

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



# **МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС**

**Труды X Общероссийской молодежной  
научно-технической конференции**

**Том 1**

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

**Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 49**

---

**Санкт-Петербург  
2018**

УДК 623.46: 629.78  
М75

**M75**

**Молодежь.** Техника. Космос: труды X Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. Т.1/ Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; 2018. – 467 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 49).

ISBN 978-5-907054-31-8

ISBN 978-5-907054-32-5

Представлены статьи и доклады участников X Общероссийской научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос», которая прошла 18 – 20 апреля 2018 года в БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова (Санкт-Петербург).

Рассматриваются вопросы, связанные с разработкой объектов ракетно-космической техники и аэрокосмических технологий, созданием различных систем вооружения, исследованиями в области информационных технологий, а также с историей ракетно-космической техники и вооружения.

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

**УДК 623.46: 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. Чириков*, *А. В. Побелянский*

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

Материалы опубликованы в авторской редакции

Подписано к печати 25.06.2018. Формат бумаги 60×84 1/8.  
Бумага офсетная. Усл.-печ. л. 58.375. Тираж 130 экз. Заказ № 28  
Балтийский государственный технический университет «Военмех»  
Типография ООО «Издательство ИНФО-ДА»  
С.-Петербург, Столярный пер., д. 10/12

ISBN 978-5-907054-31-8  
ISBN 978-5-907054-32-5

© БГТУ «Военмех», 2018  
© Авторы, 2018

## СОДЕРЖАНИЕ

<b>ХРОНОЛОГИЯ ЮБИЛЕЙНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ «МОЛОДЕЖКИ» ВОЕНМЕХА</b>	<b>11</b>
<b>СЕКЦИЯ №1. РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ И АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА</b>	<b>15</b>
<i>В. А. Алтунин, М. Р. Абдуллин, Ю. С. Коханова, М. Л. Яновская</i> РАЗРАБОТКА МЕТОДИК РАСЧЁТА ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗООБРАЗНОМ МЕТАНЕ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ЭНЕРГОУСТАНОВОК И ТЕХНОСИСТЕМ НАЗЕМНОГО, ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ	15
<i>А. Г. Амосов, В. А. Голиков, М. В. Капитонов, М. Ю. Курпиков</i> ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОДВИЖНОСТИ БОЛЬШЕГРУЗНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ	19
<i>А. А. Андрияков</i> ФОРМИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ТРЕБОВАНИЙ, ДЛЯ РАЗРАБОТКИ УНИВЕРСАЛЬНОГО ЭЛЕКТРОННО ОПТИЧЕСКОГО ПРИБОРА ДЛЯ НАНОСПУТНИКА	24
<i>Н. В. Атамасов, А. В. Чернышев</i> УЧЁТ РЕАЛЬНЫХ СВОЙСТВ ГАЗА В МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ КОМПОНЕНТОВ ПНЕВМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ	29
<i>М. В. Ахтырский, В. А. Бабук, С. Ю. Нарыжный, В. В. Фоменко</i> УСКОРЕНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ПАСТООБРАЗНОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА	35
<i>И. Ф. Бикеев, А. Э. Султанов</i> АНАЛИЗ УСЛОВИЙ ВОЗБУЖДЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ РАКЕТНОГО БЛОКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ РАКЕТОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЕ СПАСЕНИЯ СТУПЕНИ	39
<i>А. М. Богатырев, Д. Г. Грачев, Е. В. Устюгов</i> АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НАНОСПУТНИКОВ ПОДВИЖНОГО ТИПА	45
<i>А. А. Бондарчук, А. В. Бадьин</i> ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ТРАНСПИРАЦИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ В ЖРД	49
<i>М. Ю. Буксар, В. А. Евстафьев, В. Ю. Серебrenников</i> РАЗРАБОТКА И ПРОВЕРОЧНЫЙ РАСЧЕТ КОНСТРУКЦИИ МЕХАНИЗМА РАЗВОРОТА БЛОКА БАЛЛАСТНОЙ НАГРУЗКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	54
<i>В. Ш. Вахитов</i> МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ПРОТИВОПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ НА ПОДВОДНОЙ ЛОДКЕ	59
<i>К. Ю. Десюкевич, В. В. Шипунов</i> РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ И ДАТЧИКА ИЗМЕРЕНИЯ ДЕФОРМАЦИЙ ПРОВОЛОЧНОЙ ОСНОВЫ МАТЕРИАЛА МР ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА РАЗРЫВ	62
<i>С. А. Дорогов, М. Ю. Мордвинцев</i> ДЕТОНАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ	65
<i>А. А. Дмитриева</i> К ВОЗМОЖНОСТИ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБОСНОВАНИЯ МНОГОКРАТНОГО ЗАПУСКА ЭЛЕМЕНТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ	69
<i>Ю. В. Ермолаева, Ю. В. Анискевич</i> ПРИМЕНЕНИЕ МОДЕЛИ ДАРСИ К РАСЧЕТУ ПОРИСТОГО ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖРД	74

<b>С. А. Ерохин</b> РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НАУЧНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ	80
<b>С. А. Замасковцев, О. Л. Прусова</b> КАВИТАЦИЯ ПРИ УЛЬТРАЗВУКОВОЙ ОЧИСТКЕ	83
<b>Н. В. Иванов</b> ПРИМЕНИМОСТЬ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS CFX ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	86
<b>А. М. Комиссарчук, Г. А. Акимов</b> АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ЯВЛЕНИЯ ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	92
<b>Д. А. Крючкова</b> СОВРЕМЕННЫЕ ПРОЕКТЫ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ	97
<b>И. В. Матвеев, С. П. Вовченко, В. Е. Патраев</b> МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ	100
<b>М. Н. Мужикова, Т. М. Сахимов</b> ПРОЕКТЫ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА	104
<b>Е. А. Нарушева</b> ИССЛЕДОВАНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА ДЛЯ КВАДРОКОПТЕРА	107
<b>А. Ю. Петрова, И. Н. Титух</b> РАЗРАБОТКА УПРОЩЕННЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ОРИЕНТИРУЮЩИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	111
<b>Е. А. Пешикова, О. Л. Прусова</b> СПОСОБЫ ГАЗИФИКАЦИИ ЖИДКОСТИ	113
<b>Э. И. Погоня, Н. А. Брыков</b> МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭНЕРГОПОДВОДА В СОПЛОВЫЕ ТЕЧЕНИЯ	115
<b>А. Ю. Попов, Ю. В. Анискевич</b> САЖЕОБРАЗОВАНИЕ В КИСЛОРОДНО-КЕРОСИНОВОМ ВГГ ЖРД	119
<b>А. О. Розылко</b> КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ ФЕРМЕННОГО ОТСЕКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С НАДДУТЫМИ ПОЛЫМИ СТЕРЖНЯМИ	122
<b>Д. А. Смирнов, С. Н. Ельцин, М. М. Степанов</b> ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПОРАЖЕНИЯ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ ОСКОЛОЧНО-ФУГАСНОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ БОЕВОЙ ЧАСТЬЮ.	126
<b>С. С. Толстогозов</b> КВАЗИОДНОМЕРНАЯ МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА С МАССО- И ЭНЕРГОПОДВОДОМ В ТРАКТЕ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ	132

<i>Ю. Д. Трушников, Н. А. Брыков</i> МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРЕННЕЙ ГАЗОДИНАМИКИ РДТТ С РАЗЛИЧНОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ ОСНОВНОГО КАНАЛА ЗАРЯДА	136
<i>А. Ю. Усс</i> РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И МЕТОДА РАСЧЕТА РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ ГАЗА ВИХРЕВОГО ТИПА	139
<i>А. А. Черення, В. В. Бутко, М. Н. Охочинский</i> МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СОПЛА ПЕРЕМЕННОЙ СТЕПЕНИ РАСШИРЕНИЯ	146
<i>П. С. Чернышов</i> МОДЕЛИРОВАНИЕ ИМПУЛЬСНЫХ СТРУЙ ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩИМИ МЕТОДАМИ	153
<i>А. Г. Черняев</i> БОРТОВАЯ СИСТЕМА СБОРА ДАННЫХ И УПРАВЛЕНИЯ МОДЕЛЬЮ РАКЕТЫ	155
<i>Е. А. Шангина, Ю. В. Максимов, В. Е. Патраев</i> УТОЧНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ, В КОТОРОЙ ПРИМЕНЯЮТСЯ ЛЕТНЫЕ ПАРТИИ ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЙ, ПРОШЕДШИЕ ВЫБОРОЧНЫЕ ИСПЫТАНИЯ НА ДОЗОВЫЕ ЭФФЕКТЫ	164
<i>А. А. Шибаева</i> ОБЗОР ВОЗМОЖНОСТИ СТАРТА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ С БОЛЬШОЙ ГЛУБИНЫ	167
<i>М. В. Шиврин</i> ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЁХСЛОЙНЫХ СТЕКЛОПЛАСТИКОВЫХ С ПЕНОПЛАСТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК ПРИ ЛОКАЛЬНОМ НАГРУЖЕНИИ ЧЕРЕЗ ШПАНГУТ	171
<i>О. Я. Яковлев, В. И. Ермолаев</i> МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВУХРЕЖИМНОГО СПОСОБА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ	176
<i>М. Я. Яковлев, В. И. Ермолаев</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ РОТОРНОГО МАГНИТОПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ	180
<b>СЕКЦИЯ №2. СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ</b>	<b>184</b>
<i>В. Д. Аникина</i> КОНСТРУКЦИЯ МНОГОХОДОВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО РЕАКТОРА	184
<i>Е. М. Афанасьева, В. М. Романов, М. М. Соловейчик, Г. Е. Чернов</i> ПЛАЗМЕННЫЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ VASIMR	186
<i>И. А. Бурдейный</i> ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА РУЛЕНИЯ ВС	188
<i>А. А. Бобров, А.Ю. Усачёва, А.В. Побелянский</i> АНАЛИЗ МИКРОСТРУКТУРЫ ОБРАЗЦА, ВЫПОЛНЕННОГО МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ	191
<i>Н. М. Верещагин</i> РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ПАРОГАЗОТУРБИНОЙ УСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ ТРЕХКОМПОНЕНТНОГО ПАРОГАЗОГЕНЕРАТОРА	197

<b>И. А. Вихрова</b> ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ХИМИЧЕСКИ РЕАГИРУЮЩИХ ТЕЧЕНИЙ В ЭЛЕМЕНТАХ ТЕПЛООБМЕННИКА	201
<b>Л. С. Гарбузов</b> ТЕПЛОЗАЩИТА ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	204
<b>А. Д. Губарев, С. В. Ивакин</b> НАДЕЖНОСТЬ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ	209
<b>А. В. Егоров, В. А. Зорин</b> ПРИМЕНЕНИЕ OFDM СИГНАЛОВ РАДИОКАНАЛА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ РОБОТИЗИРОВАННЫМ КОМПЛЕКСОМ	211
<b>Г. Г. Задыкян, Р. С. Корсмик, С. А. Шальнова</b> ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ И ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ НАПЛАВЛЕННЫХ СЛОЕВ ИЗ ПОРОШКА СПЛАВА ЖС32, ПОЛУЧЕННЫЕ МЕТОДОМ ЛАЗЕРНОЙ НАПЛАВКИ	215
<b>Я. В. Каминский, А. А. Левихин.</b> РАЗРАБОТКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖРД МАЛОЙ ТЯГИ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ	218
<b>Ю. В. Каун</b> ГАЗОДИНАМИКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТУИ И ПОТОКОВ С ПРЕГРАДОЙ	222
<b>В. А. Керножицкий, К. С. Полянин, М. В. Нартов</b> СРЕДСТВА ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА	224
<b>А. А. Киришина, А. Ю. Киришин, К. Н. Михайлов</b> СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА КОРРОЗИОННОЙ СТОЙКОСТИ ПОРОШКОВЫХ И ЛИТЕЙНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ В МОРСКОЙ АТМОСФЕРЕ	228
<b>А. В. Кононистов</b> ПРИМЕНЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВИБРОПРИВОДОВ С УПРАВЛЯЕМЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ВИБРАЦИОННЫХ ПОЛЕЙ В СТЕНДАХ ДЛЯ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ УЗЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	231
<b>Е. А. Костенков</b> СУХАЯ ОБРАБОТКА И ОБРАБОТКА С МИНИМАЛЬНЫМ РАСХОДОМ СОЖ	236
<b>В. А. Костышев., А. Х. Ашурова</b> КИНЕМАТИКА И ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПРОЦЕССА РАСКАТКИ ТОНКОСТЕННОГО БЕСШОВНОГО ПРОФИЛЬНОГО КОЛЬЦА ТИПА «ПОЛУТОР»	239
<b>А. Д. Максимов., Т. А. Чубенко., В. М. Зубанов</b> ВЛИЯНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ НА ВЕЛИЧИНУ ТЯГИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО КОРМОВОГО ДИФFUЗОРА	241
<b>А. Д. Максимов., Т. А. Чубенко., В. М. Зубанов</b> МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	247

