расчетные этапы моделирования учета различных технологий изготовления композиционных материалов, включая расчёт НДС при гармонических колебаниях.

Модуль расчётного программного пакета обеспечивает полный технологический процесс моделирования композитов. Есть возможность компьютерного формирования: ортотропных свойств материалов на уровне одного слоя, учитывать направление и угол укладки стеклоткани, объединять несколько слоёв в многослойный пакет, получать сводные механические свойства. Используется также технология «Uni-Directional» («однонаправленный»), когда нити в стеклоткани не переплетены между собой и не расположены в хаотичном порядке, а уложены в одном направлении и залиты эпоксидной смолой.

Угол укладки нити в стеклотканях соответствует разным механическим свойствам. Компьютерное моделирование укладки листов композита учитывает углы 0° и 90° относительно оси ориентации материала, что соответствует производству изделий из анизотропных материалов высокой прочности и жесткости, предохраняя конструкцию от разрушений. В то же время углы в диапазоне от 30° до - 30° обеспечивают достаточно высокую торсионную жёсткость исследуемой системы.

Поскольку частоты синусоидальной вибрации для исследования космических кораблей и элементов двигателей самолётов лежат в диапазоне от 10 до 2000 Гц (согласно ГОСТ 28203-89 «Основные методы испытаний на воздействие внешних факторов. Часть 2»). Проводился анализ собственных частот трубы, с целью оценки напряжений и деформаций при учёте прочности самолётостроительной техники при действии гармонических вибраций. Результаты динамического расчёта на прочность при воздействии гармонических колебаний амплитудой в 10g и график АЧХ показал, что максимальное напряжение и деформация возникают на частотах, близких к собственной частоте конструкции, и составляют порядка 2 МПа и 0.2 мм, что удовлетворяет условиям прочности исследуемого композита.

Использование встроенных модулей для моделирования многослойных конструкций с анизотропными свойствами на основе пакетов САЕ на сегодняшний день является наиболее перспективным направлением.

УДК 004.94

## **ИССЛЕДОВАНИЕ СХОДИМОСТИ ПО РАСЧЕТНОЙ СЕТКЕ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К СООРУЖЕНИЮ**

**Сенникова А.Г.**

*Акционерное Общество «Конструкторское бюро специального машиностроения»*

При решении задач газодинамики численными методами неизбежно приходится сталкиваться с неудовлетворительной точностью получаемых результатов. Причин этому может быть много. Но одной из наиболее распространенных является недостаточное разрешение расчетной сетки. Процесс поиска минимально необходимой расчетной сетки для получения качественного расчета в задаче (или классе задач) называется исследованием сходимости по расчетной сетке.

Нестационарные газодинамические задачи, возникающие на практике, представляют большой интерес. Решение таких задач в трехмерной постановке требует большого количества вычислительных ресурсов. Процессы, возникающие при ударном воздействии на сооружение, сопровождаются значительными нестационарными силовыми, а также тепловыми нагрузками. В данной работе исследования проводятся с использованием современных вычислительных и программных средств расчета газодинамических процессов, таких как программный комплекс ANSYS, в частности программе Fluent, в котором выполнены основные расчеты. Для определения сходимости по расчетной сетке создана модель при плоской и трехмерной постановках задач. Начальные условия по температуре, скорости и давлению при исследовании сходимости по расчетной сетке являются постоянными. При выполнении расчетов в программе Fluent для моделирования турбулентности применена ренормализационная  $k-\epsilon$  модель "RNG  $k-\epsilon$ " [1, 2, 3, 5].

Подробный анализ поведения параметров (температуры, скорости) при изменении размерности матрицы позволяет определить сходимость по расчетной сетке и ее параметры, при которых результаты расчета подлежат адекватному отражению в модели [4].

Наиболее сложными и наименее изученными являются нестационарные газодинамические процессы внешнего воздействия. В настоящее время появляется возможность полноценного теоретического исследования с использованием современных компьютерных и программных средств расчета. Полученные результаты при исследовании сходимости по расчетной сетке могут быть использованы при решении задач газодинамики.

### **Библиографический список**

1. Батурич О.В., Батурич Н.В., Матвеев В.Н. Расчет течений жидкости и газа с помощью универсального программного комплекса Fluent. Учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 151с.
2. Бруйка В.А. Инженерный анализ в ANSYSWORKBENCH часть 1. Учеб. Пособ. Самара, Самар. гос. техн. ун-т, 2010 г. – 271 с.
3. Бруйка В.А. Инженерный анализ в ANSYSWORKBENCH часть 2. Учеб. пособ. Самара, Самар. гос. техн. ун-т, 2010 г. – 149 с.
4. Об исследовании сходимости по сетке– Режим доступа: <https://flowvision.ru/index.php/primary-resheniya-zadach/303-ob-issledovanii-skhodimosti-po-setke>.
5. ANSYS Fluent. Theory Guide. April 2009. Release 12.0 / Copyright © 2009 by ANSYS, Inc. January 29, 2009. – 816 с. – Режим доступа: <http://www.ansys.com>.

УДК 621.396.969.34

## **АЛГОРИТМ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПРЕДНАЗНАЧЕННЫЙ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ В АППАРАТУРЕ ПОСАДОЧНОГО РАДИОЛОКАТОРА**

**Синицын В.А., Золотарева М.А.**

*Балтийский государственный технический университет "ВОЕНМЕХ" имени Д. Ф. Устинова*

В данной статье рассмотрен алгоритм комплексирования информации радиолокационной системы, для обеспечения посадки воздушного судна. Известно, что одна система измерения позволяет получать более точные оценки параметров, но при этом возможны пропадания этих

оенок. Другая система обеспечивает менее точное, но более надежное измерение требуемых величин.

Выделим основные требования к разработке алгоритма комплексной обработки информации:

- Высокая точность оценивания координат местоположения и скорости летательного аппарата;
- Эффективная работа алгоритма при нарушениях (пропаданиях информации и аномальных «выбросах» измерений) в радиоканале;
- Устойчивость алгоритма фильтрации в случае большого отличия реальных характеристик входных воздействий от априорно заданных;
- Точность оценивания вектора состояния летательного аппарата в случае близости действительных статистических характеристик входных воздействий к априорно заданным;
- Сглаживание флюктуационной составляющей измерительного шума АПОИ
- Удовлетворительное поведение алгоритма в переходном режиме, т.е. затухание переходных процессов за заданное время;
- Инвариантность структуры алгоритма к конкретному типу радиолокационной посадочной системы и наличию канала обмена данными с бортом ЛА.

Задача состоит в том, чтобы все выше перечисленные требования были удовлетворены, нужно выбрать наиболее реализуемую структуру алгоритма обработки информации. Следовательно, актуальнее является задача структурного синтеза алгоритма комплексной обработки информации и дальнейшего его параметрического синтеза, задачей которого является получение оценок координат и составляющих скорости летательного аппарата.

Также известно несколько способов оценивания характеристик полезного сигнала и помех измерения.

- При использовании достаточной статистики для обнаружения изменений в наблюдениях.
- При наблюдении полезного сигнала на фоне помех  $Z(t) = s(t, \lambda) + n(t)$  оценку его параметров можно осуществить с помощью алгоритма квазиоптимальной фильтрации.
- При использовании метода инвариантного погружения для совместного оценивания параметров и состояния объекта.
- При расчете с помощью алгоритма идентификации оценок ковариационных матриц шумов как линейных функций выборочных значений корреляционных и ковариационных функций невязок.
- При использовании нейронной сети для настройки фильтра Калмана

Требование инвариантности структуры алгоритма к наличию линии связи с бортом ЛА, приводит к тому, что алгоритм должен представлять собой квазиоптимальный линеаризованный фильтр пониженного порядка, а требования к высокой точности оценивания вектора состояния ЛА в условиях неопределенности статистических характеристик помех навигационно-посадочных устройств обуславливают применение в алгоритме принципов адаптации.

#### Библиографический список

1. Слока В. К. Вопросы обработки радиолокационных сигналов. Москва: Советское радио, 1970. – 255с.
2. Бакут П. А. Опросы статистической теории радиолокации. Москва: Советское радио, 1963. – 423с.

УДК 621.793

#### ОХЛАЖДЕНИЕ РЕЛЬСОВ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО УСКОРИТЕЛЯ МАСС Ходаков Р.Ю., Колычев А.В., Керножицкий В.А.

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

Для разгона полезной нагрузки до орбитальных скоростей в настоящее время применяют ракеты-носители. Это очень дорогой и не слишком надежный способ доставки груза. В будущем, разные страны планируют доставлять полезную нагрузку на орбиту путем запуска капсулы с грузом через электромагнитный ускоритель масс (ЭМУ).

ЭМУ разгоняет капсулу по двум параллельным высоковольтным рельсам, а разгон основан на том, что подается ток на один рельс, он проходит через этот рельс, далее через капсулу и через второй рельс возвращается к источнику постоянного тока. В результате образуется магнитное поле, которое, при взаимодействии с протекающим в капсуле электрическим током, обуславливает возникновение силы Ампера, приложенной к капсуле и приводящей её в движение с ускорением.

Недостаток существующих ЭМУ – интенсивный нагрев рельсы, что приводит к низкой надежности электромагнитного ускорителя масс, снижению дальности и скорости на выходе у метаемого объекта.

Указанную проблему можно решить, выполнив рельсы полыми, а на их внутреннюю поверхность нанести слой из материала с низкой работой выхода электронов.

Предлагаемое устройство охлаждения рельсы выглядит следующим образом. На входе в рельсу, с одного конца, установлен источник передачи энергии рабочему телу; на противоположном конце рельса (выход) расположен элемент – анод, воспринимающий электроны из потока рабочего тела. Анод последовательно через электрическую нагрузку предлагается соединить с рельсом и эмиссионным слоем. Рельс и эмиссионный слой образуют катод. При этом, анод, гидравлически последовательно, через трубопровод, обратный клапан и источник передачи энергии рабочему телу, связан со входом в рельсу. К трубопроводу подсоединен источник хранения рабочего тела через отсечной клапан.

При разгоне капсулы рельсы нагреваются до температуры, при которой с их внутренней поверхности начнут выходить электроны, забирая с собой большое количество тепла. Рельсы при этом будут охлаждаться.

Электроны попадут в рабочее тело и унесутся им в направлении анода. В результате ликвидируется пространственный заряд, препятствующий дальнейшей эмиссии.

Заявляемая полезная модель работает следующим образом: в начальный момент времени от источника тока начинает двигаться ток, который идёт по рельсам. Снаряд начинает движение с ускорением, при этом за счёт трения и выделения Джоуля тепла рельсы и эмиссионный слой начинают греться до температуры, при которой с из внутренней поверхности начинают выходить горячие электроны, забирая с собой энергию в следствие чего рельсы охлаждаются. Одновременно открывается клапан и рабочее тело из ёмкости для хранения рабочего тела под давлением поступает в трубопровод и устремляется в направлении источника подвода энергии к рабочему телу. Движению рабочего тела к аноду препятствует обратный клапан. При поступлении рабочего тела в источник подвода энергии к рабочему телу ему придается энергия для последующего движения вдоль эмиссионного слоя. Вышедшие горячие электроны попадают в поток рабочего тела и сносятся им в направлении анода (ликвидируется пространственный заряд, препятствующий дальнейшей эмиссии). Далее электроны воспринимаются анодом и от него отправляются в электрической нагрузке, где совершают полезную работу, охлаждаясь при этом. Затем, остывшие электроны возвращаются в рельсу и к эмиссионному слою, и цикл охлаждения повторяется заново.

Технический результат, получаемый в результате реализации предлагаемой технологии охлаждения рельсы ЭМУ, заключается в том, что увеличивается надежность ЭМУ за счет обеспечения электронного охлаждения, снижения температуры и температурных напряжений рельсы ЭМУ при термозлектронной эмиссии, при этом увеличивается ресурс рельсов, появляется возможность увеличить скорострельность и скорость капсулы на выходе. При этом не требуется сложной системы охлаждения, которая уменьшала бы массу конструкции.

На основе полученных результатов была сформирована Заявка на выдачу патента на полезную модель № №2018102062, которая находится на рассмотрении в ФИПП

УДК 621.45.03

## **ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В УЗЛАХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

**Чувашов С.С., Галаджун А.А., Мустейкис А.И., Тетерин Р.О., Михайлов К.Н.**  
*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова*

В Балтийском Государственном Техническом Университете «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова на кафедре А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» ведутся инициативные научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (НИОКР) по созданию микротурбореактивного двигателя (микроТРД) и испытательного стенда для его отработки.

В ходе работ произведён термодинамический расчёт газовоздушного тракта микроТРД согласно техническому заданию, расчёт, профилирование и оптимизация лопаточных машин, камеры сгорания. На основании расчётных параметров определён облик двигателя, созданы проектные модели. В процессе изготовления узлов двигателя активно использовались аддитивные технологии (печать из металлических порошков на 3D принтере), что связано в том числе с использованием оригинальных конструктивных решений, реализация которых невозможна при помощи традиционных технологий (литьё, обработка металла давлением, обработка металла резанием). Изготовлены следующие детали: центробежный компрессор, осевая турбина, сопловой аппарат.

Проведён прочностной расчёт деталей с оптимизированной топологией – облегчённые детали отвечают требованиям, получена выгода по массе.

При рассмотрении применимости аддитивных технологий в качестве альтернативы другим методам важно учитывать, что они обладают как рядом уникальных преимуществ, так и определёнными недостатками, которые могут оказаться решающими для конкретного изделия. Так изготовление на 3D принтере позволяет получать пустотелые детали сложной геометрической конфигурации. 3D печать является в значительной степени менее трудоёмкой по сравнению с традиционными технологиями, так как не требует изготовления оснастки, наладки станков, позволяя таким образом в кратчайшие сроки получить готовый прототип изделия, ощутимую экономическую выгоду при штучном и мелкосерийном производстве. К недостаткам относятся существование определённых ограничений по геометрии детали, ограничения по чистоте получаемой поверхности, необходимость определённой последующей механической обработки, возникновение анизотропии свойств, остаточных напряжений в металле. Помимо прочего важно отметить относительно высокую стоимость печати - учитывая стоимость расходных материалов, машиновремени, очевидно низкая рентабельность применения в серийном производстве при доступности изготовления традиционными методами.

УДК 623.6 62-1/9

### **АНАЛИЗ ДИНАМИКИ БУРОВОЙ ТЕХНИКИ МЕТОДОМ УМЕНЬШЕНИЯ РАЗМЕРНОСТИ**

**Чуковенкова М.О., Санников В.А.**

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

В работе рассматривается возможность совместного применения решателей ANSYS Mechanical APDL и ANSYS RigidBody Dynamics для моделирования динамики переходных процессов в механических системах методом суперпозиции собственных колебаний отдельных частей системы (Component Mode Synthesis, CMS). В классической динамике абсолютно жестких тел представляется невозможным получение НДС деталей. При применении решателей ANSYS возможен подход, при котором перемещения, полученные в ходе решения задачи динамики абсолютно жестких тел, передаются в решатель APDL для получения НДС детали. Однако такой подход не позволяет исследовать обратное влияние деформированного состояния на динамику. Использование же метода CMS дает возможность совместить преимущества решателя динамики абсолютно жестких тел, такие как скорость расчета и удобство задания кинематических связей, и решателя для деформируемых твердых тел.

Примером такого использования является конструкция бурильного устройства, состоящего из нескольких длинномерных секций. Изучение поведения этой сложной механической системы в ходе работы или в результате воздействия внешних сил основано на динамическом моделировании, требующем больших временных и вычислительных ресурсов. Поэтому изучение кинематики тел выполняется в постановке динамики абсолютно твердых тел, а для учета влияния напряженно-деформированного состояния на характеристику переходного процесса в систему абсолютно жестких тел включаются деформируемые тела. Такой метод носит название Component mode synthesis (метод суперпозиции собственных колебаний отдельных частей системы). Учет собственных частот деформируемых деталей, воспринимающих основную нагрузку от кручения, позволяет находить динамический отклик системы от внезапного торможения бура со стороны долота. Путем задания коэффициента демпфирования и его подбором получают соответствие скорости вращения вала с регламентированной по паспорту. Учитывается жесткость осевой опоры, радиальных подшипников и радиальный зазор подшипников. Момент на ведущем валу определяется таким образом, чтобы на выходном валу обеспечить значение, также регламентированное паспортом. С целью нахождения характерного времени процесса для полученной зависимости момента от времени используется преобразование Фурье.

УДК 629.78

### **КОНТРОЛЬ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПОСАДОЧНЫХ МЕСТ ВЫСОКОЙ ТОЧНОСТИ ДЛЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

**Шапошников С.Н., Ефремкин О.С.**

*АО «Ракетно – космический центр «Прогресс»*

В статье рассмотрены материалы организации работ по контролю угловых положений посадочных мест под чувствительные элементы системы управления движением лазерной измерительной системой, описаны основные средства измерений и принципы их работы. Показаны



преимущества лазерных измерительных систем. Проанализированы сложности, которые могут возникнуть при интеграции измерительных систем в производство, представлены результаты произведенных измерений.

*Ключевые слова: космический аппарат, контроль геометрии, чувствительные элементы, высокоточные измерения, лазерная измерительная система.*

В процессе производства космических аппаратов (КА), главными измерительными задачами являются: контроль геометрии отдельных деталей и проверка взаимного расположения элементов изделия, в частности при креплении высокоточных систем координации КА. Чаще всего необходимо проводить контроль в тех местах, где большую роль играет точность измерения положения поверхности (установка систем управления движением, геометрическая стабильность поверхностей под различными воздействиями, посадочные места высокой точности установки), так как от параметров изготавливаемого устройства зависит качество всего изделия. Контроль геометрии крупногабаритных частей деталей и сборок, который проводят с помощью шаблонов, занимает значительную часть в измерении авиационной и космической отрасли. Данная технология контроля отработана и не требует высокой квалификации рабочих, однако она имеет ряд существенных недостатков, так как на каждую группу элементов требуется индивидуальный заготовленный шаблон. Также эта технология не позволяет в полной мере оценить величину отклонения от требований, определенных в конструкторской документации. При каких либо доработках в конструкции изделия необходимо заменять шаблон.