<b>В. А. Матвеев, В. Ю. Малышев, С. И. Сократов, П. А. Калугин</b> СОВРЕМЕННЫЕ ПОДХОДЫ К ТРАНСПОРТИРОВКЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПРИ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ	251
<b>С. Ф. Мишкурин</b> АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ ВО ВНУТРЕННЕМ ОБЪЕМЕ ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	255
<b>К. Э. Мурзина, В. А. Савелов</b> ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БЫСТРОПРОТЕКАЮЩИХ ПРОЦЕССОВ С ТЕПЛОВЫДЕЛЕНИЕМ	259
<b>Ю. С. Овчинникова, А. П. Григорьев</b> СОВРЕМЕННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТРЕНАЖЕРЫ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ. ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ	263
<b>Е. С. Петрунина, А. А. Ахматова, Д. Д. Мубаракзянова, А. Ф. Магсумова</b> РАЗРАБОТКА СВЯЗУЮЩЕГО В ВИДЕ ПЛЕНКИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ПРИМЕНЯЕМЫХ В АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ	267
<b>К. Ф. Плохова</b> ПРОЧНОСТНОЙ РАСЧЕТ ЭКСЦЕНТРИКО-ЦИКЛОИДАЛЬНОГО ЗАЦЕПЛЕНИЯ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ	269
<b>И. С. Раснюк, Е. И. Амирханов, В. В. Лозунов, И. А. Новиков</b> ПРИМЕНЕНИЕ ФТОР ОРГАНИЧЕСКИХ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ СИЛЬФОННЫХ КОМПЕНСАТОРОВ ПРИ РАЗНЫХ РЕЖИМАХ НАГРУЖЕНИЯ	273
<b>А. Р. Саханов, В. А. Санников</b> КОМПЬЮТЕРНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ АНАЛИЗА НДС ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ	278
<b>А. Г. Сенникова</b> МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СООРУЖЕНИЙ	282
<b>Р. О. Тетерин, А. А. Галаджун, А. И. Мустейкис, С. С. Чувашов</b> ТЕХНОЛОГИИ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА В АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ	285
<b>Д. А. Федотов, К. Г. Скворцов</b> ФОРМИРОВАНИЕ ОТВЕРСТИЙ И РЕЗЬБЫ ВЫСОКОГО КАЧЕСТВА В КОМПОЗИЦИОННОМ МАТЕРИАЛЕ МЕТОДОМ ПРОКАЛЫВАНИЯ	290
<b>С. В. Черкасский, П. Ю. Турапов, В. М. Шульга</b> РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ТЕХНОЛОГИИ ВЕСОВОГО ДОЗИРОВАНИЯ ДЛЯ ЗАПРАВКИ БАКОВ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ КОМПОНЕНТАМИ ТОПЛИВА	296
<b>С. С. Чувашов, А. А. Галаджун, А. И. Мустейкис, Р. О. Тетерин, К. Н. Михайлов</b> ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В УЗЛАХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	302
<b>М. О. Чуковенкова, В. А. Санников</b> АНАЛИЗ ДИНАМИКИ БУРОВОЙ ТЕХНИКИ МЕТОДОМ УМЕНЬШЕНИЯ РАЗМЕРНОСТИ ЗАДАЧИ	305

<b>СЕКЦИЯ №3. СИСТЕМЫ ОРУЖИЯ И ВОЕННАЯ ТЕХНИКА</b>	<b>309</b>
<i>М. М. Алексеева, М. С. Яковчук</i> ЧИСЛЕННОМОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ УПРАВЛЯЕМОГО СНАРЯДА	309
<i>К. В. Алтуний, Е. С. Куимов</i> ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСА И НАДЁЖНОСТИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ	313
<i>Е. А. Андреева и Г. Е. Левченко</i> ЗАЩИЩЕННОСТЬ СПЕЦИАЛЬНЫХ МАШИН ОТ ПОРАЖАЮЩИХ ФАКТОРОВ	319
<i>Т. В. Басова, М. В. Басова</i> АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОГРАММИРОВАНИЕ СТАНКОВ С ЧПУ С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМЫ SIEMENS NX ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ СПЕЦИАЛЬНОГО И ОБЩЕГО МАШИНОСТРОЕНИЯ	322
<i>А. А. Баукина, Е. П. Фомин</i> ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ПРОТИВОТОРПЕДНОЙ ЗАЩИТЫ	325
<i>Д. П. Белошова, В. В. Егоров, Е. Д. Чугуева</i> АНАЛИТИЧЕСКИЕ ЗАВИСИМОСТИ ДЛЯ РАСЧЕТА МОМЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ИЗГИБУ СЕЧЕНИЯ ВЕДУЩЕЙ ЧАСТИ АРТИЛЛЕРИЙСКОГО СТВОЛА	332
<i>Н. Н. Бурькин, Г. А. Калачёв, В. И. Блоцкий, К. В. Степанов</i> ПРИМЕНЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДА КОЛИЧЕСТВЕННОЙ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЁЖНОСТИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ПРОВЕДЕНИЯ ГОСУДАРСТВЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ АРКТИЧЕСКИХ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ТЫЛА	334
<i>А. А. Демьянов, В. Н. Бакаев, П. А. Шевченко</i> ПЕРСПЕКТИВНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОНОМНОСТИ ПОЛЕВЫХ ЛАГЕРЕЙ ВС РФ	341
<i>Н. С. Денисов, А. А. Данилов, С. Н. Казиев</i> ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ РАЗМЕЩЕНИЯ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ НА МОДУЛЬНОЙ УНИВЕРСАЛЬНОЙ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКЕ	345
<i>В. В. Ермакович, М. Д. Леонов</i> КОМПЛЕКС ДАЛЬНЕГО МОРСКОГО ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ НА БАЗЕ РАКЕТНОЙ СИСТЕМЫ МОБИЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ	349
<i>Е. В. Жабин, О. А. Кочетов, О. Г. Булатов</i> ЭВАКУАЦИЯ ПОВРЕЖДЁННЫХ ОРУЖИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ В БОЕВЫХ УСЛОВИЯХ НА ЭТАПЕ ИССЛЕДОВАНИЙ И ОБОСНОВАНИЯ РАЗРАБОТКИ СООТВЕТСТВУЮЩИХ ОБРАЗЦОВ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ	354
<i>Д. Н. Журавлева, Д. В. Молдованов</i> СТРУКТУРНО-БЛОЧНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВИБРОНАГРУЖЕННОСТИ ПОДВЕСКИ БОЕВОЙ МАШИНЫ В СИСТЕМЕ MATLAB/ SIMULINK	357
<i>Д. Н. Журавлева, П. В. Водлазко</i>	



РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ДОЛГОВЕЧНОСТИ ВЫБРАСЫВАТЕЛЕЙ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ОРУДИЙ	361
<i>В. Ф. Захаренков, А. А. Грудина</i> ОЦЕНКА РАССЕЙВАНИЯ НАЧАЛЬНОЙ СКОРОСТИ 57-ММ СНАРЯДОВ И ЕГО ВЛИЯНИЯ НА ТОЧНОСТЬ ПОПАДАНИЯ В ПОДВИЖНУЮ ЦЕЛЬ	365
<i>Г. А. Калачёв, Б. С. Квашин, Н. Н. Бурькин</i> АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ СРЕДСТВ ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ И ЗАПРАВКИ ВВТ ГОРЮЧИМ ДЛЯ УСЛОВИЙ АРКТИКИ	372
<i>В. С. Кацуба</i> ТВОРЧЕСКИЕ ДОСТИЖЕНИЯ КОНСТРУКТОРА А.А.РИХТЕРА В СОЗДАНИИ 23-ММ АВИАЦИОННОЙ ПУШКИ Р-23	377
<i>В. И. Колесов, И. В. Гречушкин</i> ПРИМЕНЕНИЕ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ УЧЁТЕ ИЗДЕЛИЙ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ	381
<i>Д. Д. Коробов, Д. В. Нилова, С. К. Петров, Т. Н. Патрушева</i> РАЗРАБОТКА МЕТОДА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЛИТИЙ-ЖЕЛЕЗО-ФОСФОРНОГО АККУМУЛЯТОРА ДЛЯ ВОЕННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	385
<i>С. И. Кудрявцев, И. И. Мозушков, К. Д. Кондратюк</i> ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЗВЕНЬЕВ МЕХАНИЗМОВ ПЕРЕЗАРЯЖАНИЯ ПУЛЕМЁТА С КОРОТКИМ ОТКАТОМ СТВОЛА И ПОРШНЕВЫМ ЗАТВОРОМ	387
<i>В. В. Кузнецов, И. В. Гречушкин, А. В. Федосеев</i> ПОВТОРНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ГИЛЬЗ В ВОЕННОЕ ВРЕМЯ	390
<i>А. В. Кулешова, Н. И. Нестеров</i> СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МАТРИЦЫ ОБЖИМА ПУЛЬНОЙ ОБОЛОЧКИ	393
<i>В. А. Лобов, С. Е. Попелков</i> АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОИЗВОДСТВА ГИЛЬЗ КЛБ. 57 ММ НА ОСНОВЕ ШИБЕРНОЙ ПОДАЧИ	396
<i>Р. Ю. Макаренко, А. А. Суинёв</i> ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МЕТОДА ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖИТЕЛЯ МНОГОЦЕЛЕВЫХ КОЛЁСНЫХ МАШИН	402
<i>Д. В. Молдованов</i> ЗАКОН ПОРАЖЕНИЯ ЦЕЛИ ПРИ СТРЕЛЬБЕ УДАРНЫМИ СНАРЯДАМИ – «ПРОЕКТ ТАНК АРМАТА Т-14».	404
<i>В. В. Морозов., П. Д. Шилин</i> ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ РАССЕЙВАНИЯ СНАРЯДОВ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ	406
<i>Ю. С. Опара, А. А. Лебедев, Ю. И. Матвеев.</i> ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ПИЛОТИРОВАНИИ ВЕРТОЛЕТА С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ.	411
<i>Я. О. Павлов, С. С. Жарова</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ ГАЗООТВОДЯЩЕЙ РЕШЕТКИ	413

<b>П. А. Прохоренко, М. А. Тюленева</b> ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ИНТЕРЕСАХ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ	418
<b>Р. В. Романенко</b> БОРТОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННО - УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ ВОЕННО – ГУСЕНИЧНЫХ МАШИН	423
<b>В. А. Русов, С. В. Дороганов</b> ВЫСОКОЧАСТОТНЫЕ МОДУЛЯТОРЫ НА КРИСТАЛЛАХ КТР ДЛЯ ЛАЗЕРОВ БЛИЖНЕГО И СРЕДНЕГО ИК-ДИАПАЗОНОВ СПЕКТРА АВИАЦИОННЫХ ОПТИКО-ЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ	429
<b>Д. А. Рябуха, А. В. Гусев</b> СИСТЕМЫ ГОРИЗОНТИРОВАНИЯ	431
<b>Н. Ю. Гардубей, Д. В. Сизько, Д. В. Мезенцев</b> ПРИМЕНЕНИЕ РОБОТИЗИРОВАННЫХ КОМПЛЕКСОВ ДЛЯ ДОСТАВКИ НЕОБХОДИМЫХ РЕСУРСОВ НА БОЕВЫЕ ПОЗИЦИИ	435
<b>Е. А. Суховая, Д. А. Теляшов, Г. И. Павлов, П. В. Накоряков</b> ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ ВЫХЛОПА ДВС МАЛОЙ МОЩНОСТИ БПЛА	439
<b>А. А. Сушинёв., Р. Ю. Макаренко</b> ВЛИЯНИЕ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ШИНАХ В МНОГОЦЕЛЕВЫХ КОЛЁСНЫХ МАШИНАХ НА ИХ ТЯГОВО-СЦЕПНЫЕ СВОЙСТВА И ПРОХОДИМОСТЬ ПО ГРУНТАМ СОСЛАБОЙ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТЬЮ	443
<b>А. С. Тетенькин, П. П. Серебrenицкий</b> ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ВОССТАНОВЛЕНИЯ КАНАЛА СТВОЛА АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ОРУДИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ	445
<b>О. О. Цепaeв, В. В. Корзо, Д. Ю. Фадеев</b> СОВРЕМЕННЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СТВОЛОВ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СИСТЕМ	449
<b>Е. Н. Черкасов, В. А. Якушев</b> ПРИМЕНЕНИЕ МОБИЛЬНЫХ СРЕДСТВ ДЛЯ КОМПЛЕКСНОЙ РАЗВЕДКИ ОБЪЕКТОВ ТРАНСПОРТНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ В ОСОБЫХ УСЛОВИЯХ	454
<b>Н. С. Чулков</b> ТОПЛИВНЫЕ ЗАРЯДЫ ГАЗОГЕНЕРАТОРА РПД ДЛЯ УПРАВЛЯЕМОГО АРТИЛЛЕРИЙСКОГО СНАРЯДА С ПРОГРАММНЫМ РЕГУЛИРОВАНИЕМ РАСХОДА	458
<b>П. А. Шерин</b> НАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ САМОХОДНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ	461
АВТОРЫ СБОРНИКА	466

## ХРОНОЛОГИЯ ЮБИЛЕЙНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ «МОЛОДЕЖКИ» ВОЕНМЕХА – ЮБИЛЕЙНАЯ

---

**В Военмехе состоялась юбилейная – десятая Общероссийская научно-техническая конференция «Молодежь. Техника. Космос». Самое время подвести ее итоги.**

С 18 по 20 апреля 2018 г. в Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова прошла X Общероссийская молодежная научно-техническая конференция «Молодежь. Техника. Космос». Можно было бы сказать – конференция прошла, как обычно, успешно, но этого, как нам кажется, недостаточно. Особый статус этому научному мероприятию придал его юбилейный характер, и это – не просто слова.



Начиная с 2009 г., в апреле (или в мае, как позволяли обстоятельства) ежегодно в Военмехе собираются посланцы ведущих аэрокосмических вузов и проектных предприятий нашей страны. Практика показывает, что среднее число участников, подававших обычно свои заявки, составляет немногим более 150 человек, и это действительно немало. Непосредственно на заседаниях секций обычно заслушивалось около 100 докладов и сообщений. По такому поводу наша газета традиционно писала, что цифры «в очередной раз подтверждают не угасающий интерес молодежи к научной и научно-технической работе». В этом году общая картина несколько изменилась.



На момент открытия конференции было подано более 500 заявок на участие, причем в адрес Оргкомитета пришло около 400 тезисов будущих докладов. Вероятно, свою роль сыграло то, что конференция позиционировалась именно как юбилейная. А, возможно, и то, что посвящена она была памяти Георгия Михайловича Гречко, летчика-космонавта, дважды Героя Советского Союза,

выпускника Военмеха и почетного доктора БГТУ. Человека невероятного обаяния, который неоднократно участвовал в предыдущих конференциях, охотно выступая перед молодыми коллегами. Прошел год после его ухода из жизни, и организаторы посчитали своим долгом отдать дань уважения выдающемуся военмеховцу.

Как бы то ни было, члены Оргкомитета оказались перед необходимостью внимательного отбора будущих докладчиков. Как итог – на заседаниях девяти секций юбилейной конференции было заслушано почти 300 выступающих, кстати, получивших после обсуждения их сообщений право на публикацию полноценной научной статьи в сборнике трудов конференции.

На X конференцию снова, как и в предыдущие годы, приехали представители вузов и проектных организаций Москвы, Королева, Самары, Казани, Омска, Железногорска, Владимира, активно выступали петербургские участники из ведущих городских вузов и конструкторских бюро: ВКА им. А. Ф. Можайского, ВА МТО им. генерала армии А. В. Хрулева, ГУГА, ИТМО, Горного университета, ОАО «КБСМ», ГОЗ «Обуховский завод», СЗРЦ Концерна ВКО «Алмаз – Антей».

Организаторы конференции, следуя устоявшейся традиции, провели первое пленарное заседание в формате «научной школы для молодежи». В начале первой части пленарного заседания, которое проходило в переполненном Актовом зале университета, участников конференции приветствовали ректор профессор К. М. Иванов, первый проректор профессор В. А. Бородавкин и председатель Комитета по молодежной политике и взаимодействию с общественными организациями Санкт-Петербурга Р. Ю. Абдулина. Перед собравшимися выступили летчик-космонавт, Герой России А. И. Борисенко; Герой России А. В. Зажигаев; депутат Законодательного собрания Санкт-Петербурга, доктор технических наук, выпускник Военмеха Б. П. Ивченко; вице-президент Федерации космонавтики России О. П. Мухин; научный руководитель Юношеского клуба космонавтики им. Г.С. Титова В. Ф. Жуковский.

Затем с творческим докладом о жизни и деятельности летчика-космонавта Г. М. Гречко выступили студенты Военмеха В. Аникина и С. Дорогов. На основе книги воспоминаний Г. М. Гречко «Космонавт № 34. От лучины до пришельцев» им удалось представить театрализованное, содержательное, эмоционально наполненное выступление, которое было встречено аплодисментами участников пленарного заседания.



Творческий доклад о жизни и деятельности летчика-космонавта Г. М. Гречко выступили студенты Военмеха В. Аникина и С. Дорогов

К собравшимся обратилась Людмила Кирилловна Гречко, супруга Георгия Михайловича, которая поделилась воспоминаниями о нем. Специалист в области космической медицины, она рассказала о деятельности Г. М. Гречко как космонавта-оператора, о его вкладе в научное познание космоса. Затем при участии Л. К. Гречко состоялось первое вручение стипендии имени прославленного космонавта, учрежденной университетом совместно председателем правления инвестиционной компании

«Евроинвест» А. В. Березиным, который является выпускником Военмеха. Первыми обладателями стипендии им. Г. М. Гречко стали 15 человек – студенты и аспиранты, проявившие себя в научном и техническом творчестве.



Вручение стипендии им. Г. М. Гречко

Воспоминаниями о космонавте-военмеховце поделились его друзья и коллеги – научный руководитель СКБ университета А. С. Массарский и профессор А. В. Веселов. Они рассказали о большой совместной работе, которая связала их с Г. М. Гречко, о достижениях Георгия Михайловича как ученого и о его умении дружить. А в заключение первой части пленарного заседания несколько любимых мелодий космонавта исполнил заслуженный артист России О. Н. Кувайцев (саксофон).

После небольшого перерыва пленарное заседание продолжилось несколькими содержательными научными докладами, которые представили: председатель Секции истории космонавтики и ракетной техники Федерации космонавтики В. Н. Куприянов, представители Концерна ВКО «Алмаз – Антей» А. П. Коновальчик и М. В. Малышевский, заведующий лабораторией АО «КБСМ» Д. А. Федоров. Выпускник Военмеха Ю. А. Тахтаев, старший пилот-техник телеуправляемых подводных аппаратов (ООО «Фертоинг»), рассказал о практике использования ТПА на шельфе.

В третьей части пленарного заседания о кадровых проблемах ракетно-космической отрасли говорили Ю. А. Иванова, начальник управления по работе с персоналом РКК «Энергия» им. С. П. Королева, и студенты-военмеховцы. Так, первокурсник В. Е. Иванов рассказал о проводимой в нашей стране специализированной «Воздушно-инженерной школе» и об участии в ее работе студентов младших курсов университета. А развернутое сообщение о деятельности молодежной организации СЗМОО Федерации космонавтики России представила студентка М. П. Щербакова. О сотрудничестве Военмеха и Музея истории подводных сил России им. А. И. Маринеско рассказывали директор музея А. П. Тарапон и его заместитель В. В. Бобрус, вручившие награды за наиболее активное участие в работе по военно-патриотическому воспитанию молодежи сотрудникам и студентам Военмеха.

Даже простое перечисление выступавших и тематики их сообщений показывает, что молодые участники конференции получили самую разнообразную информацию, которая, несомненно, поможет им в их профессиональной деятельности, а студентам и аспирантам – в учебной работе.

Отдельно следует упомянуть о «Лекториуме» – встрече школьников старших классов с летчиком-космонавтом А. И. Борисенко и представителям юношеских клубов космонавтики нашего города В. Ф. Жуковским и Н.А. Поповым, которая прошла 18 апреля 2018 г. в рамках конференции (организатор – директор Центра организации приема Военмеха А. М. Кузьмин). Общение оказалось настолько интересным для школьников, что проведение таких «Лекториумов», несомненно, войдет в регулярную практику деятельности Военмеха по привлечению юных талантов в науку.

Еще раз подчеркнем – программа секционных заседаний конференции также была традиционно насыщенной: среди докладов присутствовали как работы, выполненные студентами и аспирантами вузов, так и вполне законченные научные исследования молодых работников промышленных

организаций. Напомним, что основными научно-техническими направлениями конференции были: ракетно-космическая и авиационная техника, современные технологии в авиа- и ракетостроении, системы вооружения и военная техника, системы управления и информационные технологии, радиотехника и схемотехника, робототехника и мехатроника, логистика, а также экономика и история ракетно-космической техники и вооружения.

Организаторы – опять же по традиции – столкнулись с достаточно тяжелой задачей: выбрать среди этих выступлений, почти каждое из которых было достойно поощрения, самые лучшие. В результате из почти 300 заслушанных докладов Оргкомитет отметил около полусотни – были присуждены дипломы за лучшие доклады по секциям, за актуальность, за качественную проработку. Многие призы представили проекты, действительно находящиеся в стадии внедрения. Стоит отдельно отметить доклад «Центр связи с космическими аппаратами Юношеского клуба космонавтики. Подбор и настройка программного обеспечения», который сделал Алексей Слоква, школьник, представлявший ЮКК им. Г. С. Титова. В данном случае третья премия по секции информационных технологий была присуждена без всяких скидок на юный возраст.

Главный приз конференции, Молодежная премия БГТУ «Военмех. Шаг в науку», отправился в МГТУ им. Н. Э. Баумана – его получил Александр Усс за доклад «Разработка вихревого регулятора давления газа», который представляет собой самостоятельно выполненную и законченную научно-исследовательскую работу.



Главный приз конференции, Молодежная премия БГТУ «Военмех. Шаг в науку»

Дипломы и памятные подарки победителям и призерам конкурса докладов были вручены 20 апреля 2018 г. в музее Военмеха. А перед этим в галерее выдающихся выпускников университета состоялось открытие портрета лауреата Государственной премии СССР, конструктора ракетных комплексов Г. Н. Никулина, мероприятие, на котором присутствовали все призы конференции. В церемонии открытия приняли участие ректор К. М. Иванов, первый проректор В. А. Бородавкин, доктор технических наук А. М. Воробьев (АО «КБСМ»), долгие годы работавший с Г. Н. Никулиным, его институтский товарищ профессор В. А. Зазимко.

Конференция «Молодежь. Техника. Космос» отметила свое десятилетие. Насколько можно понять по настрою ее организаторов (в этот раз, помимо других сотрудников, прекрасно отработали А. В. Побелянский и В. А. Толстая), и в ближайшие годы Военмех каждую весну ждет встреча с молодыми учеными, специалистами, конструкторами и разработчиками новой техники. Не будем оригинальными и закончим наш обзор совершенно традиционно: через год состоится очередная конференция «Молодежь. Техника. Космос», и Военмех снова приглашает всех желающих принять в ней участие.

**Александр ОРЛОВСКИЙ**

УДК 629.735.33.01

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИК РАСЧЁТА ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗООБРАЗНОМ  
МЕТАНЕ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ЭНЕРГОУСТАНОВОК И  
ТЕХНОСИСТЕМ НАЗЕМНОГО, ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И  
КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ**

*В. А. Алтунин, М. Р. Абдуллин, Ю. С. Коханова, М. Л. Яновская\**

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

*\*Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ) им. П.И. Баранова*

Известно, что ещё К.Э. Циолковский обращал внимание на возможность применения различных топлив для космических ракет, в том числе и жидких углеводородных горючих, а также «болотного газа», т.е. природного газообразного метана [1].

Известно, что запасов нефти в нашей стране осталось на 50 лет, а природного газа – на 200 лет. Именно поэтому Правительством РФ было принято решение (до 2025 года) о постепенном переводе двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования на газообразные углеводородные горючие и охладители [2-17].

В 90-е годы [2-13] практически по инициативе конструкторов и инженеров были закончены экспериментальные исследования возможности использования сжиженного природного газа метана (СПГ) на самолётах, где в качестве экспериментального образца использовался самолёт «Ту-154» с различными новыми двигателями и системами (эти модификации были названы «Ту-155» и «Ту-156»). Самолёт «Ту-156» после более 100 успешных полётов показал возможность использования вместо керосина марки ТС-1 нового топлива – СПГ, о чём было доложено Правительству РФ. Но для серийного запуска нового отечественного самолёта у Правительства тогда не нашлось 12,5 млн. долл.

Более 10 лет в Республике Татарстан (РТ) реализуется пилотный проект по переводу дизельных базовых автомобильных и вспомогательных поршневых двигателей («КамАЗ») и судовых (река – море) поршневых и газотурбинных (ГТД) двигателей на газообразное топливо. Авиационные ГТД марки «НК» (НК-16СТ, НК-18СТ и др.) уже давно переведены на газообразное топливо и широко применяются ГАЗПРОМом на станциях газоперекачки [14-17].

В наши дни создаются новые проекты самолётов, вертолётов и беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) с двигателями на природном метане. Большую роль сыграл метан и в ракетно-космической науке и технике [1, 5-17]. Уже много лет осуществляется совместный проект России и Индии по созданию космических ракет «Рикша», «Рикша-1» и «Рикша-2» с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) и ЖРД многократного использования (ЖРДМИ) на СПГ.

РОСКОСМОС планирует начать разработку нового ракетного двигателя на природном газе в ближайшее время. Финансирование соответствующей разработки заложено в проекте Федеральной космической программы на 2016–2025 годы (ФКП).

В ЦСКБ «Прогресс» считали, что использование двигателей на СПГ позволит обеспечить относительно низкую стоимость пуска – в 1,5-2 раза ниже, чем на керосиновых двигателях, высокую экологичность, более высокие удельные характеристики, единый тип двигателя и топлива «СПГ + жидкий кислород», что значительно упростит наземную инфраструктуру.

Главный конструктор НПО «Энергомаш» Владимир Чванов в своих докладах [11] утверждал, что с конструктивной точки зрения метан привлекателен при создании многократных носителей: чтобы освободить полости двигателя, нужно только пройти цикл испарения, т.е. двигатель легче освобождается от остатков продуктов; за счёт этого метановое топливо более приемлемо с точки зрения создания двигателя многократного использования и летательного аппарата многократного применения; в то же время удельный импульс у двигателя на СПГ высокий, но это преимущество нивелируется тем, что у метанового топлива меньшая плотность, поэтому в сумме получается незначительное энергетическое преимущество.

В ряде других аэрокосмических КБ и НИИ РФ также проведены экспериментальные исследования на существующих, модернизированных и новых ЖРД и ЖРДМИ, в которых использовался СПГ. Метановый двигатель упоминают применительно к полётам на Марс: считается, что марсианскую ракету есть смысл комплектовать метановым двигателем, так как метан можно синтезировать из воды и двуокиси углерода из атмосферы Марса.

Однако тепловые процессы в природном метане (в сжиженном и газообразном состояниях) исследованы и изучены не в полном объёме. Для расширения знаний об особенностях тепловых процессов в газообразном метане были созданы экспериментальные установки и рабочие участки по естественной и вынужденной конвекции газообразного метана. Проведенные экспериментальные исследования в условиях естественной и вынужденной конвекции газообразного метана при различных давлениях, температурах и массовых скоростях прокачки позволили получить новые результаты влияния давления и плотности теплового потока на увеличение коэффициента теплоотдачи к газообразному метану. Установлено, что при температуре более 800К на нагреваемых поверхностях канала образуется углеродистый осадок ( $\delta_{oc}$ ) светло-серого цвета и очень рыхлой структуры. На основе проведённых экспериментальных исследований разработаны следующие новые и доступные методики расчёта тепловых процессов в газообразном метане: методики расчёта теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной и вынужденной конвекции без влияния и с влиянием электростатических полей (E); методики расчёта процесса осадкообразования в газообразном метане при его естественной и вынужденной конвекции без влияния и с влиянием E (в статье приводятся в очень сокращённом виде).

Методика расчёта теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной конвекции без влияния E. Расчет коэффициента теплоотдачи к газообразному метану  $\alpha$  по данным различных авторов является довольно затруднительным и неточным. Поэтому была разработана методика расчёта  $\alpha$ , которую можно применять при инженерных и теоретических расчетах:

1. В условиях естественной конвекции газообразного метана:  $\alpha = f(T_r, T_{ст}, q, p, X, \rho w)$ , где  $T_r$  – начальная температура газа;  $T_{ст}$  – температура нагреваемой поверхности (рабочего участка, пластины);  $q$  – плотность теплового потока;  $p$  – давление в системе (в экспериментальной бомбе);  $X$  – химико-физические и технические свойства газа. Газообразный метан необходимо считать чистым, без различных примесей, а также без допуска кислорода (воздуха). Наличие кислорода (воздуха) может привести к непредсказуемым последствиям с возникновением взрыва и пожара экспериментальной установки.