Поэтому, в процессе разработки и производства КА выявляется потребность во внедрении экономичных и эффективных средств диагностики и контроля геометрии изделий. Для решения этих задач можно использовать современные измерительные системы. Большая часть данных систем основана на применении оптических методов измерений. Существует несколько видов данных систем: лазерные радары, лазерные трекеры, теодолиты, интерферометры, фотограмметрические измерительные системы, которые можно внедрять на разных стадиях производства.

Эти системы сочетают в себе высокую точность, производительность, бесконтактность измерений и получения результата в цифровой форме. Еще одним плюсом данных систем, является их компактность и мобильность, данные системы можно легко разместить в сборочном цехе или производить измерения с выгодных положений, в отличие от координатно-измерительных машин, для которых необходимо размещение измеряемого объекта в рабочей зоне стола прибора.

Одним из самых универсальных измерительных средств, применяемых для решения указанных выше задач, являются системы лазерные координатно-измерительные, так называемые лазерные трекеры.

В процессе разработки космического аппарата радиолокационного наблюдения для обеспечения целевых характеристик высокоточного радиолокационного комплекса (ВРЛК) была решена задача по измерению фактического углового положения посадочных мест под чувствительные элементы системы управления движением (ЧЭ СУД) относительно системы координат БА ВРЛК и дальнейшего использования результатов этих измерений в системе управления движением (СУД).

УДК 533.65.013.622

### **ГИПЕРЗВУКОВОЙ БИПЛАН Шибалова П.В.**

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

В настоящее время одним из наиболее популярных направлений развития авиации является создание гиперзвуковых летательных аппаратов. Во многих странах мира ведутся разработки в данной области. Крупнейшие компании представляют свои проекты гиперзвуковых летательных аппаратов. Наиболее известными являются: гиперзвуковой беспилотный самолёт SR-72 компании LockheedMartin, беспилотный экспериментальный гиперзвуковой аппарат X43 компании NASA, гиперзвуковая ракета X-51 компании Boeing.

В моей работе рассматриваются основные аэродинамические компоновки самолетов и возможности их применения для создания перспективного гиперзвукового летательного аппарата. Так, например, схема биплана, традиционно считающаяся применимой только для дозвуковых самолётов, может найти новое применение в современном авиастроении. Схема биплана позволит существенно уменьшить лобовое сопротивление самолета при сохранении большого внутреннего объема, а так же уменьшить размах крыла.

Китайские исследователи предложили конструкцию самолета с нижним большим крылом и верхним малым. При такой конфигурации в гиперзвуковом полете на нижнем крыле будут

образовываться ударные волны на которые в последствии будет опираться верхнее крыло благодаря чему на нем будет образовываться большая по величине подъемная сила. Что позволит самолету расходовать меньше топлива в полете.

В своей работе я намериваюсь проанализировать несколько известных схем гиперзвуковых летательных аппаратов и сравнить их характеристики с гиперзвуковым бипланом, тем самым выяснив насколько это перспективный проект.

УДК 658.5.012.1

## **ПРИМЕНЕНИЕ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ В АДДИТИВНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ**

**Штрмило И.В.**

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

Аддитивные технологии в настоящее время являются одними из наиболее динамично развивающихся и перспективных производственных процессов. Под аддитивным производством понимают процесс выращивания изделий на 3D-принтере по САД-модели. Этот процесс считается инновационным и противопоставляется традиционным способам промышленного производства, так как открывает уникальные возможности воспроизведения сложнейших пространственных форм, объектов, инженерных конструкций и механизмов во многих областях науки и производства, например, в аэрокосмической, автомобильной, нефтегазовой промышленности, машиностроении. С помощью аддитивных технологий можно производить очень сложные детали на основе сетчатых и ячеистых структур, которые не получить ни литьем, ни штамповкой.

Для максимально полного использования возможностей интенсивно развивающихся технологий необходимо применять новые подходы к проектированию деталей, один из которых основан на принципах топологической оптимизации [1]. Топологическая оптимизация – это подход к улучшению конструкции, направленный на поиск наилучшего распределение материала в заданной области для заданных нагрузок и граничных условий. Применение топологической оптимизации на этапе проектирования помогает найти вариант дизайна конструкции с наиболее рациональным распределением материала и пустот в объёме, таким образом заметно снизить его массу [2].

Данный подход имеет особо важное значение для аэрокосмической отрасли. Во-первых, экономятся дорогостоящие материалы, во-вторых, снижение массы и увеличение прочности позволяют существенно увеличить грузоподъемность.

### **Библиографический список**

1. Возможности 3D-технологий [Электронный ресурс] // URL: <http://blog.iqb-tech.ru/additive-technologies-in-production> (дата обращения: 19.03.2018).
2. ANSYS CLUB [Электронный ресурс] // URL: <https://cae-club.ru/publications/chetyre-osnovnyh-oshibki-pri-topologicheskoy-optimizacii> (дата обращения: 19.03.2018).

УДК 533.65

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ УПРАВЛЯЕМОГО СНАРЯДА**

Алексеева М.М., Яковчук М.С.

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

Объектом исследования настоящей работы являются аэродинамические схемы и органы управления. В данной работе рассматриваются две принципиально различные аэродинамические схемы с механическими рулями, строится первое приближение моделирования движения снаряда (математическая модель материальной точки).

В простейшем случае снаряд можно рассмотреть как материальную точку. Допустим, что аэродинамическая сила состоит только из силы лобового сопротивления. В разработанной программе в системе Matlab сила тяжести направлена к центру Земли (движение рассматривается в Геоцентрической системе координат). Параметры земной атмосферы (воздуха): давление, плотность, температура вычислены в зависимости от высоты над уровнем моря по версии ICAO.

Органы управления и стабилизации, которые создают управляющие моменты, размещаются в носовой или задней части летательного аппарата, вдали от его центра масс. Благодаря исследованию на устойчивость и определению аэродинамических характеристик, можно выбрать оптимальную аэродинамическую схему.

Численные расчеты проводятся с помощью вычислительной техники в пакете программ ANSYS, с подключением модуля WorkBench. На первом этапе строится геометрия с помощью подпрограммы DesignModeler, затем в подпрограмме Meshing происходит построение неструктурированной сетки и в Fluent после настроек решателя (подключение высокорейнольдсовой модели турбулентности k-ε для решения осредненных уравнений Навье-Стокса) получают результаты для дальнейшего анализа. Все расчеты выполняются в международной системе единиц СИ.

Из полученных результатов заключаем, что аэродинамической схеме «утка» удастся до предела снизить сопротивление трения воздуха за счёт уменьшения площади омываемой поверхности снаряда. «Утка» позволяет исключить потери на балансировку и ее надо исследовать и оптимизировать.

Для рассмотрения работы органов управления используется химерный метод. Химерный метод является новым, он создает расчетную область из частей в виде дополнения к использованию конформно соединенных зон и неконформных интерфейсов. Перекрывающийся интерфейс соединяет сеточные ячейки путем интерполяции данных в ячейках на перекрывающейся области. Зоны ячеек должны в достаточной степени перекрываться. Части по отдельности разбиваются сеткой и накладываются на фоновую сеточную модель. Метод перекрывающихся сеток подходит для сложных геометрических моделей, процедура создания сеток упрощается. Изменение конфигурации и расположения частей осуществляется проще, чем в обычных динамических сетках.

Overset Interface (перекрывающийся интерфейс) представляет собой парное соединение нескольких сеток компонентов (имеет границу типа Overset, внутренние сеточные зоны конформны) с несколькими фоновыми сетками.

Метод Overset Mesh не является консервативным и при интерполяции теряется точность полученных результатов. Появляются «огрпан» ячейки (изолированные ячейки) в местах отсутствия интерполяции данных между перекрывающимися сетками. В данной работе не удалось полностью устранить наличие этих ячеек. Данный вопрос является открытым для дальнейших исследований и получения достоверных результатов.

УДК 623.4.018

**ЗАЩИЩЕННОСТЬ СПЕЦИАЛЬНЫХ МАШИН ОТ ПОРАЖАЮЩИХ ФАКТОРОВ**

Андреева Е.А., Левченко Г.Е.

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

В настоящее время специальная автомобильная техника является основой обеспечения тактической и оперативной подвижности подразделений и частей сухопутных войск. Опыт применения автомобильной техники в современных военных конфликтах показывает востребованность и высокую эффективность использования защищенных автомобилей, как в боевых условиях, так и для обеспечения жизнедеятельности войск.

Стремительное развитие средств вооружения и, соответственно, борьбы со спецтехникацией сделало её живучесть важнейшим условием выполнения боевых задач. Решение задачи выбора средств защиты строится на основе анализа потенциальных угроз и зависит от характера боевых действий («позиционная» или «маневренная» война, локальные конфликты или контртеррористические операции). Численной моделирование распространения ударной волны позволяет ещё на этапе проектирования оценить взрывное воздействие на конструкцию и предопределить масштаб разрушений.

Исследование динамики гибких конструкций при взрывном воздействии в большинстве случаев можно проводить по результатам аэродинамического расчета – полям давлений на поверхностях, либо значениями интегральных нагрузок (сил и моментов), действующих на эти поверхности. Для оценки общего характера движения перед полноценным расчетом динамики целесообразно провести «прикидочный» расчет простой модели (рассматривать конструкцию, как одно или несколько твердых тел). Для проведения расчета был использован пакет прикладных программ, в котором используется метод конечных объемов. Для примера были смоделированы упрощенные модели спецавтомобилей с различной конфигурацией кузова-контейнера, расположенного на шасси КамАЗ-5350, и проведены идентичные расчеты определения полей давления на поверхности при взаимодействии с ударной волной. Перепад давления во фронте ударной волны равен 1 атм. Расчетная область представляет собой тетраэдрическую сетку с пристеночными слоями для моделирования течения вдоль твердых тел. Анализ расчета показывает, что для того, чтобы обезопасить подобные конструкции, они должны иметь аэродинамически обтекаемую форму.

УДК 629.5

#### **ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ И ПРОБЛЕМАТИКА ВИБРОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ РАБОТ ПРИ СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОРАБЛЯ**

**Астахов О.С.**

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

За последнее десятилетие по всему миру наблюдается положительная динамика в области судостроения, в первую очередь, обусловленная грузоперевозками и военными заказами. Эта динамика задает темп необходимых модернизаций и новых конструктивных решений в судостроительной отрасли. И если морские грузоперевозки требуют увеличения ряда основных параметров, главным образом, влияющих на грузоподъемность и скорость корабля, то для обеспечения военной составляющей часто приходится модернизировать и составляющие элементы корпуса и сам корпус корабля.

Таким образом, практика современного судостроения ставит перед инженерами-судостроителями ряд практических задач, связанных с динамическим анализом судовых конструкций, т. е. расчетом вибрации и прочности под действием усилий, быстро меняющихся во времени. Нахождение наибольших динамических деформаций упругих систем и их наибольшей вибрации приводит к настолько сложным аналитическим задачам, что достаточно строгое математическое решение их возможно лишь для немногих простейших случаев, не охватывающих все потребности практики. Для большинства практических задач используют приближенные методы решения и в этих условиях замеры параметров общей и местной вибрации является важнейшим и неотъемлемым исследованием, позволяющее определить силы, действующие на корпус, и предупредить возникновение поломок.

Для проведения испытаний и измерений в настоящее время широко применяются разнообразные виды акселерометров. Данные приборы, называемые иначе датчиками вибрации или вибродатчиками, имеют встроенную электронику ИСР стандарта, позволяющую получать достоверные данные в процессе испытаний и исследований. Таким образом, акселерометрами измеряется ударное и вибрационное ускорение в системах диагностики, а также применяется для лабораторных исследований при сильном электромагнитном поле. Акселерометры сочетают высокие значения собственной частоты, ударной стойкости и осевой чувствительности со встроенным предусилителем и низким собственным шумом.

Однако, проведение виброиспытаний на судне является одновременно и испытанием для оборудования. Морская вода, погодные условия, специфические условия эксплуатации оказывают отрицательное влияние не только на датчики, но и на кабели, растянутые по корпусу корабля. В связи с этими обстоятельствами оборудование должно быть водонепроницаемым и перенадеваемым. Соответствие этим требованиям значительно усложняет выполнение поставленных задач при сдаточных испытаниях корабля. Доклад содержит практические рекомендации по составу оборудования и организации виброизмерительных работ.

**АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОГРАММИРОВАНИЕ СТАНКОВ С ЧПУ С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМЫ SIEMENS NX ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ СПЕЦИАЛЬНОГО И ОБЩЕГО МАШИНОСТРОЕНИЯ****Басова Т.В., Басова М.В.***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова*

С развитием общего и специального машиностроения появилась необходимость в компьютерной автоматизации производства. Автоматизация производства повышает эффективность и производительность труда, особенно, в условиях реального предприятия, когда часто появляется потребность в изменениях или модификациях каких-либо уже разработанных изделий. Таким образом, на крупных предприятиях на передний план выходят вопросы организации взаимодействия проектировщиков и обеспечения интегрированного процесса, охватывающего все стадии — конструирование изделия, анализ, технологическое проектирование, получение программы для станка с ЧПУ. Для поставленных целей идеально подходит система Siemens NX (ранее Unigraphics).

Siemens NX— интегрированная система САПР, поддерживающая программирование на фрезерных, токарных, электроэрозионных станках и на станках со сложной кинематикой. Разработка управляющих программ производится при помощи создания электронной модели детали в специальной САД модуле и дальнейшем программировании в САМ-модуле. При разработке и изготовления деталей общего и специального машиностроения необходима тщательная проработка каждого этапа. Написание управляющей программы через NXCAM производится через выбор типа обработки и последующих наборов параметров и соответствующей геометрии. Для обработки деталей с выраженной плоской геометрией наиболее подходящими являются операции Planar mill, Planar profile и Face Milling. Для обработки деталей сложного контура подходит Cavity Mill (Глубинное фрезерование), Zlevel Profile (контурное фрезерование по уровням) и Fixed Contour (Фиксированная ось инструмента).

В данной работе рассматривается написание примерных управляющих программ обработки типовых деталей артиллерийского орудия в САПР NX CAM .

Управляющая программа должна содержать координаты вспомогательных и рабочих перемещений сложных траекторий, коррекцию на инструмент, режимы, параметры резания и многое другое, поэтому предприятию необходимо прибегать к помощи технологов-программистов.

Применение САМ системы позволяет накладывать обработку на специально технологически подготовленную 3-D модель и при помощи совокупности параметров задавать наиболее оптимальную управляющую программу обработки детали. Преимущество САМ системы NX является программирование многоосевого оборудования со сложной кинематикой с предварительным контролем полученных операций на компьютере. Подобная верификация дает избежать ошибки в процессе реальной обработки на станке, которые могут стоить предприятию поломку инструмента, дорогой детали и даже самого оборудования, что может привести к простоя производства и невыполнению сроков сдачи заказа заказчику.

**СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КИНЕТИЧЕСКОГО ПЕРЕХВАТЧИКА****Бурковецкий К.А., Ельцин С.Н., Хакимов А.А.***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

Как известно, кинетический перехват выдвигает высокие требования к системе управления и манёвренным качествам перехватчика, а также к способности определять и прогнозировать параметры траектории цели с необходимой точностью. С другой стороны, развитие современных систем вооружения имеет тенденцию к переходу на применение гиперзвукового оружия, обладающего к тому же высокой маневренностью и защищённостью.

Это обстоятельство побуждает применять комбинированные схемы поражения таких целей. В данной работе оценивается эффективность применения мультикумулятивной боевой части на ступени заатмосферного кинетического перехвата наподобие EKV или Mk142, действующей по гиперзвуковому летательному аппарату типа НТВ. Тем самым устанавливается, работоспособно ли данное решение в плане повышения вероятности поражения цели без существенного усложнения бортовой системы управления.

Мультикумулятивная боевая часть (МКБЧ) характерна тем, что создаёт посредством взрыва одновременно несколько кумулятивных струй либо компактных поражающих элементов, т. н. “ударных ядер” (УЯ). Для этого на поверхности боевого заряда формируются специальные выемки с металлической облицовкой, как правило, в форме конуса или сегмента сферы.

С изменением угла раствора конической облицовки или кривизны сферической облицовки реализуются различные режимы кумуляции. В зарядах с высокими конусами происходит классическая кумуляция, приводящая к формированию высокоскоростной и высокоградиентной кумулятивной струи. В зарядах с пологими конусами и сегментными облицовками осуществляется режим "обратной кумуляции", связанный с механизмом выворачивания кумулятивной облицовки. Это приводит к образованию дальнобойного УЯ, в котором пест и струя, разделяющиеся у классического кумулятивного заряда, представляют собой единое целое. Начальная скорость такого тела ниже, чем средняя скорость кумулятивной струи, и достигает величины порядка 3,5 км/с. Однако, масса УЯ значительно больше массы кумулятивной струи и может составлять до 95 % от исходной массы облицовки. При движении по траектории УЯ сохраняет ту форму, которое оно получило в процессе взрыва заряда. Тем самым, оно имеет дальность поражающего действия до 100 м и более. Обладая большой массой и достаточно высокой скоростью, УЯ выбивают из брони значительное количество вторичных осколков большой массы, которые способны эффективно поражать жизненно важные агрегаты цели.

Расположение выемок на внешней поверхности боевого заряда в несколько рядов (в шахматном порядке) обеспечивает получение осевого поля разлёта УЯ с относительно высокой плотностью. Размещение БЧ вокруг головки самонаведения позволяет сохранить исходные габаритные размеры перехватчика.

Список возможных целей, по которым можно эффективно использовать МКБЧ, обширен и включает в себя такие цели, как противокорабельные, крылатые ракеты, высокозащищённые маневрирующие боевые блоки баллистических ракет, гиперзвуковые летательные аппараты, штурмовики и истребители-бомбардировщики, вертолёты. Возможно успешное применение ракет, оснащённых такой БЧ, по небольшим кораблям, например, ракетным катерам. Таким образом, представляется перспективным применение МКБЧ в современных огневых средствах систем воздушно-космической обороны.

Задача проектирования конструкции МКБЧ заключается в определении минимальной потребной массы взрывчатого вещества, метающего УЯ с требуемыми конфигурацией и кинетической энергией, с учётом габаритных ограничений, накладываемых перехватчиком, и параметрами цели. Постановка проектной задачи, алгоритм и предварительные результаты оптимизации, а также численное моделирование процесса функционирования МКБЧ в программе ANSYS AUTODYN представляются в данной работе.