2. В условиях естественной конвекции ( $\rho w=0$ ) можно предложить следующую экспериментальную зависимость, по которой  $\alpha$  определяется с точностью  $\pm (10-12)\%$ :

$$\alpha = \frac{q_0}{T_0} \left[ \sqrt{\frac{q}{q_0}} \times \sqrt{\frac{p}{p_0}} \times \left( \frac{1}{\sqrt[3]{\frac{q-q_0}{q_0}}} \right) \right], \quad (1)$$

где  $q_0 = 1 \text{ Вт/м}^2$ ;  $T_0 = 1 \text{ К}$ ;  $q$  – текущее значение плотности теплового потока,  $\text{Вт/м}^2$ ;  $p_0 = 1,0 \text{ МПа}$ ;  $p$  – текущее значение давления в экспериментальной бомбе, МПа;

Для более точного расчета  $\alpha$  с точностью  $\pm (2-3)\%$  можно предложить экспериментальную формулу:

$$\alpha = \frac{q_0}{T_0} \left[ \sqrt{\frac{q}{q_0}} \times \sqrt{\frac{p}{p_0}} \times \left( \frac{1}{\sqrt[3]{\frac{q-q_0}{q_0}}} \right) \right]^{tgx}, \quad (2)$$

где  $tgx$  находится из экспериментальной таблицы (в статье не приведена).

Методика расчёта теплоотдачи к газообразному метану в условиях его вынужденной конвекции без влияния E. На основе экспериментальных исследований можно предложить следующую методику расчета  $\alpha$ :

1. В условиях вынужденной конвекции газообразного метана (в кольцевом канале с нагреваемым ТВЭЛом (трубкой) внутри):  $\alpha = f(T_r, T_{ст}, q, p, X, \rho w)$ .

2. С учетом массовой скорости  $\rho w$  величину  $\alpha$  можно определить с точностью  $\pm (10-12)\%$  по формуле:

$$\alpha = \alpha_I + \alpha_{II}, \quad (3)$$

где  $\alpha_I$  – коэффициент теплоотдачи к газообразному метану на начальном участке, где с увеличением  $q$  значения  $\alpha_I$  уменьшаются;  $\alpha_{II}$  – коэффициент теплоотдачи к газообразному метану на участке, где с увеличением  $q$  значения  $\alpha_{II} = const$ , т.е. на участке с установившимся режимом теплоотдачи ( $\alpha = f(q) = const$ ).

3. Величину  $\alpha_I$  можно рассчитывать по экспериментальной формуле:

$$\alpha_I = \frac{q_0}{T_0} \left[ \arctg \frac{p}{p_0} \times \left( \sqrt[3]{e \sqrt{\frac{q_0}{q}} \frac{\rho w}{\rho w_0}} \right) \right] \times k, \quad (4)$$



где  $q_0 = 1 \times 10^4$  Вт/м<sup>2</sup>;  $T_0 = 1$  К;  $\rho w = 10 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \cdot \text{с}}$ ;  $p_0 = 0,1$  МПа;  $p, q, \rho w$  - текущие значения (соответственно) давления, плотности теплового потока и массовой скорости прокачки газообразного метана;  $k$  – экспериментальный коэффициент корреляции, который вычисляется по экспериментальным формулам в соответствующих областях нахождения  $p, q, \rho w$ , приведенных в экспериментальной таблице (в статье не показана).

4. Величину  $\alpha_{II}$  возможно определять по экспериментальной формуле:

$$\alpha_{II} = \alpha_n = \alpha_I \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{\rho w_n}{\rho w_1}\right)^2 \cdot \left(\frac{p_n}{p_1}\right)^2}, \quad (5)$$

где  $p_1 = 0,1$  МПа;  $\rho w_1 = 10$  кг/(м<sup>2</sup>·с);

Методика расчёта осадкообразования в условиях естественной и вынужденной конвекции метана. Из-за слоя осадка возникает прирост температуры греющей стенки

$$\Delta T_{\text{ст}} = \Delta T_{\text{ст1}} \cdot K_1 \cdot \tau_0 + \Delta T_{\text{ст2}} \cdot K_1 \cdot \tau, \quad (6)$$

где  $\Delta T_{\text{ст1}}$  – максимально возможный прирост температуры греющей стенки на первом (активном) участке осадкообразования, град;  $K_{1,2}$  – поправочные экспериментальные коэффициенты прироста температуры греющей стенки на первом и втором участках (соответственно) из-за  $\delta_{\text{ос}}$ ,  $\frac{1}{\text{час}}$ ;  $\tau_0$  – время активного осадкообразования, час;  $\Delta T_{\text{ст2}}$  – прирост температуры греющей стенки на втором (пассивном) участке  $\delta_{\text{ос}}$ , град;  $\tau$  – абсолютное время процесса  $\delta_{\text{ос}}$  на втором участке (с началом отсчета сразу же после первого участка  $\delta_{\text{ос}}$ ), час.

Все экспериментальные значения  $\Delta T_{\text{ст1}}, K_1, \tau_0, \Delta T_{\text{ст2}}, K_1, \tau$  – сведены в таблицу. А далее – по тарировочно-экспериментальному графику с точностью  $\pm (8-10)\%$  можно определить толщину  $\delta_{\text{ос}}$  (таблица и график – в статье не приводятся). В условиях вынужденной конвекции метана расчёт толщины слоя осадка можно проводить по этой же формуле, но тарировочный график и таблицу необходимо применять для вынужденной конвекции газообразного метана (в статье не приводятся).

Методика расчёта теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной конвекции при влиянии Е. При применении Е в газообразных УВГ и УВО была разработана общая методика, связанная с техникой безопасной и безаварийной работы, с правильным расположением рабочих участков (системы «игла-игла») и др., которую необходимо выполнять уже на стадии

проектирования и расчёта новых двигателей, энергоустановок и техносистем, в том числе и двойного назначения. При влиянии Е значения  $Nu_E$  можно найти по экспериментальной формуле (до зоны насыщения Е):

$$Nu_E = K_E \cdot Nu_0, \quad (7)$$

где  $Nu_0$  – значения Нуссельта без влияния Е;  $K_E$  – экспериментальный коэффициент влияния Е, который определяется по формуле (5.2):

$$K_E = \alpha_E / \alpha_0, \quad (8)$$

где  $\alpha_E$  – коэффициент теплоотдачи с применением электростатических полей, Вт/(м<sup>2</sup>·К);  $\alpha_0$  – коэффициент теплоотдачи без применения электростатических полей, Вт/(м<sup>2</sup>·К).

Коэффициент  $\alpha_0$  и значения  $Nu_0$  можно найти непосредственно из экспериментальной базы данных (из экспериментальных графиков и таблиц) с точностью (10-15)% или по методикам, изложенным выше и далее. Значения  $K_E$  или  $\alpha_E$  определяются также непосредственно из экспериментальной базы данных (по экспериментальным таблицам и графикам) с точностью (5-10)% или по методикам, изложенным далее.

Значения  $Nu_0$  для рабочих параметров по давлению  $p = (0,1-7,0)$  МПа, по плотностям теплового потока  $q = (4-16) \cdot 10^4$  Вт/м<sup>2</sup>, по величинам  $Gr \cdot Pr = (6770-226645)$  с точностью (0,5-13)% вычисляются по экспериментальной формуле:

$$Nu_0 = (Gr \cdot Pr)_m^{0,22} \quad (9)$$

Значения  $K_E$  с точностью (0,5-15)% вычисляются по экспериментальной формуле:

$$K_E = \left(\frac{U_n}{U_{n0}}\right)^a \cdot \left(\frac{h}{h_0}\right)^b \cdot \left(\frac{p}{p_0}\right)^c \cdot \left(\frac{q}{q_0}\right)^d, \quad (10)$$

где рабочие параметры и экспериментальные значения коэффициентов  $a, b, c, d$  сведены в экспериментальную таблицу (в статье не приводится).

Методика расчёта теплоотдачи к газообразному метану в условиях его вынужденной конвекции при влиянии Е. Значения  $Nu_0$  для рабочих параметров по давлению  $p = (0,1-6,0)$  МПа, по массовой скорости прокачки  $\rho w = (1-140)$  кг/(м<sup>2</sup>·с), по плотностям теплового потока  $q = (1-12) \cdot 10^4$  Вт/м<sup>2</sup>, при

$Re_m = (1200-23000)$ ,  $Pr_m = (0,3-0,45)$  с точностью (10-20)% вычисляются по экспериментальной формуле (11):

$$Nu_0 = 0,013 Re_m^{0,8} Pr_m^{-0,14} \left(\frac{T_f}{T_m}\right)^{0,09} \quad (11)$$

Значения  $K_E$  с точностью (10-20)% вычисляются по экспериментальной формуле для рабочих интервалов плотностей тепловых потоков  $q=(5,0-12,0) \cdot 10^4$  Вт/м<sup>2</sup>, давлений  $p=(0,1-6,0)$  МПа, массовых скоростей прокачки  $\rho w=(1,0-120)$  кг/(м<sup>2</sup>·с), подаваемых напряжений  $U_n=(0-40)$  кВ и расстояний между соосными иглами  $h=5 \cdot 10^{-3}$  м (до зоны насыщения E):

$$K_E = \left(\frac{U_n}{U_{n0}}\right)^{0,07} \cdot \left(\frac{h}{h_0}\right)^{0,4} \cdot \left(\frac{p}{p_0}\right)^{0,1} \cdot \left(\frac{q}{q_0}\right)^{-0,2} \cdot \left(\frac{q}{q_0}\right)^{-0,2} \cdot \left(\frac{\rho w}{\rho_0 w_0}\right)^{-0,08}, \quad (12)$$

где  $\rho w$  – массовая скорость прокачки газообразного УВГ (метана), кг/(м<sup>2</sup>·с);  $\rho_0 w_0 = 1$  кг/(м<sup>2</sup>·с).

Методика расчёта осадкообразования в условиях естественной и вынужденной конвекции метана при влиянии E. Экспериментально установлено, что осадок не образуется в зоне прохождения силовых линий E. При расчётах влияния E на процесс предотвращения осадкообразования в газообразных УВГ (УВО) в условиях естественной и вынужденной конвекции нахождение диаметра окружности поверхности без  $\delta_{oc}$  на объекте (рабочем участке пластине, трубке и т.д.) при электродах типа «игла-игла» возможно с точностью (10-12)% по экспериментальной формуле:

$$D = 3,13 \frac{U_n h_0^2}{U_{n0} h} \quad (13)$$

или с точностью (5-8)% - из экспериментальных графиков при конкретных необходимых и достаточных значениях  $h$  и  $U_n$  (в статье не приведены).

Открыты возможности: смешения одновременно двух и более видов газообразных горючих, приведения их к единому новому горючему с новыми свойствами; ионизации газообразного горючего для повышения полноты сжигания и экологического качества при сжигании.

Разработаны и запатентованы новые способы борьбы с осадкообразованием в газообразном метане; новые конструктивные схемы форсунок, фильтров, каналов, систем охлаждения двигателей и энергоустановок различного назначения и базирования, датчиков и систем контроля за тепловыми процессами.

Применение данных методик позволит проектировать и создавать современную и перспективную технику двойного назначения различного базирования с повышенными характеристиками по надёжности, ресурсу, боевой эффективности, экономичности и экологичности.

#### Библиографический список

1. Алтуний К.В., Абдуллин М.Р., Коханова С.Я., Коханова Ю.С., Новиков С.Н. Исследование тепловых процессов в газообразном метане для создания перспективных двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования // Труды 51-ых чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция №2: «Проблемы ракетной и космической техники». (г. Калуга, 20-22 сентября 2016 г.). РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2017. С. 169-177.
2. Бакулин В.Н., Брещенко Е.М., Дубовкин Н.Ф., Фаворский О.Н. Газовые топлива и их компоненты. Свойства, получение, применение, экология: справочник. М.: Изд-во «Издательский дом МЭИ», 2009.
3. Ривкин С.Л. Термодинамические свойства газов. Справочник: в 2 томах. М.: Изд-во «Энергоиздат», 1987.
4. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей /В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин [Текст]/ Под ред. В.П. Глушко. - М.: «Машиностроение», 1980. 533 с.
5. Ворожеева, О.А. Математическая модель и расчетные исследования теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ на газообразном топливе кислород-метан в импульсном режиме работы [Текст]/ О.А. Ворожеева, Д.А. Ягодников // Известия высших учебных заведений. Сер. «Машиностроение». 2013г. №7. С. 11-20
6. Коватёва, Ю.С. Разработка 200Н ЖРД МТ на топливе кислород-метан [Текст]/ Ю.С. Коватёва, А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.А. Козлов / Молодежь. Техника. Космос: труды III Общероссийской молодежной науч.-техн. конф./Балт.гос.техн.ун-т. Спб.: БГТУ «ВОЕНМЕХ», 2011. С. 32-33.
7. Коватёва, Ю.С. Жидкостной ракетный двигатель малой тяги на топливе газообразный кислород и газообразный метан - разработка, проектирование, испытания и анализ полученных

результатов/ Ю.С. Коватёва, А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.Н. Хохлов, И.С. Казеннов/ Вестник МАИ, т. 18, №3. М: МАИ, 2011. С. 45-54

8. Горохов, В.Д. Работы КБХА по созданию перспективных ЖРД на компонентах топлива кислород-метан [Текст]/ В.Д. Горохов, С.П. Кунавин // Научно-технический сборник КБ Химавтоматики.- Воронеж: Изд-во ИПФ, 2001. С. 96 -101. 155

9. Афанасьев, И. Адреналин в Пересвете. Рекордные испытания двигателя на сжиженном природном газе // Журнал «Новости космонавтики», № 11(346), 2011. С. 44.

10. Лапицкий, В.И. Математическое моделирование и экспериментальное исследование характеристик камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги на метане и кислороде: Дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.05. Москва, 2006. 163 с.

11. Белов, Е.А. Результаты экспериментальных работ в НПО "Энергомаш" по освоению метана как компонента топлива для ЖРД [Текст]/ Е.А. Белов, В.Ю. Богушев, И.А. Клепиков и др // Труды НПО "Энергомаш" им. академика В.П. Глушко.2000.Т. XVIII. С. 86-100.

12. Кочанов А.В., Клименко А.Г. Исследования проблем создания ракетных двигателей малой тяги на экологически чистых газообразных топливах // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2006.-№3. С. 15-30.

13. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Коханова Ю.С., Шигапов Р.Р., Яновская М.Л. Влияние магнитных и электростатических полей на тепловые процессы в газообразном метане // Материалы докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», посвящённой Генеральному конструктору аэрокосмической техники академику Н.Д. Кузнецову. Секция №7: «Камеры сгорания: процессы горения. Энергоэффективность тепловых двигателей». (г. Самара, СГАУ, 22-24 июня 2016 г.). Самара: Изд-во ООО «Предприятие «Новая техника»», 2016. Часть 1. С. 108-109.

14. Абдуллин М.Р., Коханова Ю.С., Шигапов Р.Р. (В.А. Алтунин – научн. рук.). Исследование влияния магнитных и электростатических полей на тепловые процессы в газообразном метане в условиях его естественной конвекции // Материалы 8 Общероссийской молодёжной научно-технической конференции «Молодёжь. Техника. Космос». Секция: «Ракетно-космическая и авиационная техника». СПб.: Изд-во «БГТУ им. Д.Ф. Устинова – «ВОЕНМЕХ»», 2016. С. 8.

15. Алтунин В.А. (научный руководитель), Абдуллин М.Р., Коханова Ю.С., Куимов Е.С. Влияние электростатических полей на тепловые процессы в условиях вынужденной конвекции газообразного метана // Гагаринские чтения – 2017: XLIII Международная молодёжная научная конференция. Секция «Энергетические системы и их применение». Сборник тезисов докладов: М.: Изд-во Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2017. С. 583.

16. Алтунин В.А. (научный руководитель) Коханова Ю.С., Куимов Е.С. Исследование особенностей тепловых процессов в газообразном метане для создания двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования // Материалы докл. 23 Туловских чтений (Школа молодых учёных). Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ, 2017. Т.1. С. 847-851.

17. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Коханова Ю.С., Яновская М.Л. Разработка методик расчёта теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной и вынужденной конвекции // Сб. тез докл. 41 Академических чтений по космонавтике, посвящённых памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства. Секция №7: «Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена». (24-27 января 2017 г., МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва). РАН. РОСКОСМОС. М.: Изд-во МГТУ им Н.Э. Баумана. 2017. С. 122-123.

УДК 629.351

## **ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОДВИЖНОСТИ БОЛЬШЕГРУЗНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ**

*А. Г. Амосов<sup>1</sup>, В. А. Голиков<sup>1</sup>, М. В. Капитонов<sup>1</sup>, М. Ю. Курпиков<sup>2</sup>*

*Филиал ФГУП ЦЭНКИ - «КБ «Мотор»<sup>1</sup>  
Московский авиационный институт<sup>2</sup>*

1. Дорожная эксплуатация ТС

1.1 Колесные схемы и нагрузки от ТС на дорогу

Движение по дорогам по СНиП могут осуществлять агрегаты с двухколесной осью, передающей на дорогу нагрузку 160-170 кН, и с четырёхколесной осью с нагрузкой до 240 кН. Необходимость же

преодоления мостов ограничивает наибольшую нагрузку от колесного хода 960 кН и, при такой нагрузке, наименьшее базовое расстояние между соседними колесными ходами (по их серединам) - 14-15 метрами. Таким образом количество колесных ходов ТС определяется по формуле

$$n_{кх} \geq \frac{Mg}{P},$$

где  $M$  - полная масса ТС;  $g$  - ускорение свободного падения;  $P$  - предельная нагрузка от колесного хода на дорогу (по условиям проезда по мостам): для четырехколесных осей  $P_4 = 960$  кН, для двухколесных -  $P_2 = 850$  к

В том случае, когда известна нагрузка на колесный ход, количество осей в нем определяется выражением

$$n_0 = \frac{P}{N},$$

где  $N$  - осевая нагрузка: для четырехколесных осей  $N_4 = 240$  кН, для двухколесных -  $N_2 = 170$  кН. [4]

Таблица 1. Возможные колесные схемы большегрузных ТС

Кол. колес. ходов	Двухколесная ось с нагрузкой $N_2 \leq 170$ кН	Четырехколесная ось с нагрузкой $N_4 \leq 240$ кН
1	О О О О $M \leq 85$ т	О О О О О $M \leq 96$ т
2	О О О О О - О О О О О $85$ т < $M \leq 170$ т	О О О О О - О О О О О $96$ т < $M \leq 192$ т
3	О О О О О - О О О О О - О О О О О $170$ т < $M \leq 255$ т	О О О О О - О О О О О - О О О О О $192$ т < $M \leq 288$ т
4	О О О О О - О О О О О - О О О О О - О О О О О $255$ т < $M \leq 340$ т	О О О О О - О О О О О - О О О О О - О О О О О $288$ т < $M \leq 384$ т
5	О О О О О - О О О О О - О О О О О - О О О О О - О О О О О $340$ т < $M \leq 425$ т	О О О О О - О О О О О - О О О О О - О О О О О - О О О О О $384$ т < $M \leq 480$ т

В таблице 1 приведены схемы колесных систем большегрузных ТС, полученные согласно изложенным соображениям; отметим только, что в конкретном ТС те или иные оси из изображенных на этих схемах могут отсутствовать, если полная масса ТС не достигает предельно допустимой для данной схемы величины.

### 1.2. Коэффициент сцепного веса

Качение ведущего колеса ТС без пробуксовки возможно при условии [2]

$$P_k \leq R(\varphi + f_{ш}), \quad (1)$$

где  $P_k$  - окружная сила на шине ведущего колеса,  $R$  - нормальная реакция между ведущим колесом и дорогой;  $f_{ш}$  - коэффициент сопротивления качению колеса, обусловленный потерями только в шине: для деформируемого покрытия дороги  $f_{ш} = 0,15f$ , для недеформируемых покрытий  $f_{ш} = f$

Уравнение тягового баланса ТС [5]

$$P_k = Gf \cos \alpha + G \sin \alpha + \frac{kFV^2}{3,6^2} + G \frac{j}{g}, \quad (2)$$

где  $G$  - вес ТС;  $\alpha$  - угол подъема дороги;  $k$  - коэффициент обтекаемости ТС;  $F$  - площадь лобового сопротивления ТС;  $V$  - скорость движения ТС;  $j$  - поступательное ускорение ТС.

При скорости  $V \leq 50$  км/ч,  $\frac{kFV^2}{3,6^2} = 0$ . При этом условии из (1) и (2) найдем

$$R(\varphi + f_{ш}) \geq G f \cos \alpha + G \sin \alpha + G \frac{j}{g}. \quad (3)$$

В общем виде коэффициент сцепного веса на дороге с углом подъема  $\alpha$  выражается как

$$K_{сц} = \frac{R}{G \cos \alpha}$$

откуда

$$R = K_{сц} G \cos \alpha. \quad (4)$$

Из (3) и (4) найдем

$$K_{сц} \cos \alpha (\varphi + f_{ш}) \geq f \cos \alpha + \sin \alpha + \frac{j}{g},$$

откуда

$$K_{сц} = \frac{f + t_{га} + \frac{j}{g}}{\varphi + f_{ш}}. \quad (5)$$

Воспользовавшись расчетными коэффициентами сопротивления качению  $f$  и сцепления  $\varphi$ , можно рассчитать значения  $K_{сц}$  для дорог разных категорий в районах эксплуатации, приняв из практики работы с большегрузными ТС  $j = 0,15$  м/с<sup>2</sup>. Результаты расчетов сведены в табл. 2.

Таблица 2. Необходимые коэффициенты сцепного веса

Категория дороги	Шины	Расчетные коэффициенты			Тангенс угла подъема $tg \alpha$	$K_{сц}$
		$f$	$f_{ш}$	$\varphi$		
I	высокого давлен.	0,035	0,035	0,20	0,06	0,47
	низкого давлен.	0,030	0,030	0,20	0,06	0,46
II, III		0,035	0,035	0,20	0,07	0,51
IV, V	высокого давлен.	0,040	0,006	0,20	0,07	0,61
	низкого давлен.	0,050	0,0075	0,20	0,07	0,65

Из таблицы видно, что при  $K_{сц} = 0,65$  возможна эксплуатация ТС по любым дорогам СНиП даже на достаточно скользких покрытиях. Для дорог высоких категорий (I – III) в аналогичных ситуациях достаточен более низкий показатель –  $K_{сц} \geq 0,51$ . Добавим еще, что допустимы и чуть меньшие значения  $K_{сц}$  – тогда при прочих равных условиях ТС будет иметь более медленный разгон: например, при  $K_{сц} = 0,62$  на дороге V категории ускорение ТС вместо расчетного  $j = 0,15$  м/с<sup>2</sup> составит почти вдвое меньшую величину.

## 2. Энерговооруженность и скорость

Чем больше энерговооруженность автопоезда, тем выше, при прочих равных условиях, его средняя скорость. Но, излишне большая мощность двигателя вызывает большой расход топлива и увеличивает первоначальные

и эксплуатационные затраты, относительно мало увеличивая тягово-скоростные показатели ТС. В то же время малая мощность двигателя не может обеспечить автопоезду необходимых тягово-скоростных качеств на подъемах.

Единого показателя, характеризующего эксплуатационные качества автопоездов, пока нет. Наиболее полным считается величина удельной мощности автопоезда. Однако этот показатель не учитывает некоторых важных факторов, влияющих на динамические качества и топливную экономичность автопоезда. К примеру, при удачном сочетании характеристик трансмиссии и двигателя можно получить оптимальные эксплуатационные качества и у автопоезда с сравнительно маломощным двигателем.

В РС СЭВ и ГОСТ 21398-75 имеется следующее требование: автопоезда с полной нагрузкой должны преодолевать подъем 3% протяженностью не менее 3 км, при этом установившаяся скорость движения должна быть не менее 30 км/ч (при  $f = 0,02$ ). [3] Это требование может быть выполнено при удельной мощности порядка II-12 л.с. /т и обусловлено оно в основном нахождением ТС в общем транспортном потоке. Для сверхтяжелых агрегатов обеспечение такой удельной мощности сейчас просто нереально, да и требование движения в общем потоке пока не рассматривается.

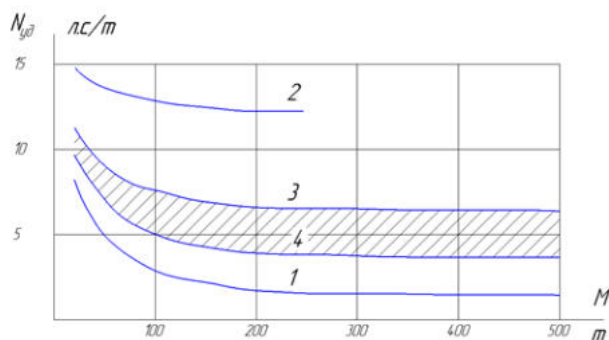
Максимальная скорость ТС тоже не может служить единственным критерием для выбора мощности автопоезда. Здесь необходимо какое-то дополнительное условие - время разгона, например.

Практически задачу выбора удельной мощности можно решить следующим образом. На рис. 1, 2 приведены кривые  $N_{уд} = f(M_{полн})$  для ТС народнохозяйственного применения (кривая 1) на дорогах высших категорий и специальных площадках ( $f = 0,02$ ) и полноприводных автомобилей и автопоездов на их базе (кривая 2), применяемых, в частности, для армейских нужд в тяжелых дорожных условиях ( $f = 0,1$ ). Пропорциональный пересчет кривых 1 и 2 для условий, в которых эксплуатируются большегрузные ТС, дает кривую 3 ( $f = 0,05$ ) и кривую 4 (среднегодовой  $f = 0,036$ ) зона между которыми может служить ориентировочной для выбора удельной мощности сверхтяжелых ТС специального назначения.

Максимальная скорость ТС может быть определена для конкретных дорожных условий по известной зависимости

$$N_{уд} = 3,71 V_{\max} \frac{f + tg \alpha}{l_{мN}} [2]$$

Удельная мощность большегрузных ТС



- 1 - народнохозяйственные ТС ( $f = 0,02$ )
- 2 - полноприводные автомобили и автопоезда на их базе ( $f = 0,1$ )
- 3 - ТС на дорогах с  $f = 0,05$
- 4 - ТС на дорогах с  $f = 0,36$

Рис. 1

откуда [4]

$$V_{max} = \frac{N_{sp} \eta_m \eta_N}{3,71 (f + tg a)}, \quad (6)$$

где  $\eta_t$  – коэффициент полезного действия трансмиссии; для проектных расчетов большегрузных ТС можно принимать  $\eta_t = 0,6$ ;  $\eta_N$  – коэффициент эффективности использования мощности двигателя; ориентировочно можно считать  $\eta_N = 0,8$ .

С использованием коэффициентов сопротивления качения  $f$  и сцепления  $\phi$  можно найти максимальные скорости на дорогах в районе эксплуатации. Эти данные сведены в табл. 3.

Таким образом дельная мощность большегрузных ТС по верхней границе заштрихованной зоны на рис. 1 (около 6,5 л.с./т) обеспечивает агрегату максимальную скорость на дороге I – III категорий по горизонтальному участку – 33-56 км/ч, на подъемах – более 26 км/ч; на дороге низших категорий (IV-V) максимальная скорость по горизонтальному участку – до 21-28 км/ч, на подъемах – более 18-23 км/ч. Нижняя граница заштрихованной зоны по удельной мощности (3,8 л.с./т) обеспечивает ТС значительно более низкие скоростные показатели.

Таблица 3

Максимальная расчетная скорость движения ТС в зависимости от эксплуатационных параметров

Категория дороги СНиП	Шины	Расчетный коэффициент	Тангенс угла подъема дороги $tg a$	$V_{max}$ , км/ч при удельной мощности	
				6,5 л.с./т	3,8 л.с./т
I	высок. давл.	0,015	0	56	33
			0,06	40	23
	низк. давл.	0,018	0	46	27
			0,06	35	20
II, III	высок. давл.	0,020	0	42	25
			0,07	31	18
	низк. давл.	0,025	0	33	19
			0,07	26	15
IV, V	высок. давл.	0,030	0	28	16
			0,07	23	13
	низк. давл.	0,040	0	21	12
			0,07	18	10

По максимальной скорости можно оценить среднюю скорость движения ТС в реальных условиях:

$$V_{ср} = K_{ср} V_{max}^{a=0}, \quad (7)$$

где  $K_{ср}$  – коэффициент, зависящий от состояния поверхности дороги; для дорог с удовлетворительным состоянием покрытия (сильноизношенная поверхность)  $K_{ср} = 0,4-0,7$  [1];  $V_{max}^{a=0}$  – максимальная скорость ТС на горизонтальной дороге с хорошим состоянием покрытия.

Значения  $V_{ср}$  приведены в табл. 4, с помощью которой можно оценивать время, необходимое ТС для выполнения транспортной операции.