УДК 669.713

## **СИЛОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ РАМЫ СЕДЕЛЬНОГО ПОЛУПРИЦЕПА БОЛЬШОЙ ГРУЗОПОДЪЕМНОСТИ**

**Голубев С.О., Шерин П.А.**

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

Седельные полуприцепы распространены как в гражданской, так и в военной продукции. Они выполняют функции транспортировки грузов и перевозки техники. Отличие полуприцепов, используемых в военной продукции, заключается в том, что грузы, для перевозки которых предназначен полуприцеп, часто располагаются посередине расстояния между шкворнем и транспортной тележкой, создавая тем самым максимальную нагрузку, действующую на металлоконструкцию полуприцепа при его эксплуатации. Таким образом, после изготовления несущих силовых металлоконструкций полуприцепа, должны проводиться силовые испытания, подтверждающие правильность выбранных конструкторских решений и качества изготовления изделия в целом.

Целью проведения статических силовых испытаний является подтверждение прочности и качества изготовления несущих силовых конструкций полуприцепа при действии испытательной нагрузки. Задачами при испытаниях являются:

1. Разработка схемы статических силовых испытаний.
2. Установка испытуемого изделия на технологическую оснастку для проведения испытаний.
3. Проведение и контроль статических силовых испытаний.

Результаты проведенных испытаний показали, что при максимальной испытательной нагрузке  $G$ , равной 65,53 тонны напряжение в раме полуприцепа достигло 156,5 МПа, что соответствует коэффициенту запаса прочности равному 2,3. Таким образом, прочность и качество изготовления рамы полуприцепа при статических силовых испытаниях подтверждены экспериментально.

**ОЦЕНКА РАССЕЙВАНИЯ НАЧАЛЬНОЙ СКОРОСТИ 57-ММ СНАРЯДОВ И ЕГО ВЛИЯНИЯ НА ТОЧНОСТЬ ПОПАДАНИЯ В ПОДВИЖНУЮ ЦЕЛЬ**

Грудина А.А., Либинштейн Д.А.

*Балтийский государственный технический университет «ВЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова*

Создание высокоточного артиллерийского вооружения для эффективного поражения широкого круга целей требует табличной оценки влияния случайных факторов:

- по снаряду: отклонение дульной скорости и массы снаряда, от табличных значений, коэффициентов формы, осевого и экваториального моментов инерции.
- по атмосфере: отклонение температуры, давления, плотности и влажности воздуха от нормального значения, отклонения, скорость ветра и его направление.

Наличие возмущений, которые могут носить случайный характер, приводит к появлению возмущенных (случайных траекторий). При большом количестве выстрелов формируется снап траекторий с фиксацией точек рассеивания снарядов в горизонтальной или вертикальной плоскостях.

Разработанная методика расчета рассеивания снарядов, учитывающая влияние случайного отклонения параметров снаряда и внешней среды.

На основании статистических данных по вероятностным значениям дульной скорости снаряда, его коэффициенту формы и массе, а также температуре окружающей среды, построены гистограммы рассеивания снарядов на предельной дальности стрельбы по высоте и горизонту.

Применение разработанной методики и компьютерной программы, программно–статистического расчета и анализа разброса внешнебаллистических траекторий, позволяет решать широкий круг задач, связанных с точностью стрельбы и вероятностью поражения различных типов целей и может быть применен для оценки указанных характеристик новых перспективных систем вооружения.

**ПЕРСПЕКТИВНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОНОМНОСТИ ПОЛЕВЫХ ЛАГЕРЕЙ ВС РФ**

Демьянов А.А., Бакаев В.Н., Шевченко П.А.

*Научно-исследовательский институт (военно-системных исследований МТО ВС РФ) Военной академии материально-технического обеспечения имени генерала армии А.В. Хрулева, Санкт-Петербург*

Применение инновационных технологий и технических средств при размещении войск в полевых условиях является важным фактором в современных боевых действиях, обеспечивающим эффективное функционирование Вооруженных сил, и непременно обуславливается использованием нетрадиционных способов ведения военного хозяйства.

Стоит отметить, что в настоящее время для функционирования войск в полевых условиях энергия добывается в основном путем сжигания нефтепродуктов при помощи дизельных или бензиновых генераторов. В таком случае, говорить о полной автономности таких полевых лагерей нет никакого смысла. Для решения подобного рода задачи, необходимо применение современных экономически-выгодных нетрадиционных автономных источников электроэнергии для обеспечения бесперебойной работы оборудования при временном размещении войск на территориях удаленных от коммуникаций.

В современных условиях развертывания полевых лагерных стоянок как в мирное, так и в военное время на данном этапе развития актуальны инновационные альтернативные источники электроэнергии. Так Вооруженными силами США используются нетрадиционные способы генерации электричества при помощи фотоэлектрических генераторных систем. Однако КПД данного оборудования в ходе анализа показал достаточно низкий результат. В рамках статьи рассмотрено применение системы концентрации солнечной энергии, как эффективного примера использования фотоэлектрической генераторной системы, продемонстрированы термоэлектрические генераторы на примере печей, а также обозначены перспективные направления использования «энерготканей» в качестве кинетического и термоэлектрического электрогенератора при производстве личных вещей военнослужащих ВС РФ, что приведет к эффективному использованию движения военнослужащего в повседневной деятельности и тепла от тела военнослужащего во время его сна и отдыха, способствующим производить электроэнергию.

Применение данных технологий позволяет повысить энергоэффективность лагерных стоянок, практически не занимая дополнительных площадей и не увеличивая их массогабаритные характеристики.

## ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ РАЗМЕЩЕНИЯ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ НА МОДУЛЬНОЙ УНИВЕРСАЛЬНОЙ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКЕ

Денисов Н.С.<sup>1,2</sup>, Данилов А.А.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

<sup>2</sup>*Акционерное общество «Конструкторское бюро специального машиностроения»*

Анализ современных введённых в эксплуатацию и строящихся НК ВМФ РФ показал, что для размещения на них изделий ударных комплексов «Калибр», «Ответ» и «Оникс» целесообразно применять пусковые установки (ПУ) типа ЗС-14. Конструктивно ПУ представляет собой совокупность пускового модуля (в состав которого входят верхняя и нижняя платформы и ферма, закрепленная на нижней платформе), электрогидроблока (ЭГБ) и электрооборудования (ЭО). Верхняя платформа предназначена для защиты ПУ от осколочно-пулевого воздействия с верхней стороны, служит для размещения на ней крышек ячеек ПУ, открывающихся перед основной работой для безударного выхода изделия, а также обеспечивает фиксацию ТПС в поперечном направлении в зоне верхнего опорного пояса и предотвращает попадание форсов пламени и пороховых газов внутрь погреба НК. На нижней платформе размещены опорные устройства, обеспечивающие продольную амортизацию изделий и фиксирующие ТПС от смещения в поперечном направлении. Амортизация ПУ в поперечном направлении при внешнем ударном воздействии осуществляется за счет податливости корабельных фундаментов ПУ, элементов ПУ, а также местной и общей податливости изделий. Ферма предназначена для размещения на ней поясов ловителей, обеспечивающих загрузку изделий, а также для упрощения процесса транспортирования и монтажа ПУ на НК. При транспортировании и монтаже ферма технологически крепится к верхней платформе, а после монтажа на НК технологическое соединение размыкается. ЭГБ обеспечивает работу гидроцилиндров приводов крышек для их открывания (закрывания) в процессе основной работы изделий ударных комплексов. ЭО обеспечивает управление и питание ЭГБ, а также обеспечивает взаимосвязь между универсальной корабельной системой управления стрельбой и ПУ.

Анализ эксплуатационных свойств ПУ данного типа выявил некоторые конструктивные недостатки:

- потеря работоспособности ЭГБ, в случае его повреждения, приводит к потере работоспособности ПУ;
- для размещения ЭГБ и ЭО необходимо отдельное помещение. До монтажа ЭГБ и ЭО на НК невозможно окончательно завершить предварительные испытания ПУ;
- размещение жизненно важных элементов ПУ в нескольких помещениях существенно повышает её площадь, что, в свою очередь, повышает вероятность поражения ПУ потенциальным противником.

Анализ представленных недостатков указывает на целесообразность модернизации существующей конструкции ПУ для повышения эксплуатационно-технических характеристик (ЭТХ). С этой целью была осуществлена проработка ПУ модульного типа. Модульное исполнение ПУ предусматривает возможность её размещения в одном помещении, монтируемого и транспортируемого в виде единого модуля, предварительные испытания которого в полном объёме выполняются на заводе-изготовителе.

На первом этапе была рассмотрена конструкция ПУ, в которую были введены минимальные доработки:

- взамен гидроцилиндров приводов открывания крышек ПУ введены электромеханические привода крышки (ЭМПК);
- блоки ЭО и блоки управления ЭМПК размещены на ферме пускового модуля. При этом, у каждой крышки ПУ имеется индивидуальный ЭМПК и блок управления;
- ЭГБ, соответственно, исключен из состава ПУ.

Данные конструктивные решения позволяют заметно повысить показатели надежности ПУ (в случае выхода из строя одного из ЭМПК или его блока управления остальные сохраняют свою работоспособность), заметно сократить время монтажа ПУ на НК, а также уменьшить занимаемое под ПУ пространство на НК.

Анализ внесённых изменений выявил, что вибро- и ударостойкость ЭО и блоков управления ЭМПК не обеспечены. В результате предварительного анализа было выявлено, что разработка индивидуальных систем амортизации под каждый блок ЭО и блоки управления ЭМПК технически трудоёмка и экономически нецелесообразна. Поэтому на втором этапе была рассмотрена модернизация ПУ с введением в её конструкцию между фермой и нижней платформой групповой



системы амортизации для ЭО и блоков управления ЭМПК, которые предназначены для снижения линейных ускорений в местах установки блоков ЭО и блоков управления ЭМПК.

В статье представлены модели ПУ и применяемые граничные условия, реализованные в программном комплексе ANSYS Workbench; приводятся результаты выполненного динамического расчета в виде графиков отклика отдельных блоков ЭО управления и ЭМПК на заданное воздействие для рассмотренных доработок конструкции ПУ.

УДК 623.412

## **ВЫСОКОСКОРОСТНАЯ ПРОТИВОТАНКОВАЯ РАКЕТА**

**Дикусаров О.В., Колычев А.В., Керножицкий В.А.**

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

Современные противотанковые ракеты движутся с относительно небольшими скоростями, поэтому является уязвимой для современных средств танковой противоракетной обороны. Также наличие БЧ, приводит к увеличению массы ПТР, что негативно сказывается на его мобильности. Поэтому актуальным является разработка и создание высокоскоростных ПТР.

Однако, при больших скоростях одной из важнейших проблем является интенсивный нагрев корпуса при полете, что может привести к изменению прочностных свойств корпуса и формы ПТР, а значит, такая ПТР может отклониться от цели, что приводит к низкой эффективности ПТР.

Технической задачей, вытекающей из современного уровня науки и техники является повышение надежности ПТР при движении с большими скоростями за счет обеспечения их тепловой защиты.

В настоящей работе предлагается обеспечить ПТР тепловой защитой за счет применения явления термоэлектронной эмиссии с теплонатяженных элементов, а также повышение оперативности и поражающих характеристик ПТР благодаря сверхзвуковым скоростям. Предлагаемая техническая задача решается тем, что на обтекатель, выполненный из материала с высокой температурой плавления, нанесен эмиссионный слой из материала с низкой работой выхода электронов (РВЭ), в хвостовой части нанесен слой восприятия электронов (СВЭ), также из материала с низкой РВЭ, при этом СВЭ электрически через полезную нагрузку соединен с эмиссионным слоем. Причем СВЭ нанесен на электропроводящий элемент из материала с высокой теплоемкостью, например, из меди. При повышении температуры катода в цепи катод – анод появляется электрический ток, который тем больше, чем выше температура катода. При разгоне до гиперзвуковых скоростей происходит нагрев эмиссионного слоя и обтекателя, после чего с эмиссионного слоя начинают выходить горячие электроны, которые попадают в поток обтекающего воздуха. Тем самым в пространстве над эмиссионным слоем ликвидируется пространственный заряд, который препятствует дальнейшей эмиссии. Двигаясь потоком обтекающего воздуха эти электроны попадают в область расположения слоя восприятия электронов (СВЭ), проникая в него. При этом происходит электронный нагрев СВЭ. После СВЭ, электроны направляются на тепловой аккумулятор, а от него в полезную нагрузку, при этом часть тепла нагрева СВЭ, передается тепловому аккумулятору, в результате поддерживается температурная разность потенциалов и направленность электронов между СВЭ и эмиссионным слоем. Электроны от теплового аккумулятора направляются в электрическую нагрузку, где совершают полезную работу, при этом охлаждаясь. Далее остывшие электроны попадают в обтекатель, и в эмиссионный слой. И цикл охлаждения повторяется заново. Технический результат достигаемый при реализации предлагаемой тепловой защиты ПТР заключается в том, что повышается надежность ПТР, за счет снижения температуры защищаемых элементов конструкции путем организации с их поверхности электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии, которая может достигать величин в  $25 \text{ МВт/м}^2$  при температуре в  $1300 \text{ К}$ , при том, что существующие системы теплозащиты рассчитаны на тепловые потоки порядка  $1-3 \text{ МВт/м}^2$  при температурах в  $2000 \text{ К}$ . При этом возрастает поражающее действие и оперативность применения ПТР за счет достижения высоких скоростей полета на низких высотах. При этом снижается масса ПТР, за счет отсутствия необходимости наличия БЧ и сложной системы охлаждения анода. Также за счет того, что в полете снижена температура поверхности снижает заметность ПТР в инфракрасном диапазоне, а наличие облака электронов снижает заметность ПТР в радио диапазоне длин волны электро-магнитного излучения. На ПТР с предлагаемой тепловой защитой получено решение о выдаче патента на полезную модель.

УДК 623.423.1:623.941

## **ТЕПЛОВЫЕ РАСЧЕТЫ СТВОЛА КОРАБЕЛЬНОЙ АРТИЛЛЕРИЙСКОЙ УСТАНОВКИ КАЛИБРА 76,2 ММ ПРИ РЕЖИМНОЙ СТРЕЛЬБЕ**

**Егоров В. В., Зайцев М. В.**

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

В процессе стрельбы любого артиллерийского орудия выделяется огромное количество энергии, которая уходит как на движение снаряда, так и на нагрев артиллерийского ствола. Чтобы проанализировать влияние нагрева на работу артиллерийского ствола необходимо провести тепловые расчеты.

В качестве орудия-прототипа была выбрана корабельная артиллерийская установка АК-176 калибра 76,2 мм, был сделан анализ боевого применения, на основе которого был определен следующий предельный огневой режим: скорострельность принята в соответствии с возможным темпом стрельбы – 120 выстрелов в минуту; число непрерывных очередей – 2; перерывы между очередями – 10 минут.

Вначале был выполнен расчет параметров теплоотдачи в канале ствола для дальнейших расчетов общего уровня нагрева в двух сечениях ствола калибра 76,2 мм при стрельбе в предельном огневом режиме.

Расчет теплового воздействия стрельбы на ствол в данной работе делится на 4 этапа. Первый этап – непрерывная очередь из 70 выстрелов, которая в свою очередь делится на циклы, где каждый цикл – это один выстрел. Второй этап – 600 секунд, перерыв на охлаждение после проведения стрельб. Третий этап – непрерывная очередь из 50 выстрелов. Четвертый этап – 7200 секунд, охлаждение после стрельбы.

На основе полученных данных была проведена оценка изменения нагрева ствола калибра 76,2 мм во времени. Было замечено, что без мероприятий по снижению общего уровня нагрева, состояние данного артиллерийского ствола калибра 76,2 мм не позволяет использовать некоторые особо чувствительные к температуре боеприпасы, а также не позволяет проводить различные регламентные работы со стволом еще в течение продолжительного времени после окончания стрельб.

В связи с этим, был выполнен анализ мероприятий по снижению нагрева артиллерийских стволов. Среди существующих видов охлаждения было выбрано межслойное охлаждение забортной водой, так как оно наиболее просто осуществимо в условиях размещения артиллерийской установки на кораблях Военно-Морского Флота России. Поэтому в тех же расчетных сечениях ствола был определен общий уровень нагрева с учетом непрерывного охлаждения для оценки его эффективности.

В результате было установлено, что с использованием непрерывного межслойного охлаждения температуры в стенке ствола калибра 76,2 мм стали более чем на 30% меньше, а также скорость остывания артиллерийского ствола стала в 6 раз больше по сравнению с вариантом без охлаждения. Тем самым данный вид охлаждения подтвердил свою эффективность.

УДК 551.55

## **ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТЕОСТАНЦИИ**

**Ефремов Н.Ю., Литвинов М.В.**

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

Современные средства метеорологических измерений представляют собой, как правило, многоканальные измерительные системы – метеорологические станции (метеостанции), обеспечивающие синхронные измерения нескольких метеорологических параметров, отображающих как мгновенные текущие и осредненные результаты измерений, так и вычисляющие тренды (временные эволюции) параметров состояния окружающей среды.

Метеорологические измерения выполняются, прежде всего, при мониторинге параметров приземного слоя воздушной среды в целях освещения текущей метеорологической обстановки и прогнозирования погоды (синоптические измерения), а так же для метеорологического обеспечения авиационного, морского и сухопутного транспорта.

К основным видам метеорологических измерений относятся: измерения скорости ветра, измерения направлений ветра, измерения температуры воздушной среды, измерения параметров влажности воздуха, измерения атмосферного давления, измерения количества осадков, измерения дальности видимости.

Проведена разработка методики поверки каналов скорости и направления ветра для метеорологической измерительной системы (метеорологической станции) НАМС [1] на основе документа РМГ 51-2002 [2].

Измерение скорости ветра метеостанции НАМС основано на преобразовании скорости воздушного потока в частоту вращения чашечного чувствительного элемента, на валу которого жестко закреплен диск оптического модулятора. Поверка канала скорости происходит на государственном специальном первичном эталоне (ГСЭ) единицы скорости воздушного потока. В процессе исследования на рабочем участке аэродинамической установки скорости воздушного потока задаются 10 значений, равные  $1 \pm 0,1$ ;  $5 \pm 0,1$ ;  $10 \pm 0,1$ ;  $30 \pm 0,1$ ;  $55 \pm 0,1$  м/с при прямом порядке следования значений., затем при обратном  $30 \pm 0,1$ ;  $10 \pm 0,1$ ;  $5 \pm 0,1$  и  $1 \pm 0,1$  м/с. На каждой заданной скорости берутся показания  $V_{\text{эт}}$  и три показания ИК скорости ветра  $V_{\text{изм}}$ . Вычисляются среднее из трех показаний ИК скорости ветра  $V_{\text{ср. изм.}}$ . Вычисляются отклонения  $\Delta V$  по формуле:  $\Delta V = V_{\text{ср. изм.}} - V_{\text{эт}}$ . Результаты поверки ИК скорости ветра считать положительными, если значения отклонений скорости ветра:  $\pm 0,1$  м/с при скорости ветра, от 1,0 до 30 м/с (включительно);  $\pm 1$  % при скорости ветра от 30 до 55 м/с.