Таблица 4. Средняя скорость движения ТС

Категория дороги по СНиП	Шины	V <sub>ср</sub> , км/ч	
		На дороге с удовлетворительным состоянием покрытия (K <sub>ср</sub> = 0,55) при удельной мощности	
		6,5 л.с./т	3,8 л.с./т
I	высок. давл.	31	18
	низк. давл.	25	15
II, III	высок. давл.	23	14
	низк. давл.	18	10
IV, V	высок. давл.	15	9
	низк. давл.	11	7

### 3. Внедорожная эксплуатация ТС

На местности, подверженной сильному увлажнению, в распутицу колесные машины будут терять подвижность по объективным для ТС причинам. В других условиях, при более высокой несущей способности грунтов на проходимость одиночных шасси и автопоездов влияют, в основном, следующие показатели машин: тяговые свойства ТС по двигателю и по сцеплению, удельное давление шин на дорогу (грунт), взаимное расположение колес по колее, углы свеса и дорожный просвет, поперечный и продольный радиусы проходимости, характеристика стояночной тормозной системы. Наконец, совершенно особо стоит вопрос об эвакуации большегрузных ТС из мест застревания.

Что касается тяги по двигателю, то, ориентируясь на армейскую технику, рассчитанную на эксплуатацию в сходных условиях, следует стремиться, согласно рис. 1.2, к удельной мощности порядка 12 л.с./т. Сцепные свойства ТС во внедорожных условиях эксплуатации должны быть максимальными, так как для работы на грунтах при небольшом коэффициенте сцепления и значительном сопротивлении движению ТС не полноприводные машины, как правило, не пригодны.

В этих условиях, воспользовавшись зависимостями максимальной и средней скоростей (1.5) и (1.6), найдем для  $f = 0,1$  и  $K_{ср} = 0,4$  (нижний предел коэффициента средней скорости для дороги с удовлетворительным состоянием поверхности [1])

$$V_{max} \frac{12 \cdot 0,6 \cdot 0,8}{3,71 (0,1+0)} = 15,5 \text{ км/ч}, \quad V_{ср} = 0,4 \cdot 15,5 = 6,2 \text{ км/ч.}$$

При эксплуатации большегрузных ТС - как многоосных одиночных шасси, так и автопоездов с 3-5 осями в одном колесном ходе - даже на дорогах, построенных в соответствии со СНиП, наблюдается вывешивание колес при переезде через искусственные или естественные неровности, что приводит к перераспределению нагрузок на колесах и на раме ТС. Поэтому для внедорожной эксплуатации агрегаты представляется целесообразным конструировать с 2-х, в крайнем случае - с 3-хосным колесным ходом с колесами большого диаметра (при возможности - широкого профиля). Предпочтительна двухколесная ось с колеей, позволяющей колесам двигаться след в след. Такое решение позволит, во-первых, повысить опорную и геометрическую проходимость ТС и, во-вторых, иметь сравнительно небольшие хода подвески колес. В совокупности с дорожным просветом порядка 450-500 мм, определяемым глубиной продавливаемого колесами слон увлажненного грунта, и углами свеса 25-30° геометрические параметры проходимости будут на уровне армейской техники, что позволит тяжелым ТС передвигаться по разведенной местности.

В условиях работы вне дорог стояночная тормозная система должна обеспечивать надежное удержание большегрузного ТС на уклоне. Нормативных уклонов для внедорожных трасс, а тем более для местности, нет. Однако можно определить для полноприводного ТС предельно тяжелые дорожные условия, в которых оно еще будет сохранять подвижность, и уклоны при этих условиях могут рассматриваться как наибольшие эксплуатационные. Найдем эти уклоны, приняв коэффициент сцепления таким же, как и при движении по дорогам -  $\varphi = 0,2$ , а коэффициент сопротивления качению -  $f = 0,1$  и  $f_{III} = 0,015$ :

$$tg\alpha = (\varphi + f_{III})K_{сц} - f = (0,2 + 0,015) \times 1 - 0,1 = 0,115 \quad [6]$$

Предельно допустимым (в исключительных случаях) уклоном на дорогах, построенных по СНиП (и относится это только к горной местности), является уклон 12% ( $tg\alpha = 0,12$ ), таким образом найденный внедорожный эксплуатационный уклон 11,5% ( $tg\alpha = 0,0115$ ) - можно рассматривать как весьма большой.

ГОСТ В 21245-82 предъявляет по стояночному тормозу требование надежно удерживать дорожное ТС на уклоне до 20%. Как видно и для рассматриваемых внедорожных большегрузных ТС выполнение этого требования обеспечит ТС надежное удержание на месте.

Эвакуация большегрузных ТС из мест застревания при современных габаритно-массовых показателях ТС сложна как в условиях дорожной эксплуатации (вследствие ограниченных возможностей для манера и некоторых других трудностей), так и – особенно – при работе с внедорожными агрегатами. Вытягивание застрявшего ТС связано, как правило, с приложением к нему больших динамических нагрузок и обуславливает наличие широких трасс с высокой несущей способностью грунта. Непростой представляется здесь задача взятия груза с застрявшего или поврежденного ТС. Есть и еще вопросы, которые в совокупности с названными несомненно интересны в проблеме эвакуации большегрузных ТС, в целом представляющей предмет для самостоятельного исследования.

В принципе такая эксплуатация обуславливает транспортному средству высокие характеристики, которые позволят ему работать в наиболее тяжелых дорожных условиях, т.е. на разведенной местности. Однако, если основная работа агрегата осуществляется на дорогах, а на местность необходимо выезжать только в случае каких-то непредвиденных обстоятельств, то разумным следует признать здесь тягово-скоростные характеристики ТС, близкие (или даже совпадающие) характеристики дорожных агрегатов.

#### Библиографический список

1. Яценко Н.Н. и Прутчиков О.К. Плавность хода грузовых автомобилей. 1 изд. М.: Машиностроение, 1969.
2. Проектирование полноприводных колесных машин: Учебник для вузов. В 3 т. Т. 2 / Б.А. Афанасьев [и др.]; под ред. А.А. Полунгяна. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 528 с.
3. Антонов Д.А. Теория устойчивости движения многоосных автомобилей. М.: Машиностроение, 1978. 232с.
4. Антонов Д.А. Расчет устойчивости движения многоосных автомобилей. М.: Машиностроение, 1984. 168 с.
5. Смирнов Г.А. Теория движения колесных машин: Учебник для студентов машиностроит. спец. вузов; 2-е изд., доп. и перераб. М.: Машиностроение, 1990. 352 с.
6. Рязанцев В.И. Активное управление сходимением колес автомобиля. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.212 с.

УДК 520.6

#### ФОРМИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ТРЕБОВАНИЙ, ДЛЯ РАЗРАБОТКИ УНИВЕРСАЛЬНОГО ЭЛЕКТРОННО ОПТИЧЕСКОГО ПРИБОРА ДЛЯ НАНОСПУТНИКА

*А. А. Андряков*

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

На сегодняшний остро стоит проблема, заключающаяся в отсутствии дешевых и универсальных космических платформ, направленных на решение гражданских, коммерческих и исследовательских задач. Одним из потенциальных вариантов такой платформы является спутник форм-фактора CubeSat, обладающий модульностью и высоким уровнем унификации при производстве. С целью снизить стоимость аппаратов данного типа предлагается разработка универсального электронно-оптического прибора (ЭОП) для наноспутников форм-фактора CubeSat, способного брать на себя функции основных оптических датчиков ориентации [1,3].

Описание проблемы

Для ориентации космического аппарата (КА) в пространстве на орбите требуется система управления движением, для которой необходимо иметь измерительную систему, которая позволит получать информацию о начальном и текущем положении аппарата в пространстве. Данная измерительная система включает в себя ряд устройств, реализующие определение координат положения КА на орбите, среди которых выделяют:

1. Солнечный датчик – прибор ориентации на солнце (ПОС);
2. Датчик горизонта земли – прибор ориентации на Землю (ПОЗ);
3. Звездный датчик – блок определения координат звезд (БОКЗ);
4. Бортовой комплекс управления (БКУ);
5. Коммуникации и каналы связи.

Среди выше перечисленных приборов и устройств в составе данной измерительной системы рассмотрим подробнее устройства получения первичной информации, а именно ПОС, ПОЗ, БОКЗ.



Основная задача данных приборов – определение расположения различных астрообъектов относительно борта КА в зависимости от назначения прибора. Зная расположение астрообъектов относительно борта КА, можно вычислить положение КА на орбите.

Разрабатываемое устройство должно работать в нескольких режимах, а именно в режимах звездного датчика [3], солнечного датчика, датчика горизонта и камер, выполняющие различные цели. Чувствительным элементом ЭОП является фоточувствительная матрица, которая фиксирует потоки излучения, а так как потоки излучения от разных астрообъектов различные, то предлагается следующее решение. Разрабатываемый ЭОП предлагается оснащать набором объективов, которые будут обеспечивать работу ЭОП в различных режимах, в зависимости от поставленных задач. Иными словами данный ЭОП будет представлен как некий «конструктор», где в качестве основы выступает фотоприёмное устройство (ФПУ), контроллер и интерфейсная плата для соединения с БКУ, где будет осуществляться обработка информации, а в качестве составных компонентов, выступает набор объективов, предназначенных для различных задач, выполняемых ЭОП. На рисунке 1 представлена схема состава ЭОП.

Одна из основных проблем, которую необходимо решить в процессе реализации данной задумки – создание программной оболочки, способной обладать мультизадачностью и предоставлять информацию о положении КА в пространстве с минимальным уровнем погрешности. Основная идея, лежащая в основе программы по обработке информации – адаптивность к источнику шума при учете уровня решаемой задачи, т.е. при реализации функции звездного датчика, к программной оболочке (ПО) предъявляется требование по более тщательному устранению шумов и помех, так как необходимо визировать мелкие детали (звезды), тогда как при реализации функции, где требуется визирование ИК – излучения (ПОС и ПОЗ), требования к фильтрации шумов менее серьезные, поскольку в данном случае источник излучения имеет большую интенсивностью излучения и осуществляется поиск единственного астрообъекта. Это позволит получать более точные данные с датчика.

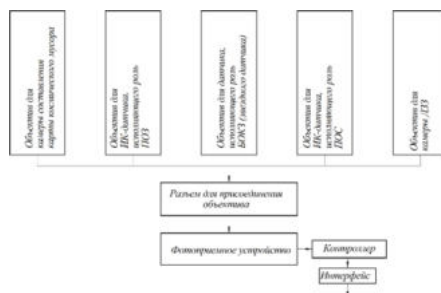


Рис. 1. Состав комплектующих ЭОП

Одна из основных проблем, которую необходимо решить в процессе реализации данной задумки – создание программной оболочки, способной обладать мультизадачностью и предоставлять информацию о положении КА в пространстве с минимальным уровнем погрешности. Основная идея, лежащая в основе программы по обработке информации – адаптивность к источнику шума при учете уровня решаемой задачи, т.е. при реализации функции звездного датчика, к программной оболочке (ПО) предъявляется требование по более тщательному устранению шумов и помех, так как необходимо визировать мелкие детали (звезды), тогда как при реализации функции, где требуется визирование ИК – излучения (ПОС и ПОЗ), требования к фильтрации шумов менее серьезные, поскольку в данном случае источник излучения имеет большую интенсивностью излучения и осуществляется поиск единственного астрообъекта. Это позволит получать более точные данные с датчика.

Основная идея адаптивной фильтрации – выбор типа фильтра в соответствии с типом шума, при котором обработка будет осуществлена максимально эффективно и с минимальными затратами времени и энергопотреблением.

Для работы алгоритма необходимы базы данных, содержащие классификации фильтров и моделей шумов по ряду критериев, определяемых исходя из целей и задач, поставленных перед фильтрацией изображения.

На основании всего выше сказанного можно выделить ряд требований, предъявляемые к ЭОП, которые можно разделить на 3 типа:

1. Требования, предъявляемые к ЭОП исходя из целевой платформы;

2. Требования, предъявляемые к элементной базе;

3. Требования, предъявляемые к точности ЭОП;

Требования, предъявляемые к ЭОП, исходя из целевой платформы

Целевой платформой для разрабатываемого ЭОП является наноспутник форм-фактора CubeSat [1,4]. Для составления требований исходя из особенностей данного класса КА, условий его эксплуатации и назначения, вытекает ряд требований к ЭОП, определяющие основные тактико-технические характеристики устройства [5].

На основании обзора источников, включающие в себя исследования влияния факторов космического пространства [5,6], описания основных целевых орбит КА данного класса, основных концепций и архитектур проектирования [5], были составлены основные тактико-технические характеристики, которым должно удовлетворять разрабатываемое устройство.

Таблица 1. Тактико – технические характеристики ЭОП, исходя из целевой платформы

Характеристика/Параметр	Описание/Значение
Возможность интегрирования прибора в систему БКУ СМКА согласно концепции Space Plug and Play Architecture (SPA)	Наличие обособленной ПЮ, для работы которой нужны лишь исходные данные. Все расчеты должны выполняться без использования функционала прочих ПЮ, вшитых в архитектуру аппарата
Интерфейсы подключения	I2C, PCI, RS485/RS422; Прибор должен быть совместим с платами форм-фактора PC/104.
Уровень напряжения	3,3 В 5 В
Ток	1 А
Частота кадров в секунду	> 10 кадр/с
Максимальная перегрузка	< 10 g (по всем направлениям воздействия)
Температурный режим	+15 ... +50 °С
Суммарная доза накопленной радиации	10 000 рад

Требования, предъявляемые к элементной базе

В качестве основных радиоэлектронных компонентов (РЭК) измерительных систем, в составе наноспутника используются комплектующие на базе программируемых логических интегральных схем [7,8]. Для того, чтобы не прибегать к использованию радиационно-стойких РЭК класса «Space» или «Military» и тем самым избежать повышения стоимости и массы наноспутника, предлагается использовать РЭК класса «Industrial». Этот класс РЭК имеет относительно низкую стоимость, доступность и возможность эксплуатации на низких орбитах, которые имеют достаточно низкий уровень радиационной опасности для электроники (около 100-300 рад/год).

Основным чувствительным элементом ЭОП является ФПУ. Наиболее распространёнными ФПУ на сегодняшний день являются устройства на базе ПЗС и КМОП матриц. В таблице 2 приведен анализ двух среднестатистических общедоступных образцов [9].

Как можно увидеть ПЗС – матрица позволяет получать более качественные снимки по сравнению с КМОП – матрицей, поэтому в качестве ФПУ предлагается брать ПЗС – матрицу.

Таблица 2. Сравнительная таблица типов матриц

Параметр	ПЗС – матрица	КМОП – матрица
Выходной сигнал пикселя	Пакет электронов	Напряжение
Коэффициент заполнения	Высокий	Умеренный
Уровень шумов системы	Низкий	От умеренного до высокого
Чувствительность	Умеренная	Высокая
Динамический диапазон	Высокий	Умеренный
Наличие тянущихся продолжений	Есть	Отсутствует
Наличие эффекта бегущего затвора	Отсутствует	Есть
Однородность получаемого изображения (по уровню шума)	Высокая	Низкая
Энергопотребление	Высокое	Низкое

Требования, предъявляемые к точности ЭОП

Данное требование является одним из определяющих качество разрабатываемого ЭОП. Для формирования требований, предъявляемых к точности прибора можно рассматривать две методики, позволяющие определить предельную минимальную точность прибора.

Первый вариант – исследование потенциальных погрешностей прибора и методик определения координат астрообъектов. Погрешность любого прибора складывается из систематической и случайной погрешностей. Для оценки величины случайной погрешности необходимо знать отношение сигнал – шум:

$$SNR = \frac{S^2}{\sqrt{S + k^2(b + \sigma^2)}};$$

где:  $SNR$  – отношение сигнал – шум пикселя ПЗС – матрицы;  $S$  – величина сигнала астрообъекта;  $k$  – характерный размер области считывания астрообъекта;  $b$  – распределение значений темнового тока в области считывания астрообъекта;  $\sigma^2$  – дисперсия шума изображения в области считывания. Шум и уровень темновых токов являются случайными определяются большим количеством факторов: изменениями температуры, абберациями оптики, блюмингом, воздействием радиации, шумами при АЦП и усилении и пр. Численно определить величину  $SNR$  и оценить величину погрешности возможно либо аналитически, зная законы распределения шумов и величин темнового тока, либо экспериментально на базе множества измерений. Пример одной из методик расчета представлен в источнике [11].

Для оценки систематической погрешности необходимо рассматривать и исследовать методики определения координат астрообъектов и алгоритмов поиска. Пример определения такой погрешности приведен в источнике [11]. Общая концепция определения данной погрешности заключается в учете влияния перехода от соотношений, содержащих непрерывные функции, к дискретным суммам, на методику измерения, а также учет ошибок квантования.

Данный вариант оценки точности, с точки зрения определения общих тактико-технических характеристик прибора, имеет существенный недостаток: необходимо знание функции распределения сигнала для чего необходима информация о конкретной ПЗС – матрице и характере падения света на нее, в данном случае параметров оптической системы. Данные методики могут найти место при нахождении проектных параметров ЭОП в процессе его дальнейшей разработки.

Второй вариант – рассмотрение существующих аналогов. Данный метод позволяет определить среднее минимальное значение погрешности для аналогов ЭОП, которые выполняют те функции, закладываемые в разрабатываемое устройство. Дополнительным условием для данного сравнительного анализа является рассмотрение ЭОП, применяемых для КА форм-фактора CubeSat. Аналоги были взяты из источников [ ] и результаты поиска занесены в таблицу. На базе этих данных был осуществлен сравнительный анализ и составлены требования к точности, представленные в таблице 3.

Таблица 3. Сравнительная таблица ЭОП – аналогов

Параметр	Звездные датчики			Солнечные датчики		Датчики горизонта	
	«ST-16» Sinclair Interplanetary, Канада	«АЗДК-1» ООО «Аэмерит» Россия	«NST-1 Nano Star Tracker» TY-Space Ltd. Пекин	«NSS CubeSat Sun Sensor» NewSpace Systems, Канада	«BiSon64» Lens R&D, Нидерланды	«Servo-MiDES SSTL I/F» Surrey Satellite Technology Ltd., Великобритания	«MAI-SES IR Earth Sensor» Maryland Aerospace, США
Габариты, мм	59 × 56 × 31,5	56 × 60 × 92,8	50 × 50 × 113	34 × 32 × 21	49 × 49 × 10	60 × 60 × 40	32 × 32 × 43
Масса, кг	0,09	0,175	0,245	0,035	0,022	0,125	0,033
Энергопотр ебление среднее/пик овое Вт	0,5/1	0,3/0,8	0,4/0,9	0,03/ 0,13	0,05/ 0,08	1/2,8	0,7/1,2

Таблица 3. Продолжение

Поле зрения, град	15 × 20,2	22 × 22	12 × 15	140	124	11	14
Частота опроса кадров, Гц	2	10	10	10	12	10	10
Точность определения (3σ): - в центре поля зрения, сек - вокруг оптической оси, сек	7	10	7	360	1800	216	1800
	70	70	70	-	-	-	-
Тип матрицы	КМОП	ПЗС	КМОП	КМОП	КМОП	КМОП	ПЗС

Таблица 4.Тактико-технические характеристики ЭОП, исходя из сравнительного анализа

Характеристика/Параметр	Описание/Значение
Габариты, мм	Не более 60×60×113
Масса, кг	Не более 0,275
Среднее энергопотребление, Вт	Не более 2,8
Точность определения в режиме звёздного датчика (3σ): - в центре поля зрения, сек - вокруг оптической оси, сек	Не более 10
	Не более 70
Точность определения в центре поля зрения в режиме солнечного датчика и датчика горизонта (3σ), град	Не более 0,5
Тип матрицы	ПЗС - матрица

– Заключение

– В данной работе были сформированы основные требования к миниатюрному ЭОП для наноспутника форм-фактора CubeSat. Рассмотрен выбор тактико-технических характеристик ЭОП, исходя из целевой платформы, методы определения характеристик точности прибора, представлен выбор электронно-компонентной базы.

#### Библиографический список

1. Малыгин Д.В. Универсальная платформа сверхмалого космического аппарата//Материалы 5-го Всерос. форума студентов, аспирантов и молодых ученых, г. Санкт-Петербург, 28 сентября -1 октября 2011 г. СПб.: СПбГПУ, 2011. С. 38-40.
2. Анализ современного состояния рынка наноспутников как подрывной инновации и возможностей его развития в России // Молодой ученый. 2016. — №7. — С. 855-867.
3. Андрияков А.А., Малыгин Д.В. – Миниатюрный электронно-оптический прибор для наноспутника на базе ПЗС-матрицы. // Материалы XIX конференции молодых ученых, 14-17 марта 2017 г., СПб.: АО ЦНИИ «Электроприбор» – С. 76-79
4. Бокучава П.Н., Гусев А.П., Колосов Д.Е. и пр. Некоторые аспекты применения наноспутников, построенных на базе универсальной платформы «Синергия» блочно-модульного исполнения // Научные эксперименты на малых космических аппаратах. Труды научно-технического семинара, г.Таруса, 25 – 28 мая 2012 г., М.: ИКИ РАН, 2013г. – 174 с.
5. Dominic DePasquale, John Bradford, “Nano/Microsatellite Market Assessment,” 2013.
6. Anne Marinan, Kerri Cahoy, «From CubeSats to Constellations: Systems Design and Performance Analysis», 2013.
7. Dauphin J. Vacuum effects on materials in space. Ingenieur, 1968. Vol. 80. № 49. P. 196-207.
8. Полесский С.Н. и пр. Обеспечение радиационной стойкости аппаратуры космических аппаратов при проектировании // Компоненты и технологии, №9, 2010 г., СПб.: Файнстрит, 2010 г. 93-98 с.

9. Строганова Е.В. Качество электронных и радиоэлектронных компонентов для современной промышленности // Компоненты и технологии, №1, 2012 г., СПб.: Файнстрит, 2012 г. 60-66 с.
10. Сеулеков А.В. Аналитический обзор видеокамер на ПЗС и КМОП фотоприемниках, применяемых для исследования параметров динамических процессов//Ползуновский альманах. 2013. -№ 1. -С. 106-112.
11. Захаров А.И., Никифоров М.Г. Систематические и случайные ошибки определения положения фотоцентров звезд на матричных фотоприемниках//Механика, управление и информатика № 2, 2011. С. 280-288.

УДК 62-9, 004.942

## **УЧЁТ РЕАЛЬНЫХ СВОЙСТВ ГАЗА В МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ КОМПОНЕНТОВ ПНЕВМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

*Н. В. Атамасов, А. В. Чернышев*

*Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана*

Введение и постановка задачи

Компоненты пневматических систем являются неотъемлемой частью основных технологий, входящих в перечень критических технологий Российской Федерации. Вектор развития ключевых отраслей промышленности, в том числе и пневматических систем (ПС), в сторону цифровой экономики, кибер-физических систем и концепции четвёртой промышленной революции (Industry 4.0) выдвигает требования к развитию существующих и созданию новых методов расчёта рабочих процессов компонентов ПС:

- уточнение и разработка математических моделей рабочих процессов компонентов ПС;
- имитационное моделирование технологических процессов;
- внедрение технологий Industry 4.0 – Big Data, нейросетевые алгоритмы и пр.

Движение в сторону реализации указанных требований в настоящий момент стало возможно, благодаря тому, что информационные технологии вплотную подошли к тому уровню развития, который бы позволил совершить качественный скачок данной области и дать возможность получения результатов высокой точности.

Широко применяемые методы расчета рабочих процессов ПС основываются на допущении об идеальности газа и использовании различных поправочных коэффициентов, компенсирующих неидеальность рабочей среды. При этом накопленные отклонения по расчетным значениям рабочих характеристик устройства от их реальных значений могут превышать 100%, что приведёт к увеличению стоимости конечного технического объекта из-за его итерационной доработки по результатам испытаний. Кроме этого, существующие расчёты требуют использования экспериментальных данных, полученных либо на компонентах ПС аналогичной конструкции, либо полученных на модельном образце создаваемого компонента ПС. Экспериментальные данные используются для определения всевозможных коэффициентов – расхода, теплоотдачи, сжимаемости. По оценкам, приведенным в работе [9], их неверный выбор может вносить погрешность в расчёты до 40%.

Для решения проблемы необходим переход к расчетам и математическим моделям, в которых были бы учтены свойства реального газа. Однако остаётся сложность с определением подходящего для расчета термодинамических параметров уравнения состояния рабочего тела, являющееся основной любой математической модели пневматической системы, поскольку суммарное количество подобных уравнений превышает несколько сотен, а численные рекомендации по использованию того или иного уравнения состояния относятся только к статическому состоянию объекта [1, 2, 3].

Для расчета рабочих процессов в динамике также существуют рекомендации, но они носят скорее качественный, чем количественный характер, что усложняет задачу для широкого диапазона давлений и температур [1, 2, 6]. Анализ современных работ в данной предметной области позволил выбрать уравнения состояния рабочего тела, представляющие наибольший интерес для исследования и создания математической модели, учитывающей реальные свойства газа (Таблица 1).

Таблица 1. Уравнения состояния рабочего тела

№ п.п.	Наименование	Уравнение
1	Менделеева-Клапейрона (Идеального газа)	$pv = RT$
2	Дюпре-Абея	$p \cdot (v - b) = RT$
3	Ван-дер-Ваальса	$(p + \frac{a}{v^2}) \cdot (v - b) = RT$
4	Оригинал уравнения Редлиха-Квонга	$(p + \frac{a}{\sqrt{T}v(v+b)}) \cdot (v - b) = RT$
5	Дитеричи	$\frac{a}{p \cdot e^{vRT}} \cdot (v - b) = RT$

При разработке математических моделей динамических процессов конкретных конструкций компонентов ПС используется классический алгоритм [1], [10], который заключается в том, что конструкция компонента ПС заменяется упрощённой расчётной схемой, состоящей из набора полостей, каналов и механических звеньев, объединённых в общую функциональную схему. Для этой схемы определяются начальные и граничные условия для всей конструкции и для каждого элемента.

Математическая модель динамических процессов в конкретном компоненте ПС может быть получена из комбинации типовых элементов при установлении связи между ними в виде граничных условий по расходу и энергии. Типовыми элементами компонентов ПС являются полость, в общем случае, переменного объёма, и механические звенья.

Механическое звено по сути является твёрдым телом или системой тел, совершающих поступательное или вращательное движение под действием внешних для звена сил. Система уравнений, описывающих движение звена, имеет вид уравнений второго закона Ньютона. Математические модели механических систем хорошо изучены, имеют множество программных реализаций и могут быть использованы при математическом моделировании компонентов ПС без дополнительных преобразований.

Второй типовой элемент – полость переменного объёма. Её существующие математические модели построены с учётом допущения об идеальности газа и использования корректирующих несправедливость этого допущения коэффициентов. Поскольку не существует численных критериев по выбору математической модели проточной полости переменного объёма с учётом свойств реального газа, требуется разработать математическую модель и метод расчёта, позволяющие в своей основе использовать различные уравнения состояния рабочего тела. Таким образом, в статье в качестве объекта моделирования рассматривается полость переменного объёма (рис. 1) как типовой элемент конструкций компонентов ПС.

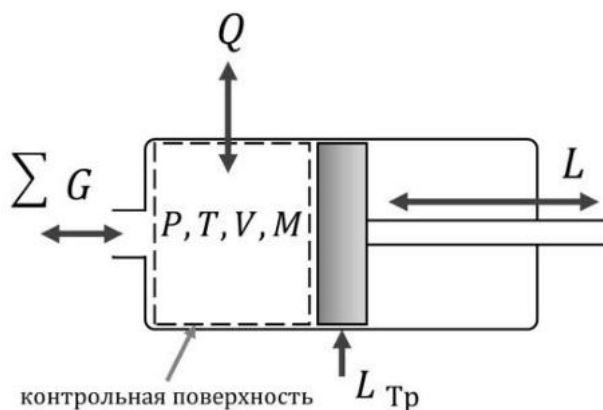


Рис. 1. Полость переменного объёма – типовой элемент компонентов ПС

#### Основные зависимости

Взаимодействие рабочего тела с окружающей средой в полости переменного объёма, являющегося открытой термодинамической системой, происходит за счёт трёх видов взаимодействия – теплового, механического и материального (массового).