Принцип действия измерительных преобразователей направления ветра, как правило, основан на использовании высокоточного потенциометра, чувствительность которого позволяет дифференцировать значение углового смещения флюгарки в зависимости от направления движения воздушного потока (ветра). Направление ветра определяется в градусах относительно севера. Поверка канала диапазона измерений и определения погрешности ИК направления ветра происходит также на государственном специальном первичном эталоне (ГСЭ) единицы скорости воздушного потока. Задается скорость воздушного потока в  $(10,0 \pm 0,5)$   $(30 \pm 0,5)$  и  $(50 \pm 0,5)$  м/с, последовательно задавая углы установки датчика направления ветра  $90^\circ$ ,  $180^\circ$ ,  $270^\circ$ . Отклонение ИК направления ветра  $\Delta\phi$  определяется по формуле:  $\Delta\phi = \text{физм} - 0^\circ$ . Результаты считают положительными, если значения отклонений ИК направления ветра  $\Delta\phi$  удовлетворяют неравенству:  $|\Delta\phi| \leq 3^\circ$

Результаты проведенных на основе разработанной методики поверок метрологических станций НАМС были положительными. Это означает, что метрологические характеристики каналов измерения скорости и направления ветра не превышают установленных предельных значений.

#### Библиографический список

1. Описание типа СИ № 61901-15. Станции необслуживаемые автоматические метеорологические НАМС. – М., 2015 г. - 7 с.
2. РМГ 51-2002 ГСИ. Документы на методики поверки средств измерений. Основные положения. – М.: ИПК Издательство стандартов, 2003. – 9 с.

УДК 623.1/7

#### ЭВАКУАЦИЯ ПОВРЕЖДЁННОГО ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ В БОЕВЫХ УСЛОВИЯХ НА ЭТАПЕ ИССЛЕДОВАНИЙ И ОБОСНОВАНИЯ РАЗРАБОТКИ СООТВЕТСТВУЮЩИХ ОБРАЗЦОВ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ

Жабин Е.В., Кочетов О.А., Булатов О.Г.

*Научно-исследовательский институт (военно-системных исследований материально-технического обеспечения Вооруженных Сил Российской Федерации) Военной академии материально-технического обеспечения имени генерала армии А.В. Хрулева*

Широкий размах и темпы современных боевых действий, непрерывное увеличение поражающего действия огневых средств противника, а также повышение подвижности и маневренности войск обуславливают высокие требования к организации процесса эвакуации повреждённого вооружения и военной техники (ВВТ) и к перспективным образцам эвакуационной техники.

В связи с этим, в рамках «Государственной Программы Вооружения – 2020» планируется разработка multifunctional робототехнических комплексов (РТК) на базе малого и среднего шасси для выполнения задач в интересах служб материального обеспечения – транспортеров переднего края.

Транспортер переднего края должен представлять собой робототехнический комплекс, способный выполнить задачу по эвакуации повреждённых ВВТ в ремонтные органы. При этом доставка обычным способом представляет опасность для личного состава и угрозу уничтожения ВВТ подразделений МТО батальонного уровня. Применение данного робототехнического комплекса преследует цель не только снизить потери личного состава подразделений и уменьшить потери доставляемого имущества, но и, за счет малозаметности и бронезащитенности комплекса,

обеспечить надежность, оперативность и непрерывность обеспечения процесса эвакуации, а также формирования ремонтного фонда подразделений тактического уровня взвод-рота-батальон.

Этот РТК, созданный на основе передовых технологий может найти свое место в батальонах (дивизионах) Сухопутных, Воздушно-десантных войск, Береговых войск и морской пехоты ВС РФ; Российской Гвардии; Пограничных войсках ФСБ; в Министерстве ГО и ЧС и в различных отраслях народного хозяйства страны.

Робототехнический комплекс военного назначения – транспортер переднего края может стать, по нашему мнению, *конечным звеном в подсистеме срочной доставки* тактического уровня для всех служб тыла с минимизацией потерь в подразделениях МТО. То есть, он позволит безопасно, надежно и стабильно выполнять такие задачи, как доставка и дозаправка топливом боевой техники до необходимых норм, доставка личному составу подразделений батальона горячей пищи, срочная доставка боеприпасов, различного ВТИ, и обеспечить выполнение других задач служб материального обеспечения.

УДК 629.76

### **ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ ГАЗОТВОДЯЩЕЙ РЕШЕТКИ Жарова С.С., Павлов Я.О.**

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

К настоящему времени неспокойная обстановка в мире показала необходимость укрепления обороны, создания нового оружия, а также восстановления и модернизации советских образцов, в том числе баллистических ракет и шахтных пусковых установок (ШПУ) для них. Важным элементом ШПУ для межконтинентальных баллистических ракет газодинамического старта является газотводящая решетка (ГОР), обеспечивающая отвод продуктов сгорания. Шахтная пусковая установка – стационарная ракетная пусковая установка в шахтном сооружении, находящемся в грунте и предназначенная для размещения ракеты с соблюдением требований температурно-влажностного режима и поддержания её в течение длительного времени в готовности к пуску.

Газотводящая решетка предназначена для отвода потока газа и продуктов сгорания от ракеты во время ее старта.

В статье предложена методика расчета теплового состояния ГОР, основанная на методе конечных разностей. Данная методика позволяет проводить исследование для различных входных термодинамических параметров, а также с учетом и без учета теплозащитного покрытия для ГОР. Приведенная в статье методика отличается простотой реализации, экономией времени расчета, а также может быть использована для похожих задач о тепловом состоянии.

Для исследования теплового состояния используется уравнение теплопроводности. В данной методике с помощью МКР исследуется процесс конвективного теплообмена. Процесс принят одномерным нестационарным, что позволяет рассматривать краевую задачу для одномерного уравнения теплопроводности:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}, \quad 0 < x < L.$$

Одномерные задачи позволяют находить конечно-разностные аналоги для узлов на границах, используя общий вид конечно-разностного уравнения для внутренних узлов и само граничное условие. Полученные аналоги сводятся к канонической форме системы уравнений, решаемых методом прогонки. В методике исследования теплового состояния ГОР учитываются граничные условия второго, третьего и четвертого рода.

Во время работы РДТТ ГОР подвергается обтеканию газом высоких температур, в результате чего происходит тепловое взаимодействие между поверхностью твердого тела и газообразной средой – данный процесс является конвективным теплообменом. Для получения полной картины теплового состояния ГОР, обтекаемой струей газа, необходимо знать коэффициент теплоотдачи  $\alpha$ , Вт.

УДК 623.422.5

### **ТВОРЧЕСКИЕ ДОСТИЖЕНИЯ КОНСТРУКТОРА А.А.РИХТЕРА В СОЗДАНИИ 23-ММ АВИАЦИОННОЙ ПУШКИ Р-23**

**Кацуба В.С.**

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

Среди имён советских конструкторов-оружейников важное место занимает имя Арона Абрамовича Рихтера. Во время работы в ОКБ-16 он предложил создать пушку с высокой скорострельностью, длина которой равна расчётной по баллистике длине ствола. Результатом

проведённых работ стало принятие на снабжение 23-мм автоматической авиационной пушки Р-23 в 1964 году. Пушка Р-23 отличается уникальной схемой заряжания и рядом совершенно новых конструктивных решений для элементов пушки и боеприпасов, не имеющих аналогов в мировой техники оружия.

При решении вопроса повышения скорострельности была выбрана схема с вращающимся блоком патронников. Благодаря такому решению удалось добиться скорострельности в 2500 выстрелов в минуту. Пушка Р-23 может считаться самой скорострельной пушкой с одним стволом.

Наличие трёх газовых двигателей не внесло существенных ухудшений в боевые свойства оружия, наоборот их конструктивные особенности позволили значительно улучшить комплекс конструкторских решений по оружию и комплекс его боевых свойств в целом.

Двухтактный тип двигателя привода блока патронников позволил отказаться от возвратной пружины. Надежность работы газового двигателя отражения гильзы обеспечивается тем, что кроме поршня (стальной гильзы), он не приводит в движение никаких механизмов. Газовый двигатель досылания патронов выполнен по классической схеме. Досылание бросковое, в направлении, обратном направлению стрельбы.

Для пушки был разработан специальный боеприпас 23×160 мм, в котором гильза равна длине патрона. Снаряд полностью располагается в гильзе. Передняя часть гильзы служит для направления снаряда на начальном участке перед каналом ствола. Обтюрация стыка ствола с патронником достигается подвижной втулкой-обтюратором в сборе, установленной при входе в канал ствола; втулка-обтюратор прижимается к патроннику давлением пороховых газов в направлении, обратном направлению выстрела.

Сравнение пушки Р-23 с другими образцами, стоявшими на вооружении, показывает, что благодаря необычным техническим решениям удалось добиться значительного повышения скорострельности, а также уменьшения действия воздушного потока на пушки во вращающихся установках на самолётах. Создание этой пушки является большим успехом в творческой деятельности А.А. Рихтера. Потенциальные возможности, заключенные в схемах и конструктивных особенностях пушки и боеприпасов Р-23, позволили использовать их в последующей разработке пушки для вооружения космических станций.

А.А. Рихтер (1918-1988) автор многих изобретений и научных исследований в принципиально новых направлениях развития техники. Его творческий подход к решению неординарных задач отобразился на всех результатах его работы, как в военной, так и в гражданской отрасли. Им было предельно проведение разработок в области медицинской техники за счёт средств, сэкономленных на основной деятельности КБ. Результатом такой инициативы стало создание и серийное производство электрокардиостимулятора ЭКС-2. 15 марта 2018 года отмечалось 100-летие А.А. Рихтера.

#### **Библиографический список**

1. Жуков И.И. Артиллерийское вооружение - Москва «Машиностроение» 1975.
2. Лебединец А.Н. Конструкции и компоновочные особенности газовых двигателей автоматического оружия – Москва Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана 2006.
3. Рихтер А.А. Логика конструкторского мастерства 2-е изд. Москва 1986.
4. Рихтер А.А. Машина – дитя человеческое. Техника молодёжи, 1974, №2, страницы 20-23.
5. Нудельман А.Э. Пушки для боевых самолётов Москва 1993.

УДК 62-791.4

### **ПРИМЕНЕНИЕ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ УЧЁТЕ ИЗДЕЛИЙ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ**

**Колесов В.И., Гречушкин И.В.**

*Научно-исследовательский институт (военно-системных исследований материально-технического обеспечения Вооружённых сил Российской Федерации) Военной академии материально-технического обеспечения имени генерала армии А. В. Хрулёва*

Идентификация – это установление характера и назначения изделия на основе набора упорядоченной информации, которая используется для выяснения всех существующих характеристик, определяющих его уникальность, т.е. отличающих его от всех других изделий.

В последние годы получили широкое распространение технологии автоматической идентификации на базе компьютерной техники, направленные прежде всего на повышение производительности труда и существенное снижение затрат. В настоящее время известны 15 технологий автоматической идентификации. Из них наиболее распространёнными являются

штриховое кодирование и радиочастотная система идентификации. Все они отличаются друг от друга физическими базами, методами идентификации, такими критериями, как: надежность, долговечность, скрытность, удобность в использовании, стоимость, диапазон используемых частот и т.п. Каждый способ идентификации имеет свои достоинства и недостатки.

Штриховой код на объекте учёта - это информационный знак для ввода, хранения и вывода информации о товаре в компьютерную сеть, закодированной в виде цифр и штрихов. Каждый штриховой код является уникальным. Использование штрихового кодирования позволяет существенно уменьшить затраты времени на операции по вводу первичной информации, значительно сократить количество ошибок при работе оператора с ПЭВМ, повысить точность и скорость сбора и обработки информации. В мире сейчас существует и используется более 50 различных систем штрихового кодирования.

Радиочастотная идентификация (RFID – англ. Radio Frequency Identification) метод автоматической идентификации объектов, в котором посредством радиосигналов считываются или записываются данные, хранящиеся в так называемых транспондерах, или RFID-метках. Любая RFID-система состоит из считывающего устройства и транспондера (он же RFID-метка, иногда также применяется термин RFID-тег). Радиочастотная идентификация обладает высокой степенью защиты от взлома. Такую метку очень сложно взломать без знания сложных кодов и, не имея достаточно дорогого оборудования. Физической базой является микрочип, который испускает радиочастотные волны, попадающие на считывающее устройство.

Предлагается использование метода бесконтактной идентификации для учёта изделий военной техники, который совмещает в себе достоинства двух описанных выше методов и заключается в использовании электронного носителя, выполненного в виде магнитной полосы или микросхемы, и предназначенного для хранения информации о характеристиках патронов на ящиках с боеприпасами. Это позволит автоматизировать процесс учёта и хранения, сократить трудозатраты и повысить эффективность работы служб материально-технического обеспечения Вооруженных сил Российской Федерации.

УДК 623.44

#### **ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЗВЕНЬЕВ МЕХАНИЗМОВ ПЕРЕЗАРЯЖАНИЯ ПУЛЕМЁТА С КОРОТКИМ ОТКАТОМ СТВОЛА И ПОРШНЕВЫМ ЗАТВОРОМ**

**Кудрявцев С.И., Могушков И.И., Кондратюк К.Д.**

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

При разработке образцов автоматического стрелкового и артиллерийского оружия на ранних этапах проектирования необходимо проводить оценку параметров движения звеньев механизмов перезаряжания для предварительного динамического анализа, решения вопросов обеспечения прочности основных функциональных элементов и планирования необходимых испытаний.

В качестве примера приводятся результаты расчётов по оценке параметров поступательного и вращательного движения поршня затвора, поступательного движения остова затвора и ствола при его откате, поступательного движения (рабочего хода) ползуна подачи пулемёта, выполненного по эталонной схеме автоматики 14,5-мм крупнокалиберного пулемёта Владимирава танкового (КПВТ), на этапе эскизного проектирования.

Основными особенностями схемы автоматики КПВТ является использование кинетической энергии ствола при его коротком откате для перезаряжания, поршневой продольно-скользящий затвор с внутренними нарезными секторами, ленточное питание и усилитель отдачи активного типа.

Закрывание и замыкание затвора КПВТ осуществляется при помощи ускорителя, выполненного в виде стержня с роликами и проходящего через наклонные пазы в остова затвора, поперечные отверстия в поршне затвора и копирные пазы в ствольной коробке. Механизм подачи патронов ползункового типа. Ползун подачи приводится в движение движком подачи, который связан с остовом затвора.

При выстреле ствол вместе с затвором перемещается в откат до окончания периода последствия пороховых газов, при этом сжимаются пружины ствола и затвора. После окончания периода последствия ускоритель затвора, двигаясь по копирным пазам ствольной коробки, устраняет замыкание (фиксацию) поршня затвора, поворачивает его и смещает назад относительно ствола, обеспечивая строгание гильзы. Ствол под действием пружины возвращается в переднее положение, а затвор продолжает двигаться назад, извлекая из звена ленты очередной патрон, а из патронника – стреляную гильзу и приводя в действие механизм подачи патронной ленты. В крайнем заднем положении затвор тормозится пружинным буфером затвора.

Оценке параметров движения перечисленных ведомых звеньев механизмов автоматики предшествовали следующие расчёты:

- определение среднебаллистического давления пороховых газов в канале ствола при выстреле в результате решения обратной и прямой задач внутренней баллистики;
- определение приведенной силы давления пороховых газов на дно канала ствола;
- определение характеристик пружин ствола, затвора и буфера затвора;
- определение параметров движения откатных частей при торможённом откате;
- определение передаточных отношений звеньев механизмов графоаналитическим методом.

Оценка параметров движения звеньев механизмов перезаряжания пулемёта с использованием передаточных отношений была проведена без трудоёмких расчётов автоматики.

#### **Библиографический список**

1. Внутренняя баллистика и автоматизация проектирования артиллерийских орудий / В.Ф. Захаренков. – СПб: БГТУ, 2010. – 276 с.
2. Теория и расчет артиллерийских орудий / Н.И. Гордиенко, И.И. Жуков, Б.Н. Осипович. – Пенза: ПВАНУ, 1967. – 507 с.
3. Проектирование спецмашин. Часть 1. Проектирование стрелково-пушечного вооружения / А.Г. Шипунов [и др.]. – Тула: ТулГУ, 2008. – 315 с.
4. 14,5-мм танковый пулемет КПВТ. Руководство службы – М.: Воениздат, 1957. – 108 с.

УДК 623.483

### **ПОВТОРНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ГИЛЬЗ В ВОЕННОЕ ВРЕМЯ Кузнецов В.В., Гречушкин И.В., Федосеев А.В.**

*Научно-исследовательский институт (военно-системных исследований материально-технического обеспечения Вооруженных Сил Российской Федерации) Военной академии материально-технического обеспечения имени генерала армии А.В. Хрулева*

В настоящее время актуальным является проблема повышения эффективности материально-технического обеспечения войск. Одним из направлений решения проблемы является рациональное расходование артиллерийских гильз за счет их повторного использования. Технология изготовления позволяет повторно использовать гильзы для выстрелов ввиду высоких показателей пластических свойств материала. Так, например, латунную гильзу можно использовать для производства выстрела до 6 раз, а стальную гильзу – до 4.

Во время холодной войны было произведено избыточное количество боеприпасов различных калибров, годность которых истекает в 2015...2030 годах. Самый экономически выгодный способ по утилизации боеприпасов – их подрыв на полигонах. По этой причине необходимость в повторном использовании артиллерийских гильз в мирное время отсутствует.

В случае, когда страна находится в состоянии войны, появляется затрудненность по бесперебойному снабжению зоны конфликта различными ресурсами, в том числе, и боеприпасами. Сбор гильз и последующее их восстановление для повторного использования способны повысить эффективность функционирования материально-технического обеспечения зоны конфликта и, как следствие, повысить объем других подвозимых ресурсов.

Особенностью концепции восстановления гильз является то, что производственный комплекс предполагается спроектировать мобильным, то есть на базе автомобильной техники. Это позволит оперативно наладить ремонт артиллерийских гильз и комплектацию выстрелов для повторного использования, что положительно скажется на снижении времени доставки выстрелов до воинских подразделений и на эффективности работы системы материально-технического обеспечения в целом.

Для снижения количества персонала, задействованного в технологическом процессе восстановления артиллерийских гильз авторами предлагается автоматизировать операции штамповки и операции технического контроля. Перспективным неразрушающим методом контроля характеристик механических свойств готовой гильзы, а также наличия микротрещин, является применение акустической эмиссии (АЭ). Такой метод позволит оперативно выявлять бракованные изделия.

В завершение следует отметить перспективность дальнейшей разработки концепции и последующего проектирования автоматизированного мобильного комплекса для восстановления артиллерийских гильз с целью многократного использования их по назначению.

## ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСА И НАДЕЖНОСТИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ

**Алтунин К.В., Куимов Е.С.**

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева*

В докладе подробно рассмотрена общая классификация существующих беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) двойного назначения воздушного базирования. Особое внимание уделено БПЛА одно- и многофазового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях. Показаны пути повышения ресурса и надёжности БПЛА с различными воздушно-реактивными двигателями (ВРД). Установлено, что одной из проблем различных ВРД БПЛА многофазового использования является негативный процесс осадкообразования. Рассмотрены существующие и перспективные способы и методы борьбы с осадкообразованием, проведены экспериментальные исследования, на основе чего разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы топливных каналов, фильтров, форсунок (без применения электростатических полей, с полями, гибридные).

Форсунки без применения электростатических полей: с размещением топливных фильтров вне зоны нагрева, с заменяемыми форсунками, с заменяемыми фильтрами, распылителями, с центральными рабочими иглами, кассетного типа, с различными системами охлаждения. Форсунки с применением электростатических полей: в зоне размещения топливного фильтра, в распылителе, в областях рубашек охлаждения. Форсунки гибридного типа: различные варианты первых двух позиций.

Разработаны, запатентованы и показаны новые конструктивные схемы БПЛА многофазового использования в U-образным двигателем и с форсунками кассетного типа.

На основе результатов экспериментальных исследований на графиках показаны ресурс и надёжность различных форсунок для БПЛА одно- и многофазового использования двойного назначения, откуда видно, что самыми эффективными являются форсунки гибридного типа. Применение данных материалов повысит ресурс и надёжность различных отечественных БПЛА.

## АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОИЗВОДСТВА ГИЛЬЗ КЛБ. 57 ММ НА ОСНОВЕ ШИБЕРНОЙ ПОДАЧИ

**Лобов В.А., Попелков С.Е.**

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

Основным вооружением легкой бронетехники и бронетранспортеров являются автоматические пушки клб. 23...30 мм. В связи с недостатком их поражающей способности разработаны перспективные боевые модули «Байкал» и «Эпоха», показанные в 2015 и 2017 гг., на основе гораздо более мощных орудий клб. 57 мм. Многие годы этот калибр не использовали ни в одной армии мира, поэтому организация массового производства таких боеприпасов является весьма актуальной.

Наиболее сложным в изготовлении элементом выстрела является гильза. Штампуемые полуфабрикаты имеют массу порядка 2,6 кг при высоте до 400 мм и могут быть изготовлены только на мощных кривошипных и гидравлических прессах силой 2,5...16 МН, что затрудняет использование известных автоматических подач, применяемых в производстве гильз малых калибров (23 и 30 мм).

В настоящее время для автоматической загрузки полуфабрикатов артиллерийских гильз чаще всего применяют многопозиционный стол револьверного типа, вращающийся от привода пресса. Однако он слабо приспособлен для работы с тяжелыми заготовками вследствие возрастания инерционных сил и нагрузок на центральный вал. Также возможно использование манипуляторов, работающих от гидропривода, но большое количество степеней подвижности, каждая из которых обеспечивается индивидуальным гидроцилиндром, резко сократит производительность.

Устранить перечисленные недостатки позволит предложенная конструкция шиберной подачи полуфабрикатов с приводом от ползуна пресса, встроенная в штамп (Рисунок 1). Шибер 8 представляет собой толкатель, движущийся возвратно-поступательно при помощи двух жесткозакрепленных на оси качающихся рычагов 10 и 12 с углом разворота 120°.



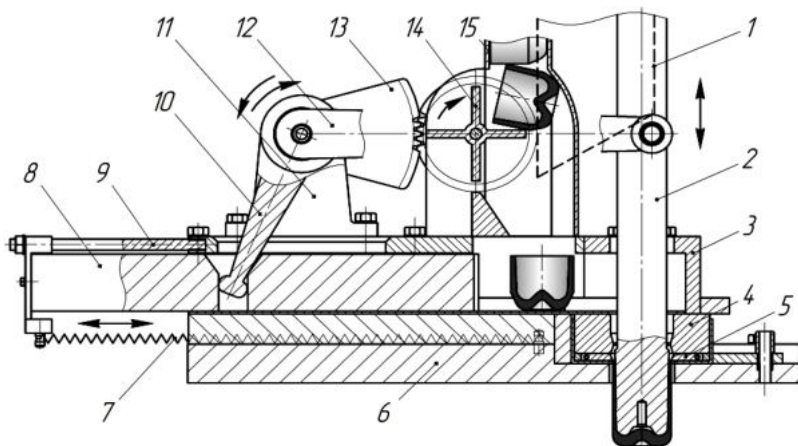


Рисунок 1 – Конструкция шиберного питателя: 1 – нажимная пластина; 2 – пуансон; 3 – крышка; 4 – матрица; 5 – съёмник; 6 – основание; 7 – пружина; 8 – шибер; 9 – направляющая; 10, 12 – рычаги; 11 – кронштейн; 13 – зубчатая передача; 14 – отсекатель; 15 – лоток-магазин

Заготовки укладывают в лоток-магазин 15 боком дном к оси пресса. При опускании ползуна с закрепленным на нем пуансоном 2 и нажимной пластиной 1 последняя нажимает на плечо рычага 12, который поворачиваясь на некоторый угол вместе с рычагом 10, отводит шибер в крайнее заднее положение, преодолевая силу двух пружин 7. Одновременно с рычагами через храповой механизм (на схеме не показан) и секторную зубчатую передачу 13 поворачивается отсекатель 14, отделяя одну заготовку от общей массы и устанавливая ее перед шибером. При обратном ходе ползуна нажимная пластина отходит вверх, а шибер под действием пружин задвигает заготовку в рабочую зону штампа, где она фиксируется над матрицей 4 подпружиненными держателями (на схеме не показаны). Рычаги 10 и 12 совместно с зубчатой передачей 13 поворачиваются в обратную сторону, а отсекатель остается в исходном положении вследствие одностороннего зацепления со встроенным храповиком.

В работе произведены все необходимые расчеты шиберной подачи и показана ее эффективность для производства гильз различных конструкций клб. 57 мм выполняемого в условиях ограниченного количества оборудования.

УДК 629.365

## ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МЕТОДА ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖИТЕЛЯ МНОГОЦЕЛЕВЫХ КОЛЁСНЫХ МАШИН

Макаренко Р.Ю., Суши́в А.А.

*Белорусский национальный технический университет*

Для реализации военных и народнохозяйственных программ в странах Республики Беларусь и Российской Федерации создаются многоцелевые колёсные машины (МКМ), способные агрегатироваться с навесным и прицепным оборудованием и двигаться по естественной поверхности, особенно по грунтам со слабой несущей способностью.

При проектировании этих машин одним из основных модулей этих машин является движитель, оборудованный различного типа шинами.

Определение его системообразующих параметров (диаметра, ширины, давления воздуха в шине и др.) возможно при исследовании взаимодействия ведущего колеса с грунтовой поверхностью, которая характеризуется определёнными физико-механическими характеристиками и сопротивлением грунтов сжатию и сдвигу.

Нами разработан метод определения оптимальных и системообразующих параметров колеса, где в качестве критерия эффективности применяются коэффициент полезного  $\eta_K$  действия, равный  $\eta_K = (1 - \delta)(1 - F_{сnp} / F_K)$ , где  $\delta$  – буксование, в долях единицы;  $F_{сnp}$  – сила

сопротивления за счёт мятия грунта движителем и образования колеи, Н;  $F_K$  – касательная сила тяги, Н.

При этом могут иметь место:

1. оптимизация вертикальной  $G$  нагрузки при заданных системообразующих параметров движителем, т.е. решается уравнения вида  $d\eta_K/dG=0$ .
2. при заданной вертикальной нагрузке  $d\eta_K/d(D, B, P_W, \dots)=0$ , где  $D$  – диаметр,  $B$  – ширина колеса,  $P_W$  – давление воздуха в шине. При решении второго вида уравнения следует учитывать соотношение  $\lambda = D/B$  принятого для разного вида шин.

УДК 623

**ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ И УСТОЙЧИВОСТИ РАБОТЫ СИСТЕМЫ «ГЕНЕРАТОР – УГОЛЬНЫЙ РЕГУЛЯТОР» С ПОМОЩЬЮ СТАБИЛИЗИРУЮЩЕГО ТРАНСФОРМАТОРА**  
 Матхаликов А.Р., Хазимуратов А.Р., Рыбушкин Н.А.

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева*

Сама по себе работа системы «генератор – угольный регулятор» сопровождаются большим перерегулированием и небольшой устойчивостью системы, так как скорость якоря электромагнита относительно велика. Для устранения этих неблагоприятных факторов применяют стабилизирующий трансформатор.

Стабилизирующий трансформатор имеет две обмотки: первичную  $\omega_1$ , включенную параллельно обмотке возбуждения, и вторичную  $\omega_2$ , включенную последовательно обмотке электромагнита угольного регулятора напряжения (УРН).

$\omega_1 > \omega_2$ . В переходных режимах изменяется ток возбуждения. Это вызывает изменение тока в первичной обмотке. При этом во вторичной обмотке наводится ЭДС, направление которой таково, что уменьшается (или увеличивается) ток в обмотке электромагнита, что приведет к уменьшению скорости движения якоря при подходе к новому установившемуся положению.

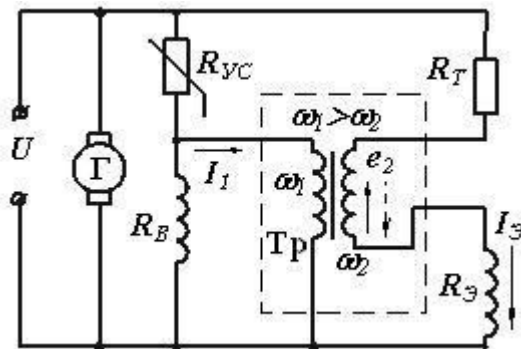


Рис.1 Схема регулирования со стабилизирующим трансформатором

Если увеличение напряжения генератора произошло вследствие сброса нагрузки или возрастания частоты вращения, ток в обмотке электромагнита будет увеличиваться, и регулятор начнет уменьшать напряжение генератора из-за увеличения сопротивления угольного столба. Ток возбуждения при этом будет уменьшаться, что вызовет изменение тока в первичной обмотке трансформатора. Изменение тока в первичной обмотке вызовет изменение магнитного потока в сердечнике, и во вторичной обмотке наведется ЭДС  $E_2$ , направление которой будет таким, что ток в обмотке электромагнита регулятора будет уменьшаться. Это приведет к уменьшению скорости

движения якоря электромагнита при подходе к новому установившемуся положению и тем самым к уменьшению перерегулирования и повышению устойчивости системы.

Таким образом, в результате наличия трансформатора устойчивости на ток обмотки регулятора влияет не только напряжение на зажимах генератора, но и скорость его изменения, то есть осуществляется регулирование не только по параметру, но по производной от параметра. Из теории автоматического регулирования известно, что введение в закон управления производной от регулируемого параметра позволяет значительно повысить устойчивость регулирования и улучшить качество переходного процесса.

Отличительной особенностью стабилизирующего трансформатора является то, что он работает только во время переходного процесса. В установившемся режиме ЭДС во вторичной обмотке не наводится, так как по первичной обмотке протекает постоянный ток. Стабилизирующий трансформатор не вносит статизма в закон регулирования – основное преимущество. Однако длительность переходного процесса увеличивается, т.к. действие стабилизирующего стабилизатора ослабляется по мере затухания переходного процесса.

УДК 669

### **ПРИМЕНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ УЧЁНОГО Д.К. ЧЕРНОВА В ОБЛАСТИ МЕТАЛЛУРГИИ И МЕТАЛЛОВЕДЕНИЯ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ СТАЛЬНЫХ ОРУДИЙНЫХ СТВОЛОВ И КОРПУСОВ СНАРЯДОВ** **Преображенская М.А., Литвинов М.А.**

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

Стремительному развитию отечественной артиллерии во второй половине XIX столетия во многом способствовали открытия и изобретения выдающегося учёного в области металлургии и металловедения Дмитрия Константиновича Чернова (1839–1921 гг.). Труды учёного были положены в основу совершенствования процессов получения и обработки металлов – выплавки чугуна и стали,ковки и прокатки, отливки и термической обработки стальных изделий. Д.К. Чернов стал основоположником учения о строении металлов и сплавов – металловедения.

В 1866–1868 гг. Д.К. Чернов, работая на Обуховском сталелитейном заводе, специализировавшемся на производстве стальных артиллерийских орудий, установил, что при изменении температуры сталь меняет свои свойства и проходит полиморфические превращения. Это открытие, а также открытие фазовой диаграммы железо-углерод, стали началом научной металлографии. Критические температуры, при которых в структуре стали происходят фазовые превращения, названы впоследствии «точками Чернова». Точные соблюдения температурного режима обработки позволили получать металл высокого качества. Открытие русского учёного получило всеобщее признание как научное достижение мирового значения.

К числу важнейших работ учёного Д.К. Чернова относятся также исследования, посвященные процессам кристаллизации жидкого металла при его затвердевании и изучению строения стального слитка. Д.К. Чернов создал теорию кристаллизации, которая позволила эффективно бороться с дефектами литых металлических изделий, превратив металлургию в строго обоснованную научную дисциплину.

Д.К. Чернов одним из первых предложил использовать чистый кислород при производстве стали. Учёный создал оригинальный проект плавильной печи, позволяющей получать сталь из руды, минуя доменный процесс. Д.К. Чернов был одним из ведущих специалистов по сталеплавному производству своего времени.

Д.К. Чернов участвовал в разработке стальных орудийных стволов и бронебойных снарядов, установил причины износа орудийных стволов при стрельбе, разработал способы получения бронебойных снарядов.

УДК 551.50

### **ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ИНТЕРЕСАХ ООУРОЖЕННЫХ СИЛ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ** **Прохоренко П.А., Тюленева М.А.**

*Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского*

Использование гидрометеорологической информации, получаемой с помощью космических аппаратов (КА), вошло в повседневную деятельность как частных лиц, так и различных организаций

– от органов государственной власти и вооруженных сил до представителей бизнеса во всем мире. Эта информация вносит существенный вклад в повышение точности гидродинамических прогнозов, используемых в Мировых метеорологических центрах, а также является основным видом информации по таким территориям, как арктические и антарктические районы, пустыни и акватории океанов. Кроме того, особенно ценной для вооруженных сил, в том числе и отечественных, является способность космических систем (КС) гидрометеорологического назначения (ГМН) предоставлять глобальную информацию с необходимой периодичностью. Перечисленные факты обуславливают актуальность вопросов развития КС ГМН и их использования.

На сегодняшний день отечественная КС ГМН включает в себя две составляющие – полярно-орбитальную и геостационарную, состоящие из одного КА каждая («Метеор-М» № 2 и «Электро-Л» № 2 соответственно). КА «Электро-Л» № 2 функционирует на геостационарной орбите в точке 77,8° в.д., а КА «Метеор-М» № 2 функционирует с ограничениями (вышел из строя МТВЗА-ГЯ) на солнечно-синхронной полярной орбите с наклоном 98,8° и периодом обращения 101,4 мин. Следует отметить, что первые КА серии «Метеор-М» и «Электро-Л» не полностью отработали запланированный срок эксплуатации (МСУ-МР КА «Метеор-М» № 1 вышло из строя практически сразу). Таким образом, практика эксплуатации отечественных КС ГМН говорит о низкой надежности целевой аппаратуры, не позволяющей реализовывать планируемые сроки функционирования КА.

Выше отмечалось, что для вооруженных сил важной является возможность КС ГМН предоставлять информацию в глобальном масштабе. Для этого обычно используют КА на полярных орбитах, так как с помощью только геостационарных КА добиться глобального обзора Земли не представляется возможным. Однако отечественная полярная КС ГМН спроектирована таким образом, что обеспечивает только непосредственную передачу данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Таким образом, без использования зарубежных комплексов приема и распространения информации отечественная КС ГМН не позволяет получать глобальные данные ДЗЗ. С учетом того, что даже в полном составе из трех КА система будет способна обеспечить периодичность получения данных ДЗЗ не более 6,5 ч (что является недостаточным), можно говорить о том, что проектирование и создание отечественной полярной КС ГМН осуществлялось без учета потребностей ВС РФ.

Сравнительный анализ основных видов целевой аппаратуры полярных КА ГМН показывает, что в основном отечественные образцы находятся на уровне большинства используемых зарубежных аналогов. Вместе с тем, необходимо отметить, что на последних КА США вместо традиционного радиометра AVHRR начали устанавливать VIIRS, являющийся качественно новым образцом техники и превосходящий предшествующие по всем параметрам. На отечественные КА, планируемые к запуску в ближайшие годы, установка подобной аппаратуры не намечается.

Следствием перечисленных проблемных вопросов является низкий уровень развития методов тематической обработки данных ДЗЗ, получаемых от отечественных КА ГМН. Малое количество функционирующих КА ГМН и выходящая из строя целевая аппаратура, устанавливаемая на них, не позволяют реализовать необходимые методы тематической обработки, так как для этого требуются качественные исходные данные ДЗЗ. Поэтому основная часть информации, получаемой с помощью отечественных КА ГМН, носит название «обзорные наблюдения» и представляет собой «сырые» снимки облачности и подстилающей поверхности в различных спектральных диапазонах.

Таким образом, основными проблемными вопросами развития отечественной КС ГМН являются: отставание в области развития целевой аппаратуры, низкая надежность существующей целевой аппаратуры, низкий уровень развития методов тематической обработки данных ДЗЗ, получаемых от отечественных КА ГМН, практически полная бесполезность отечественной полярной КС ГМН для ВС РФ (вследствие особенностей ее проектирования). Для разрешения последнего проблемного вопроса авторами разработан подход к проектированию КС ГМН, состоящий из соответствующих модели системы и метода обоснования требований к ней и позволяющий проектировать систему, обеспечивающую получение информации, удовлетворяющей требованиям конкретного потребителя.

**КОНТАКТНЫЙ ДАТЧИК ЦЕЛИ С БОКОБОЙНЫМ ДЕЙСТВИЕМ  
ДЛЯ ВЗРЫВАТЕЛЕЙ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ МИН****Ревенко П.Д.***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова*

В восьмидесятые годы прошлого века, в период Афганской войны, оружейные расчёты, использовавшие артиллерийские мины со взрывателями типа М-6 в условиях горной местности, столкнулись со множественными отказами в срабатывании при ударе мины об горную породу под значительными углами. Причина была в том, что корпуса мин, производимые тогда из сталистого чугуна, при ударе об твёрдую горную породу раскалывались, и взрыватели, не имеющие боковойной действия, выпадали из мины. В то время данная проблема была решена нехитрым образом - корпуса начали делать из стали, более прочной, чем сталистый чугун. Это привело к тому, что мины, отскакивая от породы, в итоге ударялись под нужным для срабатывания углом.

Изменения никак не затрагивали взрыватели, у них по прежнему нет боковойной действия, что является значительным уязвимым местом. В данной статье рассматриваются возможные варианты внесения в конструкцию взрывателей типа М-6 боковойной свойств. Предложенные варианты основаны на решениях, применённых в взрывателях ГКН, ГКВ.

УДК 004.31

**БОРТОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ  
ВОЕННЫХ ГУСЕНИЧНЫХ МАШИН****Романенко Р.В.***Научно-исследовательский институт (военно-системных исследований МТО ВС РФ) Военной академии материально-технического обеспечения им. генерала армии А.В. Хрулёва Министерства обороны Российской Федерации*

Развитие электроники и микропроцессорной техники обусловило широкое внедрение в колесную и гусеничную технику различных автоматических систем, предназначенных для обеспечения действий экипажа, связанных с контролем рабочих параметров, обнаружением неисправностей управлением работой систем и агрегатов. Системы, обеспечивающие комплексное решение этих задач, получили название бортовых информационно-управляющих систем (БИУС). БИУС, решая комплексную задачу по автоматизации процессов управления, должна иметь открытую архитектуру и состоять из отдельных информационно-управляющих подсистем, обеспечивающих автоматизацию конкретных систем машины под контролем центрального блока управления. Подобная архитектура БИУС позволяет расширять границы автоматизации, совершенствовать алгоритмы процессов управления в различных образцах ВГМ.

Решение задачи управления сводится к обеспечению приобретения управляемым объектом некоторых желательных свойств, эффективность и целесообразность применения системы управления движением зависит от того, как своевременно и безошибочно этот управляющий сигнал ею формируется, подается на исполнительные органы и контролируется точность его отработки.

На современные БИУС возлагается широкий круг взаимосвязанных задач, характеризуемых ограниченностью информации для выработки управляющего воздействия, обусловленной случайным характером изменения внешних условий движения и управляющих воздействий водителя, возможным изменением параметров и структуры системы сбора, обработки информации и реализации управляющих воздействий в результате выхода из строя элементов системы (датчиков, исполнительных элементов) и т.д. Таким образом, одна из основных трудностей разработки систем автоматического управления движением заключается, с одной стороны, в непредвиденных изменениях в широких пределах характеристик внешних условий движения, задающих воздействий водителя и свойств объекта управления, а с другой - в неполноте априорной информации, как о свойствах объекта, так и об условиях движения и воздействиях водителя.

В таких условиях обычные БИУС не обеспечивают высокой эффективности управления. Выход состоит в том, чтобы придать системе управления движением машины свойство адаптивности, т.е. свойство автоматического учета информации не только априорной, использованной на стадии проектирования, но и апостериорной.

Нужный закон управления формируется адаптивным регулятором в процессе функционирования по реакции объекта на управляющие воздействия. При наличии адаптивного регулятора свойство адаптивности приобретает вся система.

Адаптивные автоматические системы контроля, диагностики и управления исключают участие человека в выборе режимов работы систем и агрегатов, обеспечивающих движение машины. Водитель в данном случае является задатчиком скоростного режима движения, а выбор режимов работы двигателя, трансмиссии и т.д. «берет» на себя автоматика.

В качестве элемента сбора и обработки информации используется микроконтроллер. Для подключения датчиков к вычислителю необходимо выполнить обработку сигналов. К обработке сигналов относится нормирование сигнала: фильтрация, линеаризация, аналого-цифровое преобразование и другие. Такой подход к построению информационно-управляющей системы имеет ряд недостатков. Вычислитель оказывается слишком перегруженным, так как очень много времени затрачивается на формирование информационных сообщений, что может привести к потере информации с датчиков в критических ситуациях.

Для решения этой задачи предлагается иной подход к построению информационно-управляющей системы. Каждый датчик выполняется в виде законченного модуля, содержащего непосредственно первичный преобразователь (датчик), устройство преобразования сигнала и вычислитель. Для управления исполнительными устройствами также создается модуль, в состав которого входит вычислитель, усилитель-преобразователь и исполнительный механизм.

УДК 621.3.038.8

### **ВЫСОКОЧАСТОТНЫЕ МОДУЛЯТОРЫ НА КРИСТАЛЛАХ КТР ДЛЯ ЛАЗЕРОВ БЛИЖНЕГО И СРЕДНЕГО ИК-ДИАПАЗОНОВ СПЕКТРА АВИАЦИОННЫХ ОПТИКО-ЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ**

**Русов В.А., Дороганов С.В.**

*АО «Государственный оптический институт имени С.И. Вавилова»*

Развитие высоких технологий привело к возможности создания новых более совершенных авиационных оптико-локационных станций (ОЛС). Применение новых технологий при разработке аппаратуры позволяет увеличить диапазон дальностей обнаружения, точность измерения дальности, частоту измерений; производить дальнометрирование на различных длинах волн лазерного излучения. Лазеры с полупроводниковой накачкой являются наиболее перспективными источниками излучения для ОЛС с учетом жестких эксплуатационных требований. Для подобных систем лазеры должны излучать с килогерцовой частотой повторения наносекундные импульсы с высокой средней и пиковой мощностью. Данные характеристики достигаются за счет использования электрооптических затворов для модуляции добротности резонатора.

Обычно в лазерах с высокой средней мощностью используются модуляторы на кристаллах КТР, построенные по стандартной схеме компенсации естественного двулучепреломления с двумя кристаллами, кристаллографические оси которых  $y$  и  $z$  развернуты друг относительно друга на  $90^\circ$ . При использовании такой конструкции модулятора в лазерах с полупроводниковой накачкой и высокой средней мощностью в результате поглощения в кристаллах возникает температурный градиент показателя преломления, приводящий к уменьшению пропускания модулятора. Индуцированный поглощением лазерного излучения температурный градиент показателя преломления в кристаллах КТР в такой схеме модулятора компенсировать не представляется возможным.

Для решения этой задачи нами предлагается использовать иную схему температурной компенсации, в которой кристаллы имеют одинаковую ориентацию. Дополнительно между ними устанавливается поперечная пластина из кристаллического кварца, вырезанная параллельно ее оптической оси  $z'$ . Это позволяет избежать влияния естественного двулучепреломления на поляризацию света, а также скомпенсировать эффекты, связанные с изменением длины кристалла за счет температуры. На основе данной схемы были созданы высокочастотные модуляторы с контрастом  $K \geq 100$  для лазеров с высокой средней мощностью авиационных ОЛС.

УДК 623

### **МЕТОДЫ УСТРАНЕНИЯ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА**

**Рыбушкин Н.А., Степанов Е.М., Матхаликов А.Р.**

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева*

Во время полёта летательного аппарата необходимо предельно точно производить измерение высоты полета. С этой целью на борту самолёта используется барометрический высотомер. Принцип действия этого прибора основан на измерении атмосферного давления, закономерно изменяющегося с

высотой полета. Барометрический высотомер показывает высоту относительно того уровня, давление и температура на котором ( $P_0$  и  $T_0$ ) заданы при тарировании прибора. Барометрические высотомеры тарируются для так называемых нормальных условий, т.е. для  $P_c=760$  мм рт.ст. и  $T_c=288,15$  К ( $15^\circ\text{C}$ ),  $\beta=6,5\cdot 10^{-3}$  К/м. При нормальных атмосферных условиях прибор показывает абсолютную высоту полета.

Однако барометрические высотомеры имеют следующие инструментальные погрешности:

1. шкаловая погрешность, возникающая вследствие неточной регулировки механизма прибора при его сборке, а также из-за, нарушения регулировки в процессе эксплуатации прибора;

2. погрешности из-за неуравновешенности деталей передаточного механизма вызывают изменение показаний высотомера (при наклоне или при действии ускорений), колебания стрелки (при вибрации);

3. погрешности, обусловленные гистерезисом возникают от несовершенства упругих свойств материала чувствительных элементов и из-за продолжительного времени нахождения их под нагрузкой;

4. погрешности трения обусловлены силами трения, возникающими в опорах и подвижных соединениях.

5. Температурные погрешности возникают вследствие влияния изменения температуры окружающей среды на физические параметры и геометрические размеры деталей.

Для устранения этих погрешностей используются следующие методы:

1. Индивидуальная регулировка передаточно-множительного механизма. Этим методом устраняется шкаловая погрешность.

2. Балансировка подвижных элементов, применение специальных противовесов, увеличение эффективной площади чувствительного элемента используется для устранения от неуравновешенностей подвижных элементов.

3. Изготовление чувствительного элемента из бериллиевой бронзы, специальная термическая обработка и стабилизация для уменьшения погрешности на гистерезис.

4. Подбор материала, тщательная обработка трущихся деталей, применение больших вращающихся моментов снижают погрешности трения.

5. Изготовление чувствительных элементов из сплавов, обладающих очень малым температурным коэффициентом линейного расширения; снижение остаточного давления внутри anerоидных коробок до величины порядка 0,3 мм рт. ст. путем более тщательного вакуумирования; введение в конструкцию высотомера специальных биметаллических компенсаторов, которые вызывают в зависимости от температуры изменение показаний высотомера, равное по величине и противоположное по знаку температурной погрешности прибора устраняют температурные погрешности.

Различают биметаллические компенсаторы первого и второго рода. Биметаллический температурный компенсатор представляет собой двухслойную пластину, изготовленную из металлов, имеющих различные температурные коэффициенты расширения.

Для уменьшения их применяют кинематическую температурную компенсацию первого и второго рода. Биметаллический компенсатор первого рода выполнен в виде биметаллической пластики, одним концом укрепленной на подвижном центре anerоидной коробки, а другим шарнирно связанной с тягой механизма. Компенсатор первого рода компенсирует первую часть погрешности, вызываемую изменением модуля упругости материала коробки в зависимости от изменения температуры на нуле высоты.

Биметаллический компенсатор второго рода состоит из биметаллической пластинки, встроенной в передаточный механизм и компенсирует вторую часть погрешности, вызываемую изменением модуля упругости материала коробки в зависимости от изменения температуры при подъеме на высоту.

УДК 623.1/7

## СИСТЕМЫ ГОРИЗОНТИРОВАНИЯ

Рябуха Д.А., Гусев А.В.

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

Ряд современных мобильных или подвижных устройств, техники, вооружения при подготовке их к эксплуатации, а также в процессе эксплуатации, требуют горизонтирования платформ, на которых они установлены. Для этого такие машины оснащаются приводами горизонтирования,

которые обеспечивают необходимое угловое положение их опорных платформ относительно горизонта.

Развитие различных систем горизонтирования происходило параллельно с развитием ракетных систем залпового огня, зенитных ракетных комплексов, подвижных оперативно-тактических ракетных комплексов, а также радиолокационных комплексов. Кроме этого, приводы горизонтирования применяются в грузоподъемной технике, в машинах народного хозяйства.

В зависимости от поставленной перед машиной задачей в конструкции используются трех- или четырехопорные схемы горизонтирования с применением винтовых, гидравлических, гидравлических или электромеханических домкратов. Независимо от схемы обычно горизонтирование выполняется в два этапа на двух режимах: точном и грубом. В гидравлических приводах горизонтирования для обеспечения точности применяют дозаторы или регуляторы расхода.

Время выполнения операции выравнивания в горизонтальной плоскости опорной платформы различных машин является одним из факторов, который во многом определяет их боевую готовность, эффективность применения и их уязвимость, поэтому необходимы поиски решений по его сокращению.

Перспективной задачей для разработчиков является задача по реализации полностью автоматизированного привода горизонтирования, способного производить горизонтирование в один этап, и обеспечивающего регулирование скорости выдвигания опор в процессе горизонтирования.

Для уменьшения времени горизонтирования такой привод за счет регулирования подачи рабочей жидкости в гидропоры должен обеспечивать максимальную скорость при больших отклонениях от требуемого углового положения и минимальную скорость при приближении к нему. Решение этой задачи требует описания динамических и массово-инерционных характеристик изделия, исходя из которых, и должна строиться характеристика изменения скорости выдвигания гидропор от времени.

УДК 621.396

## **УСТРОЙСТВО ВВОДА ИНФОРМАЦИИ В БОЕПРИПАСЫ**

**Семенов А.В.**

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

В современном мире все чаще используется высокоточное оружие, цель которого поражать объекты за короткое время, в том числе и за один выстрел. Однако существует проблема ввода информации в боеприпас. В боеприпасах старого образца ввод информации осуществляется непосредственно перед выстрелом. Поэтому в связи с быстроразвивающейся обстановкой информация может устареть. Отсюда возникает задача ввода информации во время выстрела.

Для передачи ультракоротких волн, а также микроволн используются волноводы различных типов сечения: прямоугольные, круглые, коаксиальные линии передач, П-образного и Н-образного. Знания структуры поля в волноводах является необходимым условием их эффективного использования на практике.

Принцип работы устройства заключается в том, что для передачи информации используются электромагнитные волны, возбуждаемые в канале ствола или дульном тормозе, или специальной насадке. В этом случае ствол является волноводом. Задача состоит в том, чтобы создать условия для возбуждения электромагнитной волны требуемого типа.

Знание структуры поля электромагнитной волны позволяет наметить способы ее эффективного возбуждения и извлечения переносимой ею электромагнитной энергии. В этих целях волновод связывают с источником и приемником энергии. В качестве элементов связи используются погружаемые в волновод штырь (прямолинейный штырь), петля (плоская рамка), а также прорезанные в стенке волновода узкая щель или отверстие.

В работе проанализированы возможные типы волн и предложены варианты устройств возбуждения и приема электромагнитной волны для заданных условий.

Предлагаемое устройство позволяет программировать снаряд во время прохождения сквозь ствол или дульный тормоз, или специальную насадку. Кроме того, устройство подходит для измерения начальной скорости  $V$  снаряда и в целом для передачи информации и энергии на снаряд.



УДК 623.4

**ПРЕИМУЩЕСТВО ПОДСИСТЕМЫ СРОЧНОЙ ДОСТАВКИ ПО ВОЗДУХУ ПЕРЕД СУЩЕСТВУЮЩЕЙ СИСТЕМОЙ МАТЕРИАЛЬНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ**  
**Сергеев В.В., Булатов О.Г., Машков А.С.**

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

В последней четверти XX века и в начале XXI века беспилотная авиация получила мощный импульс для своего развития. Опытнo-конструкторские работы, исследования и производство по этой тематике проводятся во всех развитых в технологическом отношении странах. Этот процесс обусловлен, во-первых, техническим прогрессом – достижениями в электронике, в создании новейших технологий в авиастроении, материаловедении, навигации, связи и многих других отраслях науки и техники.

Во-вторых, с учетом этих достижений, пришло понимание того неоспоримого факта, что беспилотная авиация может выполнять и уже делает это, значительную часть задач, которые традиционно были возложены на пилотируемую авиацию. Так, при использовании в военных целях, на БЛА можно возложить различные задачи, в том числе и срочную доставку различных материальных средств по техническому и другим видам обеспечения в ходе ведения боевых действий.

Оснащение системы МТО подсистемой наземных и воздушных РТК ВН, способными в перспективе поднять оперативность, надежность и бесперебойность всей системы МТО на новый качественный уровень.

Также может быть решена проблема своевременного обеспечения ракетами ракетных и зенитно-ракетных формирований с помощью беспилотных БЛА. С их же помощью может быть осуществлено бесперебойное МТО формирований ВДВ, морской пехоты, Сухопутных войск и др. «силовых» ведомств, действующих в отрыве от главных сил, а также – выполнение целого ряда других задач.

Наземные РТК могут доставлять (осуществлять подвоз) материальных средств подразделениям, ведущим огневой бой в непосредственном контакте с противником; выполнять задачи инженерных войск (минирование и разминирование дорог, местности), задачи противопожарной службы, эвакуации личного состава, ВВТ и выполнять ряд других задач.

УДК 623.4

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОЕПРИПАСАМИ ВОЙСК**  
**Сергеев В.В., Гречушкин И.В., Федосеев А.В.**

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

Для качественного регулирования поступлений и расходов средств, необходимых для поддержания постоянной боеготовности всех подразделений Вооруженных Сил Российской Федерации предназначено материально-техническое обеспечение включающее в себя множество видов и систем обеспечения, в том числе систему обеспечения боеприпасами войск. В настоящее время существует ряд вопросов по качественному и эффективному функционированию системы обеспечения войск. Анализ в системе обеспечения войск показал пути направления совершенствования данной системы.

В современное время ведутся работы по совершенствованию системы по следующим направлениям: автоматизация процессов обеспечения; совершенствования техники и технической оснастки при выполнении процессов обеспечения; повышения уровня мастерства личного состава, непосредственно привлекаемых к процессам обеспечения, за счет обучения.

Одновременно в настоящее время и на ближайшую перспективу в качестве главного приоритета военно-технической политики Российской Федерации определено интенсивное техническое и технологическое развитие государства и ее Вооруженных Сил. Это прекрасно просматривается из анализа сложившейся мировой обстановки, где в военных ведомствах ведущих зарубежных государств рассматривают роботизацию военной техники как одно из магистральных направлений развития средств вооруженной борьбы, максимально исключая пребывание личного состава в зоне досягаемости огневых средств противника. Все ведущие державы мира

осуществляют работы по исследованию, производству и широкому применению робототехнических комплексов, систем и роботов военного назначения для достижения преимущества в вооруженном конфликте.

В связи с этим рассматривается вопрос применения наземных робототехнических комплексов для обеспечения боеприпасами войск, как одно из перспективных направлений совершенствования системы обеспечения боеприпасами войск.

УДК 621.43.065.4

#### **ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ ВЫХЛОПА ДВС МАЛОЙ МОЩНОСТИ БПЛА**

**Суховая Е.А., Теляшов Д.А., Павлов Г.И., Накоряков П.В.**

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева*

В настоящее время наблюдается активное развитие военной авиационной техники, в частности, беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). В зависимости от решаемых задач беспилотники оснащаются разными видами двигателей. В разведывательных целях ввиду простоты конструкции и значительной дальности полета активно используют модели БПЛА с двигателями внутреннего сгорания (ДВС). В свою очередь ДВС БПЛА являются источниками сильного шума, тем самым препятствует быть объекту незаметным. Исходя из этого, вопросы снижения шума, излучаемого ДВС БПЛА, являются актуальной задачей.

В результате литературного обзора было установлено, что шум выпуска двигателя внутреннего сгорания имеет аэродинамическое происхождение из-за нестационарных процессов в газовом потоке, а основными источниками шума выпуска являются турбулентные пульсации и колеблющиеся скачки давления в отработавших газах. В ходе работы было выявлено, что акустический сигнал выхлопной струи ДВС грузового автомобиля «КамАЗ» подобен сигналу, записанному на выходе газов из ДВС малой мощности беспилотного летательного аппарата и имеет вид пилообразной формы. Полученные данные косвенно свидетельствуют об ударно-волновом характере шума и схожести процессов шумообразования, протекающих в ДВС как больших, так и малых мощностей.

По сравнению с глушителями грузового транспорта к глушителям шума выпуска ДВС малой мощности предъявляются дополнительные требования при проектировании, связанные с их малыми габаритными размерами и легкостью конструкций. Учитывая это, на основе опытных данных была выбрана наиболее оптимальная схема, по которой создали опытный глушитель шума для ДВС малой мощности. Данный глушитель представлял собой устройство цилиндрической формы с внутренними элементами в виде полуэллипсоидной вставки и перфорированной перегородки. Предлагаемый глушитель позволил снизить шум в широком диапазоне частот вследствие многократного отражения акустических волн газового потока от различных преград на своем пути.

Оптимизация конструкции глушителя проводилась на безмоторном испытательном стенде (БИС). Данный стенд позволял генерировать слабые ударные волны струи воздуха и детально исследовать влияние конструктивных элементов глушителя на уровень звукового давления воздушной струи на выходном срезе при варьировании входных параметров пульсирующей струи.

УДК 629.365

#### **ВЛИЯНИЕ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ШИНАХ В МНОГОЦЕЛЕВЫХ КОЛЁСНЫХ МАШИНАХ НА ИХ ТЯГОВО-СЦЕПНЫЕ СВОЙСТВА И ПРОХОДИМОСТЬ**

**Сунёв А.А., Макаренко Р.Ю.**

*Белорусский национальный технический университет*

В связи с освоением арктических районов РФ, Сибири и Дальнего Востока, где преобладающей грунтовой поверхностью являются грунты со слабой несущей способностью (различного рода болота и заболоченные земли) возникают проблемы проходимости многоцелевых колёсных машин (МКМ), которые широко используются как в военном, так и в гражданском строительстве. Проходимость МКМ теряется в 2х случаях:

1. при недостатке движущей силы, которая возникает при взаимодействии колёсного движителя с грунтовой поверхностью, т.е.  $\sum F_{c\mu} > \sum F_K$ , где  $\sum F_{c\mu}$  – сумма сил сопротивления движению за счет мятия грунта движителем и образования колеи,  $\sum F_K$

– сумма движущих сил, возникающих за счёт сил трения и сдвига грунтовых кирпичей и буксования;

- при посадке МКМ на днище, т.е.  $h > H$ , где  $h$  – глубина колеи,  $H$  – высота дорожного просвета.

Одним из способов повышения проходимости МКМ является снижение давления воздуха в шинах, при этом увеличивается опорная площадь и снижается давление движителя на грунт. Известно достаточно много способов изменения давления воздуха в шинах, но его изменение происходит водителем при встрече с неблагоприятными дорожными условиями или полуавтоматически на длительный период, например, в весеннее или осеннее бездорожье.

При этом, возникают случаи, когда внезапно появившееся ухудшение дорожной обстановки требует немедленного изменения давления, а водитель не успевает его регулировать с достаточной скоростью. На основании глубоких теоретических и экспериментальных исследований этого явления нами предложен метод автоматического регулирования давления, заключающийся в разработке электронного устройства, которое выполняло бы условие  $dF_K/d\delta \rightarrow 0$  и  $F_K \rightarrow \max$ , где  $\delta$  – буксование. Это условие основано на том, что при взаимодействии колёсного движителя с грунтом возникают процессы буксования и движущая сила достигает своего максимального значения не при стопроцентном буксовании, а при буксовании в пределах от 26 до 38 процентов в зависимости от категории грунта и погодных условий. Как только движущая сила приближается к максимуму, срабатывает устройство, «стравливающее» давление в пределах 1-2 секунд, т.е. на расстоянии пройденного МКМ пути, равном его продольной базе.

УДК 67.05

### **ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОХОДНОЙ КОНВЕЙЕРНОЙ ПЕЧИ С ЭНДОГАЗОМ В ПАТРОННО-ГИЛЬЗОВОМ ПРОИЗВОДСТВЕ**

**Тельнов А.К., Чувииков А.С., Силаев М.Ю., Ремшев Е.Ю.**

*ООО Техмаш г. Санкт-Петербург*

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

В работе представлен проект электрической проходной конвейерной печи с защитной атмосферой для термообработки (рис. 1).

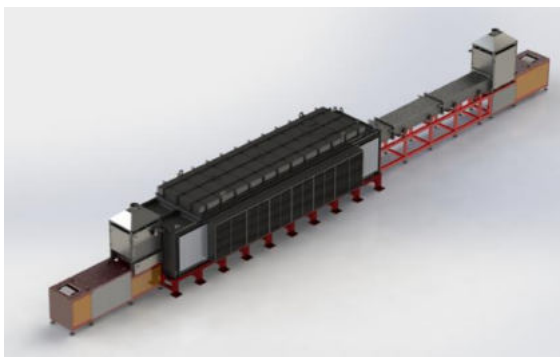


Рисунок 1 – 3D-модель проходной конвейерной печи с эндогазом

Печь имеет следующие конструктивные особенности:

- сетчатый конвейер из жаропрочной стали с боковыми стенками (набор пластин);
- встроенный генератор Эндогаза (2 реторты с катализатором, находятся внутри печи);
- узел автоматической регулировки углеродного потенциала (через контроллер печи);
- 6 зон нагрева (3 сверху, 3 снизу);

Данные конструктивные решения применяются зарубежными производителями печей, являются современными и прогрессивными, но впервые используются в российской печи.

Использование сетчатого конвейера в данной проходной печи обуславливается следующими преимуществами: легкость конвейера по сравнению в литыми конвейерами; данный конвейер

аккумулирует малое количество тепла в процессе термообработки деталей, что поясняет высокое КПД печи.

В данной печи 6 зон нагрева обеспечивают изготовление деталей высокой точности (повышенное качество деталей), например, для использования изделий оборонной промышленности.

Уникальной особенностью данной печи как на российском, так и на зарубежном рынке является встроенный блок акустической обработки, который представляет собой газоструйный генератор звука, сопло и камеру для проведения обработки. Обработка включает в себя нагрев обрабатываемых деталей до некоторой температуры с последующим охлаждением металла до отрицательной температур в пульсирующем потоке газа при наличии мощных акустических полей в широком диапазоне частот.

Есть возможность использования технологии как в процессе проведения стандартной упрочняющей термической обработки, так и как дополнительный технологический процесс готовых изделий.

Данная обработка способствует: формированию структуры металлических материалов в желаемом направлении (измельчению зерен и субзерен, ускорению диффузионных процессов); изменению знака и величины остаточных напряжений (с растягивающих на сжимающие) в изделиях; уменьшению деформации изделий при проведении закалки.

Данная технология реализуется для: повышения прочности сплавов без снижения пластичности или с некоторым ее увеличением; повышения пластичности сплавов без снижения прочности; улучшения эксплуатационных свойств инструментальных материалов. Данная обработка как часть технологического процесса изготовления изделий приводит к значительному уменьшению продолжительности термической обработки и снижению энергозатрат на производстве.

Оснащение печей модулем для аэротермоакустической обработки производится для получения повышенных характеристик металлов и сплавов отечественного производства.

#### **Библиографический список**

1. Погорелко М.П., Погорелко Г.В., Фурсова О.В. Совершенствование нагрева сталей в действующих печах // Промышленная энергетика. 2013. № 1. С. 34-35.
2. Калугина М. С., Ремшев 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.
3. Мармер Э.Н. Высокотемпературные вакуумные технологии и электропечи для термообработки и спекания // Международный научный журнал Альтернативная энергетика и экология. 2009. № 1. С. 14-49.
4. Юдин Р.А., Шестаков Н.И., Юдин И.Р., Тувалин Н.А. Повышение эффективности получения и применения контролируемых атмосфер в современных условиях // ЭНЕРГОСБЕРЕГАЮЩИЕ ТЕХНОЛОГИИ В ПРОМЫШЛЕННОСТИ. ПЕЧНЫЕ АГРЕГАТЫ. ЭКОЛОГИЯ (Труды VII международной научно-практической конференции). - Национальный исследовательский технологический университет «МИСИС» - 2014. С. 468-477.
5. Улановский А.А., Тимофеев Л.И. Современные системы диагностики для повышения тепловой эффективности печей для термообработки литых изделий // Литейщик России. 2010. № 5. С. 23-25.

УДК 623.4

### **ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ВОССТАНОВЛЕНИЯ КАНАЛА СТВОЛА Артиллерийского орудия с использованием аддитивных технологий**

**Тетьнькин А.С., Серебrenицкий П.П.**

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

Одним из основных средств огневого поражения противника в современном бою являются ствольные артиллерийские комплексы, критерием работоспособности которых является исправность (работоспособность) их основной составной части – ствола.

В существующей системе ремонта вооружения стволы, исчерпавшие свой ресурс, не восстанавливают, а заменяют новыми. Что в свою очередь приводит к значительному увеличению стоимости ремонта артиллерийского комплекса, а при отсутствии нового ствола и вовсе невозможно восстановить исправное (работоспособное) состояние всего изделия.

Возможным решением сложившейся проблемы является внедрение в систему ремонта вооружения и военной техники (ВВТ) современных технологий, одними из которых являются аддитивные технологии или аддитивное производство.

В результате проведенного анализа существующего оборудования и материалов для аддитивного производства сформулированы и систематизированы следующие проблемные вопросы восстановления канала ствола артиллерийского орудия с использованием аддитивных технологий:

а) проблемы материально-технического обеспечения, которые включают в себя:

- отсутствие технологического оборудования с подходящими размерами рабочей зоны;
- отсутствие технологической оснастки, в виде специальных печатающих головок и приспособлений для крепления ствола;

- отсутствие материалов для восстановления, отвечающих требованиям к оружейным сталям;
- высокая стоимость оборудования и материалов.

б) технологические проблемы:

- обеспечение прочности сцепления нанесенного материала с основным материалом ствола;
- обеспечение требуемых механических свойств восстановленной поверхности;
- деформация ствола, после восстановления;
- наличие остаточных напряжений и снижение усталостной прочности ствола;
- низкий КПД и малая производительность;
- шероховатость и пористость восстановленной поверхности.

В целях решения обозначенных проблемных вопросов предложена конструкция специализированной системы аддитивного восстановления, создание которой обеспечит подвод материала и энергии в канал ствола, а также позволит минимизировать тепловое воздействие на ствол при восстановлении.

Ствол артиллерийского орудия является технологически сложной в изготовлении и дорогостоящей составной частью, решение проблем восстановления которой дало бы значительный экономический эффект.

УДК 623.642

### **ПРИМЕНЕНИЕ МОБИЛЬНЫХ СРЕДСТВ ДЛЯ КОМПЛЕКСНОЙ РАЗВЕДКИ ОБЪЕКТОВ ТРАНСПОРТНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ В ОСОБЫХ УСЛОВИЯХ** **Черкасов Е.Н., Якушев В.А.**

*Научно-исследовательский институт (военно-системных исследований материально-технического обеспечения Вооруженных Сил Российской Федерации) Военной академии материально-технического обеспечения имени генерала армии А.В. Хрулева*

Необходимость и важность повышения эффективности технической разведки железных дорог в военное время в особых условиях, а также в трудно достигаемых участках связана с тем, что работы по комплексной оценке состояния объектов и соответственно принятия решения по восстановлению их работоспособности лежат на критическом пути. Выбор оптимального варианта ведения восстановительных работ непосредственно зависит от качества выполнения работ по технической разведке. При этом существуют ситуации, которые негативно влияют на скорость получения необходимых данных, особенно в современных условиях, где частота локальных конфликтов, террористических актов и техногенных катастроф возрастает, а разведку часто необходимо проводить в трудных условиях местности, в зонах заражения (при применении химического, бактериологического оружия). В этих условиях использование мобильных автоматизированных комплексов становится актуальным. Данные мобильные комплексы позволяют не только сокращать время на техническую разведку, но и создают более безопасные условия ее проведения.

В составе сил и средств для проведения технической разведки железных дорог, полевых проектно-изыскательских работ, можно выделить две основные составляющие: силы и средства воздушной разведки, силы и средства наземной разведки. Для выполнения требований воздушной разведки, которые ставятся на сегодняшний момент, необходимо иметь БЛА с набором аппаратуры не только для различных видов съемки местности, но и для определения радиационного, химического заражения, признаков минирования объектов. В настоящее время планируемое использование для ведения воздушной разведки БЛА «Тахион», лишь частично решает данные задачи. Малый радиус действия такого БЛА, а также значительное количество ограничений по условиям работы и низкая техническая оснащенность делают его применение неэффективным. Для решения данных проблем

предлагается использования БЛА имеющий более широкий спектр функций, такой как БПВ – 500. При массе в 500 килограмм он имеет полезную нагрузку в 150 – 180 килограмм, то есть он может нести радиоэлектронику, локатор, оптику, радиотехнические средства, отвечающие необходимым требованиям.

В условиях, когда отсутствует возможность оперативного проведения воздушной разведки, получение всех необходимых данных возлагается на наземную разведку. Темп ведения разведки в многом определяется временем выполнения задач группой саперов. Эффективное решение данной задачи позволит снизить боевые потери, время на разведку и ее качество. Основным направлением совершенствования в данном вопросе является внедрение роботизированных средств поиска, обезвреживания мин, и использование для минной разведки беспилотных аппаратов оснащенных соответствующей аппаратурой. Решением данной задачи является разработка многофункционального роботизированного комплекса на базе путевой тележки, которую необходимо оснастить приборами для обнаружения взрывчатых веществ на глубине.

В свою очередь для детальной оценки последствий разрушения предлагается применять самоходный подвижной состав на комбинированном ходу (на базе автомобиля УАЗ – «Патриот»). Данная техника способна выполнять задачи подразделений ЖДВ по ведению комплексной наземной разведки (войсковой, инженерной, радиационной, химической, бактериологической) объектов железнодорожной инфраструктуры на ТВД, а также для своевременного достоверного обеспечения данными о их состоянии руководства, необходимыми для выбора или уточнения восстанавливаемых направлений и организации восстановления железных дорог, разрушенных в ходе боевых действий. В случае чрезвычайной ситуации с помощью различного оборудования и вооружения экипаж машины ведёт комплексную разведку и оценку ущерба объектов железнодорожной инфраструктуры для определении объёма земляных работ и ремонта верхнего строения пути, регистрацию и документирование первичных данных состояния объектов железнодорожной инфраструктуры и подходов к ним и осуществляет передачу полученной информации руководству в реальном времени.

УДК 531.55, 533.6, 623.41

#### **ТОПЛИВНЫЕ ЗАРЯДЫ ГАЗОГЕНЕРАТОРА РПД ДЛЯ УПРАВЛЯЕМОГО АРТИЛЛЕРИЙСКОГО СНАРЯДА С ПРОГРАММНЫМ РЕГУЛИРОВАНИЕ РАСХОДА**

**Чулков Н.С.**

*АО «Конструкторское бюро приборостроения им. академика А.Г. Шипунова»*

При проектировании управляемого артиллерийского снаряда с ракетно-прямоточным двигателем (РПД) (рис. 1) кажется очевидным желание разместить в РПД газогенератор с максимально возможной массой топливного заряда. Однако оказывается, что это не совсем так. Если ограничить возможный объем, занимаемый РПД в составе УАС совокупным объемом, занимаемым в аналоге РДГТ и донным газогенератором, то очевидно, что этот объем необходимо оптимальным образом разделить между воздухозаборным устройством (ВЗУ), камерой дожигания и камерой газогенератора (ГГ) за вычетом объема занимаемого дополнительными конструктивными элементами. Полная масса топливного заряда определяется как интеграл расходной характеристики ГГ во временном интервале его работы. Проведенные ранее исследования полетного функционирования УАС показали, что рациональное значение массы топливного заряда ГГ в зависимости от энергетических характеристик топлива должно лежать в пределах 3,5...4,2 кг.

Сама же расходная характеристика ГГ должна соответствовать текущему массовому приходу воздуха через ВЗУ, который в свою очередь зависит от скорости полета, плотности воздуха на конкретной высоте, размеров и дроссельных характеристик ВЗУ.

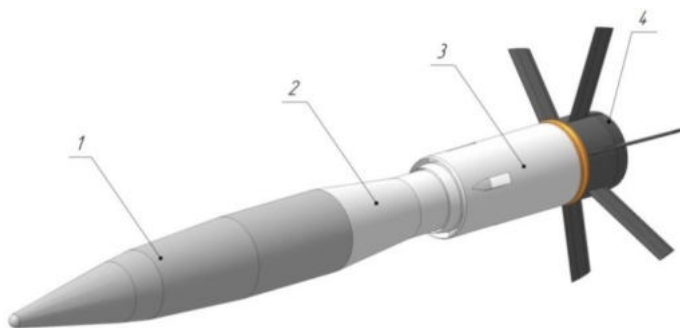


Рисунок 1 – Общий вид концептуальной модели УАС с РПД:

1 – носовая часть; 2 – сужение фюзеляжа перед ВЗУ и корпус ГГ; 3 – ВЗУ с камерой дожига; 4 – блок стабилизаторов

Таким образом, расходная характеристика ГГ при заданных габаритах ВЗУ функционально ограничена скоростным и высотным режимами полета УАС. Вполне понятно, что абсолютно точно воспроизвести потребную расходную характеристику в условиях реального полета и при наложенных габаритно-массовых ограничениях на конструкцию РПД невозможно. Однако следует стремиться к наиболее точной ее реализации при работе РПД путем выбора наиболее точных вариантов ее аппроксимации.

Из-за особенностей функционирования рассматриваемого ГГ для УАС, требуется решить ряд проблем:

- наличие конструктивных решений, позволяющие обеспечить целостность заряда при больших стартовых перегрузках;
- обеспечение потребной массы топливного заряда;
- обеспечение адекватного по расходу горения топливного элемента, который будет соответствовать изменению прихода воздуха через ВЗУ в камеру дожига РПД;
- обеспечение максимальной полноты заполнения свободного объема ГГ топливом.

Предварительный анализ проведенный в работе позволил выделить три основных варианта конструктивного исполнения топливного заряда и схем их размещения в камере ГГ как возможные для реализации. При этом проведенные численные расчеты функционирования УАС с РПД позволили получить оценочные значения максимальной дальности полета при реализации каждого варианта заряда.

УДК 629.7.02

### **ЧИСЛЕННЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА ТИПА «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»**

**Шевченко А.В., Данещик С.В., Дема И.А., Нигмазиев Р.Ю.**

*Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского*

Последнее десятилетие характеризуется взрывным ростом количества разработок беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), стремительно расширяется сфера их применения. Однако, по мнению авторов, еще недостаточное внимание уделяется совершенствованию их аэродинамических компоновок. В особенности это касается БПЛА мини- и микро-класса, параметры полета которых соответствуют относительно низким числам Рейнольдса. Не всегда для оценки аэродинамического совершенства проектируемого аппарата достаточно использования наиболее доступных расчетных методов исследования. Критерием истины в таком случае могут послужить результаты экспериментальных исследований в аэродинамической трубе.

В работе сопоставлены результаты численных и экспериментальных исследований аэродинамических характеристик БПЛА типа «летающее крыло» мини-класса с тянущим винтом. Размах крыла 1,05 м, длина 0,54 м, площадь в плане 0, 274 м<sup>2</sup>.

Экспериментальные исследования проводились на аэродинамической трубе малых скоростей Т-2 с открытой рабочей частью. Диаметр рабочей части 1 м, диаметр ядра потока 0,8 м. Учитывая, что размах крыльев исследуемого БПЛА составляет 1,05 м и превышает габариты ядра потока, в экспериментах использовалась модель в виде половины реального ЛА, разрезанного вдоль по плоскости симметрии. Для исключения перетекания воздуха из зоны повышенного давления в зону разрежения по плоскости симметрии был установлен вертикальный плоский

диск толщиной 0,5 мм, выступающий за габариты модели на 100 мм по всему периметру. Возникающее при этом дополнительное аэродинамическое сопротивление было учтено при обработке данных эксперимента как дополнительное слагаемое в выражении для расчета сопротивления подвески. Условия проведения экспериментов: скорость потока  $V=25$  м/с, число Рейнольдса, рассчитанное по центральной хорде крыла  $Re=6,7 \cdot 10^6$ . Расчеты аэродинамических характеристик БПЛА осуществлялись в среде ANSYS CFX с использованием 3d-модели, выполненной в программе трехмерного моделирования SolidWorks.

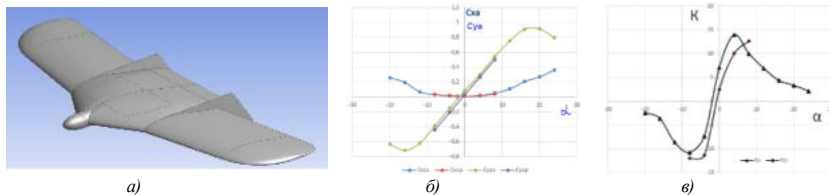


Рисунок 1. Внешний вид (а) и сопоставление результатов численных и экспериментальных исследований (б, в) аэродинамических характеристик БПЛА

В целом полученные аэродинамические характеристики БПЛА соответствуют типовым характеристикам летательных аппаратов с крылом малого удлинения: максимальное аэродинамическое качество составляет  $K \approx 14$  при угле атаки  $\alpha = 4^\circ$ ; наилучший угол атаки  $\alpha_{opt} \approx 3^\circ$ ; критический угол атаки  $\alpha_{cr} \approx 16^\circ$ .

Сопоставление результатов численных и экспериментальных исследований (см. рис.1) показывает незначительное различие величины коэффициента подъемной силы: расчетное значение ниже экспериментального в среднем на 12%. При этом расчетные данные по коэффициенту лобового сопротивления на малых углах атаки практически совпадают с данными эксперимента, а при значениях угла атаки  $\alpha > 6^\circ$  расчетные значения занижены по сравнению с экспериментальными. Объяснить это различие можно недостаточным учетом вихревой составляющей аэродинамического сопротивления в алгоритме численных исследований, так как рост лобового сопротивления при увеличении угла атаки происходит в основном именно за счет вихреобразования.

Исследование структуры обтекания модели с использованием визуализации показывает усиленное вихреобразование, возникающее на оконечностях крыльев за счет перетекания воздуха из зоны повышенного давления под крылом в зону разрежения над крылом. В условиях весьма малого удлинения крыла индуктивная составляющая силы лобового сопротивления является преобладающей по сравнению с трением, что ведет к некоторому снижению подъемной силы.

В качестве рекомендации для увеличения несущей способности планера предлагается установить вертикальные законцовки крыльев, что существенно уменьшит поперечные перетекания на крыле, снизит вихревое сопротивление и при соответствующей конфигурации даже может создавать дополнительную тягу [1]. Кроме того, вертикальные законцовки крыльев позволяют улучшить продольную устойчивость ЛА.

#### Библиографический список

1. Г.А. Колесников, В.К. Марков и др. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для ВУЗов по специальности «Самолетостроение» – М. Машиностроение 1993 г.–554 с.

УДК 623.419

### НАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ САМОХОДНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ

Шерин П.А.

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

**Введение.** В настоящий момент на вооружении в России состоят зенитно-ракетные комплексы С-300 и С-400, отвечающие за безопасность воздушного пространства Российской Федерации. Зенитно-ракетный комплекс (ЗРК) представляет собой совокупность функционально связанных между собой боевых и технических средств, обеспечивающих решения задач по борьбе со средствами воздушно-космического нападения противника. В состав ЗРК входят самоходные пусковые установки (СПУ), различного вида многофункциональные радиолокационные станции, машины обслуживания и другие вспомогательные агрегаты и устройства. Основой ЗРК С-300 является СПУ 5П85С(СМ), стоящая на вооружении с 1985 года. В настоящее время проводятся опытно-конструкторские работы, призванные провести переоснащение с СПУ 5П85С(СМ) на перспективную СПУ ЗРК С-350. Основная особенность перспективной СПУ заключается в том, что на качающуюся часть (КЧ) могут одновременно устанавливаться двенадцать транспортно-пусковых контейнеров (ТПК) против четырех, устанавливаемых на КЧ СПУ 5П85С(СМ). Также существенное отличие перспективной



СПУ и СПУ 5П85С(СМ) заключается в части схемы старта изделий: перед пуском изделий не происходит установки (отгрунтовки) ТПК на грунт, как это происходит у СПУ 5П85С(СМ), что существенно сокращает время развертывания и свертывания СПУ. Нагрузка, возникающая от действия порохового аккумулятора (ПАД) изделия, передается через специальные упоры на транспортную платформу и дальше на домкраты СПУ.

**Натурные испытания СПУ.** Задача натурных испытаний заключается в экспериментальном подтверждении характеристик СПУ, заданных в техническом задании (ТЗ). Основное требование, предъявляемое СПУ (как 5П85С(СМ)), так и вновь разрабатываемым перспективным СПУ) – обеспечение минимального интервала времени между пусками изделий, т.е. минимального времени затухания колебаний КЧ как в продольной, так и в поперечной плоскости СПУ. Для экспериментального определения времени затухания колебаний КЧ СПУ было проведено три натурных эксперимента, в которых варьировалось количество установленных на КЧ ТПК.

**Первый натурный эксперимент.** В первом натурном эксперименте на КЧ было установлено два ТПК – первый ТПК с испытательным реактивным снарядом (ИРС), имитирующим нагрузку, создаваемую изделием при старте, второй ТПК – габаритно-весовой макет (ГВМ) ТПК, расположенный рядом с ИРС-ом. Экспериментально было установлено, что время затухания колебаний КЧ в продольной и поперечной плоскости СПУ не превысило времени, заданного в ТЗ.

**Второй натурный эксперимент.** При проведении второго натурного эксперимента на КЧ СПУ было установлено шесть ТПК. Для создания максимального динамического момента неуравновешенности КЧ СПУ старт изделия осуществлялся из крайнего ТПК. Для экспериментального определения времени затухания колебаний КЧ использовалась видеорегистрация перемещения КЧ как в продольной так и в поперечной плоскости.

**Третий натурный эксперимент.** При проведении третьего натурного эксперимента была использована комбинированная система регистрации параметров СПУ. Комбинированная система регистрации предназначалась для решения следующих задач:

1. Тензометрической регистрации действующих напряжений в элементах металлоконструкции СПУ при действии на них нагрузок, возникающих при старте изделий.

2. Регистрации нагрузок, действующих на домкраты СПУ при старте изделий.

Отличительная особенность третьего натурного эксперимента от предыдущих двух заключалась в том, что впервые в отечественной практике проектирования и испытаний СПУ подобного типа были зарегистрированы *фактические нагрузки*, действующие на домкраты СПУ при старте изделия.

УДК 681.3.06(075.8)

## МОДЕЛИРОВАНИЕ РАССЕИВАНИЯ РЕАКТИВНЫХ СНАРЯДОВ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ

Морозов В.В., Шилин П.Д.

*Тульский государственный университет*

В статье рассмотрена имитационная модель оценки рассеивания реактивных снарядов систем залпового огня. Описана физическая и математическая модели траектории. Проведено исследование технического рассеивания основных образцов РС СЗО и влияние отдельных параметров на него.

Движение снаряда в воздушной среде, а также его действие на различного рода преграды являются сложными комплексами физических явлений и связано со многими разделами математики. Для точного ведения огня необходимо рассмотреть действие очень многих причин на процесс стрельбы, выделить из них главные и отбросить несущественные, чтобы создать его физическую модель.

Точность попадания является одной из важнейших характеристик, поскольку количество средств, необходимых для выполнения боевой задачи, а также эффективность действия комплекса зависят от характеристик рассеивания точек падения снарядов.

Характеристики рассеивания снарядов можно определить расчетным или опытным путем. При проектировании технических систем возможно применение только расчетных методов, причем результаты вычислений являются составной частью экономической оценки системы в целом.

Отклонение точки падения от центра рассеивания вызывается такими причинами, как разброс начальных скоростей снарядов, углов бросания, масс снарядов, температуры окружающей среды и др. Если известны законы распределения случайных величин, обуславливающие рассеивание, и

уравнения движения тела, то с помощью имитационного моделирования, то есть постановки численного эксперимента, можно получить действительные характеристики рассеивания.

При создании математической модели движения снаряда, в целях упрощения принят ряд допущений. Полученные уравнения, составляющие систему полностью описывают движение ЛА на траектории в соответствии с принятой физической моделью. Решение данной системы уравнений осуществлено в визуально-ориентированной среде программирования Borland C++Builder с применением численного метода Эйлера.

На практике теоретическая модель используется для многократного расчета выходных параметров, когда внешние параметры принимают значения в диапазонах их отклонений, причем каждый раз модель рассчитывается («испытывается») при новом случайном сочетании значений внешних возмущающих параметров. Такое «испытание» модели производится N раз, а затем по результатам вычисляется оценка рассеивания. Возмущающие параметры в каждом «испытании» принимают независимые друг от друга случайные значения, вероятность которых описывается соответствующим законом распределения. Вид и параметры закона устанавливаются, исходя из физической природы параметра и статистического обобщения наблюдений за его поведением.

Моделирование основывается на многократном формировании набора случайных величин. Начальные значения случайных параметров для каждого нового «испытания», входящих в правые части уравнений, получаются с помощью датчика случайных чисел, распределенных по нормальному закону.

В работе рассматриваются основные причины, вызывающие рассеивание: скорость схода с направляющей, разброс массы топливного заряда и пассивной стартовой массы, разброс скорости горения внутри партии, погрешность угла пуска и коэффициента формы.

Разработанная блок-схема алгоритма моделирования по существу состоит из программы одного «испытания»: расчета выходных параметров траектории и его элементов при заданных случайных значениях возмущающих параметров. Для реализации имитационной модели написана программа, осуществляющая розыгрыш отклонений исходных параметров по нормальному закону от математического ожидания.

Полученный программный комплекс имитационного моделирования рассеивания реактивных снарядов залпового огня может быть использован для оценки характеристик технического рассеивания широкого спектра снарядов при проведении численных экспериментов и оценке тактико-технических характеристик перспективных комплексов вооружения.

---

## АВТОРЫ СБОРНИКА

Алексеева М.М.  
Алтуни К.В.  
Амирова Л.М.  
Амирханов Е.И.  
Андреева Е.А.  
Аникина В.Д.  
Асташов О.С.  
Афанасьева Е.М.  
Ахматова А.А.  
Ахтырский М.В.  
Ашрапов Б.Р.  
Ашурова А.Х.  
Бабичев А.В.  
Бабук В.А.  
Бакаев В.Н.  
Басова М.В.  
Басова Т.В.  
Бобров А.А.  
Булатов О.Г.  
Бурдейный И.А.  
Бурковецкий К.А.  
Верещагин Н.М.  
Вихрова И.А.  
Галаджун А.А.  
Гарбузов Л.С.  
Голубев С.О.  
Гречушкин И.В.  
Григорьев А.П.  
Грудина А.А.  
Губарев А.Д.  
Гусев А.В.  
Данещик С.В.  
Данилов А.А.  
Дема И.А.  
Демьянов А.А.  
Денисов Н.С.  
Дикусаров О.В.  
Дмитриев Д.К.  
Дороганов С.В.  
Егоров В. В.  
Егорычев В.С.  
Ельцин С.Н.  
Ефремкин О.С.  
Ефремов Н.Ю.  
Ефремова Е.С.  
Жабин Е.В.  
Жарова С.С.

Зайцев М.В.  
Золотарева М.А.  
Зубанов В.М.  
Ивакин С.В.  
Ионов А.В.  
Калутгин П.А.  
Калугина М.С.  
Каськов А.С.  
Каун Ю.В.  
Капуба В.С.  
Керножицкий В.А.  
Киришин А.Ю.  
Киришина А.А.  
Колесов В.И.  
Колосова Т.В.  
Кольчев А.В.  
Кондратюк К.Д.  
Корнеева А.И.  
Костышев В.А.  
Кохтырев А.С.  
Кочетов О.А.  
Кудрявцев С.И.  
Кузнецов В.В.  
Кузьмин Г.Н.  
Куимов Е.С.  
Куркин Е.И.  
Левченко Г.Е.  
Либинштейн Д.А.  
Литвинов М.А.  
Литвинов М.В.  
Лобов В.А.  
Логунов В.В.  
Львов М.В.  
Магсумова А.Ф.  
Мадиярова Г.М.  
Макаренко Р.Ю.  
Максимов А.Д.  
Малышев В.Ю.  
Мантиков Р.Р.  
Матвеев В.А.  
Матхаликов А.Р.  
Машков А.С.  
Мишкурор С.Ф.  
Михайлов К.Н.  
Могущков И.И.  
Морозов В.В.  
Мубаракзянова Д.Д.

Нигмадзянов Р.Ю.  
Новиков И.А.  
Овчинникова Ю.С.  
Павлов Г.И.  
Павлов Я.О.  
Падалка М.А.  
Петрунина Е.С.  
Плохова К.Ф.  
Побелянский А.В.  
Погода А.П.  
Полянин К.С.  
Попелков С.Е.  
Попов Е.Э.  
Преображенская М.А.  
Прохоренко П.А.  
Раснок И.С.  
Ревенко П.Д.  
Ремшев Е.Ю.  
Романенко Р.В.  
Романов В.М.  
Русов В.А.  
Рыбушкин Н.А.  
Рябуха Д.А.  
Рязанова Е.А.  
Савелов В.А.  
Санников В.А.  
Сахапов А.Р.  
Селиверстов С.Д.  
Семенов А.В.  
Сенникова А.Г.  
Сергеев В.В.  
Серебrenицкий П.П.  
Сибатуллина А.С.  
Силаев М.Ю.  
Синицын В.А.  
Сократов С.И.  
Соловейчик М.М.  
Спиридонов Д.В.  
Спирина М.О.  
Старилов П.А.  
Степанов Е.М.  
Суховая Е.А.  
Сунин А.А.  
Тетенькин А.С.  
Тетерин Р.О.  
Тельнов А.К.  
Теляшов Д.А.



Издательство Инфо-Да

Лицензия ИД №04720 от 08.05.2001

Главный редактор Сушков А. В.

Подписано в печать 12.04.2018. Заказ № 673

Формат 60x90 1/16. Гарнитура Times New Roman

Усл. печ. л. 5,9. Бум. кн.-журн.

Репрография. Тираж 120 экз.

**ISBN 978-5-94652-577-0**

**ISBN 978-5-94652-574-9**

Подписано к печати 12.04.2018. Формат бумаги 60x84 1/16.  
Бумага офсетная. Усл. печ. л. 4. Тираж 120 экз. Заказ № 673.  
Балтийский государственный технический университет

Издательство Инфо-да  
191186, Санкт-Петербург, наб. канала Грибоедова 27  
Тел.: (812) 314-72-78

Отпечатано в СКБ БГТУ «Военмех»  
С.-Петербург, 1-я Красноармейская ул., 1