Исходными данными для построения математической модели рабочих процессов (получение зависимостей изменений давления и температуры) для открытой термодинамической системы являются:

- уравнение состояния;
- уравнение внутренней энергии ( $u$ );
- уравнение расхода ( $G$ );
- уравнение баланса энергии.

Уравнение состояния. В качестве уравнений состояния для построения математической модели выбрано пять различных уравнений состояния, представленных в таблице 1. Необходимо отметить, что подход, представленный в статье, может использоваться для построения математических моделей с использованием в своей основе любые другие уравнения состояния газа.

Уравнение внутренней энергии. В термодинамических процессах, не связанных с изменением химического состава вещества, расчетные уравнения отражают изменение внутренней тепловой энергии, которую называют внутренней энергией и обозначают  $u$ . Внутренняя энергия является энергией хаотического движения молекул и атомов и включает в себя энергии поступательного, вращательного и колебательного движений, а также потенциальную энергию сил межмолекулярного взаимодействия. Внутренняя энергия определяется по формуле:

$$u = u_0 + \int_{\infty}^v \left[ T \left( \frac{\partial p}{\partial T} \right)_v - p \right] dv$$

Уравнение расхода.

Как известно, расход газа определяется как произведение коэффициента расхода на эквивалентную площадь отверстия, через которое происходит истечения, скорость и плотность газа:

$$G = \mu \cdot f_{\text{экв}} \cdot \omega_{\text{газа}} \cdot \rho.$$

Подходы к определению расхода описаны во многих работах [1,5,6,11]. Основная проблема при моделировании заключается в сложности определения областей критического и докритического истечения, а также скорости рабочей среды. Для идеального газа определяющими критериями являются отношение давлений внутри объёма и на срезе сопла, а скорость вычисляется по формуле Сен-Венана. Для других уравнений состояния требуется определять зависимость для местной скорости звука в выходном сечении, которая является максимально возможной скоростью в выходном сечении. В общем виде местная скорость звука определяется из уравнения

$$\omega_{\text{газа}}^2 = -v^2 \left[ \frac{dp}{dv} \right].$$

Полная производная давления по удельному объёму определяется из соотношения

$$\frac{dp}{dv} = \left( \frac{\partial p}{\partial v} \right)_T + \left( \frac{\partial p}{\partial T} \right)_v \frac{dT}{dv}.$$

Производная температуры по удельному объёму определяется из уравнения Пуассона [1]

$$\frac{dT}{dv} = - \frac{\left( \frac{\partial u}{\partial v} \right)_T + p}{\left( \frac{\partial u}{\partial T} \right)_v}.$$

Условием для определения режима течения является достижение значения скорости газа значения местной скорости звука. Величина скорости звука является максимальной скоростью газа в коротком канале, соединяющим элементы ПС между собой или окружающей средой.

Для расчётов по моделям, используемым допущение об идеальности газа, в формулу расхода добавляется коэффициент расхода ( $\mu$ ). Значения коэффициента расхода определяется экспериментально на заключительном шаге разработки компонентов ПС при проведении испытаний. Коэффициента расхода используется для того, чтобы компенсировать неидеальность газа, поэтому в данном исследовании коэффициент расхода принят равным 1, так как допущение об идеальности газа неприменимо в данном случае.

Вывод уравнений изменения давления и температуры. Для определения зависимостей изменения давления и температуры используем уравнение баланса энергии

$$dU = dQ - dL - idM.$$

При этом учитываем, что для рассматриваемой в работе ёмкости постоянного объёма производная по объёму будет равна нулю ( $\frac{dV}{dt} = 0$ ).

Поскольку  $dU = d(uM) = u dM + M du$ , то уравнение баланса энергии приобретает вид:

$$u dM + M du + i dM - dQ = 0.$$

Из уравнения баланса энергии получим уравнение скорости изменения внутренней энергии:

$$\frac{du}{dt} = -\frac{1}{\rho V} (u+i)G + \frac{1}{\rho V} \frac{dQ}{dt}.$$

Кроме того, имеем уравнение скорости изменения плотности рабочего тела [1]:

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{V} (\Sigma G - \rho \frac{dV}{dt}).$$

Из уравнения выражения производной для внутренней энергии:

$$\frac{du}{dt} = \left( \frac{\partial u}{\partial \rho} \right)_T \frac{d\rho}{dt} + \left( \frac{\partial u}{\partial T} \right)_\rho \frac{dT}{dt},$$

получим уравнения скорости изменения температуры:

$$\frac{dT}{dt} = \frac{\left[ \frac{du}{dt} - \left( \frac{\partial u}{\partial \rho} \right)_T \frac{d\rho}{dt} \right]}{\left( \frac{\partial u}{\partial T} \right)_\rho}.$$

Аналогичным образом получим уравнение скорости изменения давления рабочего тела:

$$\frac{dP}{dt} = \frac{\left[ \frac{du}{dt} - \left( \frac{\partial u}{\partial \rho} \right)_P \frac{d\rho}{dt} \right]}{\left( \frac{\partial u}{\partial P} \right)_\rho}.$$

Значение производных для выбранных уравнения состояния определяются на основании уравнения внутренней энергии, выраженное через давление и плотность для определения скорости изменения давления или выраженное через температуру и плотность для определения скорости изменения температуры.

Теплообмен. Для определения теплообмена между рабочим телом и окружающей средой используется уравнение конвективного теплопереноса:

$$\frac{dQ}{dt} = \alpha S \Delta T$$

Определённую сложность представляет определение коэффициента теплоотдачи  $\alpha$ . Теоретическому определению данного коэффициента посвящено множество работ. В данном исследовании для определения коэффициента теплоотдачи используется наиболее простая формула, в которой коэффициент теплоотдачи зависит только от скорости газа:

$$\alpha = 5,6 + 4 \cdot \omega_{газа}.$$

Описанные выше зависимости для уравнения состояния, внутренней энергии, уравнения составляют основу математической модели рабочего процесса в полости переменного объёма.

Вычислительный эксперимент и получение рекомендаций по учёту свойств реального газа при моделировании. В качестве экспериментальных данных были использованы результаты экспериментальных исследований из работы [3]. На рисунке 2 приведена схема и основные размеры экспериментальной стенда.



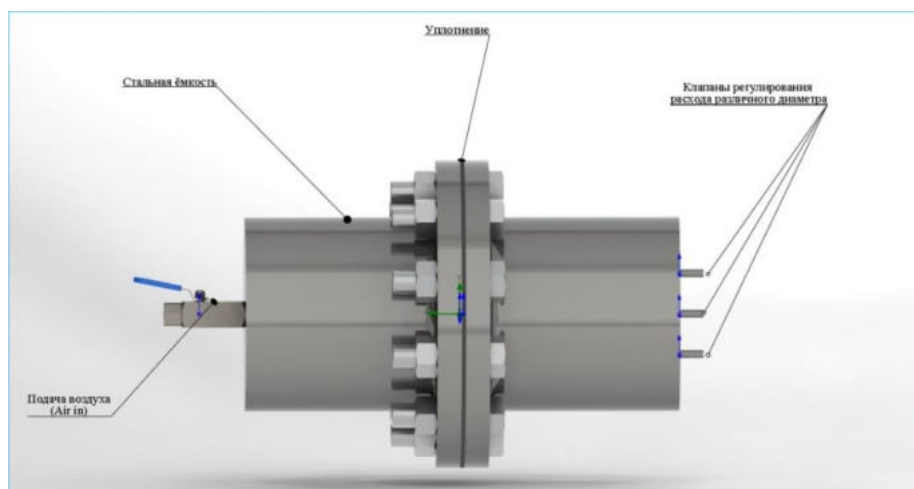


Рис. 2. Схема экспериментального стенда [3]

Параметры эксперимента приведены в таблице 2.

Таблица 2. Параметры эксперимента

№ п.п.	Параметр	Значение	Единица измерения
1	Газ	Воздух	-
2	$P_{кр}$	3,766	МПа
3	$V_{кр}$	0,00316	$\frac{м^3}{кг}$
4	$T_{кр}$	132,5	К
5	R	287	$\frac{Дж}{кг \cdot К}$
6	Площадь теплообмена, S	0,3235	$м^2$
7	Диаметр сопла, d	1; 2,1; 2,7	мм
8	Начальное давление, P1	790000	Па
9	Начальная температура, T	300	К
10	Объём, V	0,016171	$м^3$
11	Давление на выходе, P2	Атмосферное	Па

На рисунке 3 приведены экспериментальные кривые изменения давления и температуры при опорожнении ёмкости для различных диаметров.

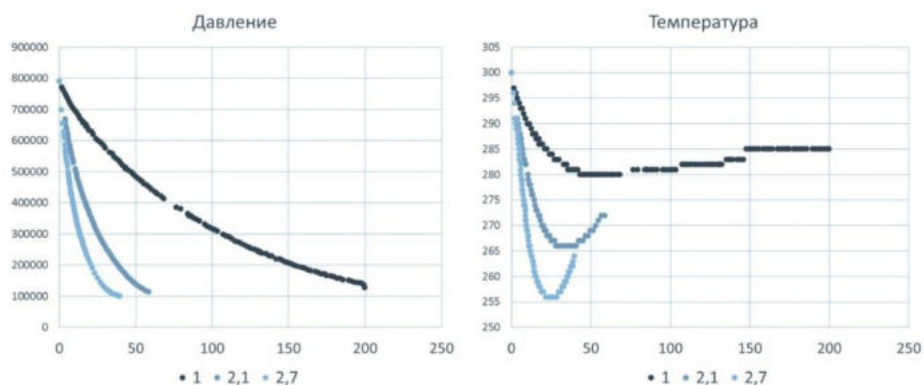


Рис. 3. Экспериментальные кривые давления и температуры

Для проведения вычислительно эксперимента и получения рекомендаций по применению уравнений состояния для реального газа была разработана программа расчёта, реализующая описанную математическую модель. В качестве данных начальных условий для работы программы используются начальные параметры эксперимента, указанные в таблице 2. В качестве метода решения дифференциальных уравнений используется метод Эйлера с шагом 0,01 секунда. Для каждого выбранного уравнения состояния разработана подпрограмма, рассчитывающая значения внутренней энергии, энтальпии и расхода. Во время моделирования рассчитанные значения давления и температуры сравниваются с экспериментальным значением. После этого определяется погрешность и выбирается результат моделирования, соответствующий минимальной погрешности. Также запоминается выбранная на этом шаге модель реального газа. Таким образом, в результате моделирования определяются лучшие модели для вычисления давления и температуры для конкретного диапазона давлений. Описанная последовательность определения наиболее подходящих математических моделей представлена на рисунке 4.



Рис. 4. Схема определения рекомендуемых диапазонов применения уравнений состояния реального газа

В результате моделирования были получены параметры для выбора моделей в различных диапазонах давлений. Результаты сведены в таблицу 3.

Таблица 3. Рекомендации по выбору уравнений состояния для моделирования

№	Параметр	Диаметр, мм	Диапазон, кПа	Рекомендуемая модель
1	Давление	1	100 – 790	Редлиха-Квонга
2			100 – 200	Дитеричи
3		2,1	200 – 500	Дюпре-Абеля
4			500 – 790	Редлиха-Квонга
5		2,7	100 – 550	Дитеричи
6			550 – 790	Редлиха-Квонга
7	Температура	-	100 – 220	Дитеричи
8		-	220 – 790	Дюпре-Абеля

Проанализированные математические модели на базе уравнений состояния, учитывающих свойства реального газа (Дюпре-Абея, Ван-дер-Ваальса, Ридлиха-Квонга, Дитеричи), являются наиболее перспективными для построения математических моделей рабочих процессов компонентов ПС. Полученные в работе рекомендации по критериям выбора уравнения состояния для математического моделирования рабочих процессов в компонентах ПС в приближении распределенных параметров позволяют получить высокую точность при расчетах. Рассмотренная группа математических моделей может быть легко расширена с использованием произвольного количеством других уравнений состояния для повышения точности моделирования.

#### Библиографический список

1. Ю.Л. Арзуманов и др. Математические модели систем пневмоавтоматики: Учеб.пособие М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.
2. Подчуфаров Б.М., Подчуфаров Ю.Б. Тепломеханика. Тула: Тул-ПИ, 1985. 104 с.
3. American Society of Engineering Education, 2007 AC 2007-2695: Modeling compressible air flow in a charge or discharge vessel and assessment of polytropic exponent, 2007.
4. Дзк. Гиршфельдер, Ч. Кертисс и Р. Берд. Молекулярная теория газов и жидкостей Перевод с английского под редакцией Е.В. Ступоченко. Издательство иностранной литературы. Москва, 1961.
5. Елагин М.Ю. Математическое моделирование нестационарных процессов в открытых термодинамических системах: Учеб. Пособие. Тул. Гос. ун-т, Тула, 1999.
6. Рязанов А.А. Краны шаровые для пневмогидравлических систем. Основы проектирования. М.: Машиностроение, 2011. — 152 с.
7. Мамонтов М.А. Вопросы термодинамики тела переменной массы. М.: Оборонгиз, 1961.
8. М.П. Вукалович, И.И. Новиков, Уравнения состояния реальных газов. М.-Л.: Госэнергоиздат, 1948.
9. Поливцев В.П. Моделирование процесса истечения сжатого воздуха как идеального и реального газа из емкости постоянного объема для систем пневмоавтоматики Вісник СевНТУ: зб. наук. пр. Вип. 146/2014. Серія: Автоматизація процесів та управління. Севастополь, 2014
10. Кюрджиев Ю. В. Моделирование рабочих процессов, разработка и модернизация пневматических систем и агрегатов с учетом образования конденсата рабочего тела: дис. ... канд. техн. наук: 05.04.06. Москва, 2004. 163 с.
11. Ушаков В.В., Щербаков А.М. Агрегаты пневмогидравлических систем/под ред. В.М.Филина. М.:Изд-во МАИ, 2017.—204 с.

УДК 662:623.4.086

#### УСКОРЕНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ПАСТООБРАЗНОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

*М. В. Ахтырский, В. А. Бабук, С. Ю. Нарыжный, В. В. Фоменко*

*Федеральное государственное унитарное предприятие «Специальное конструкторско-технологическое бюро «Технолог»*

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

Развитие военной и космической техники ставит задачу совершенствования ракетных двигательных установок. Для решения этой задачи требуется 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.

ПРТ могут заполнять и принимать любую форму камеры сгорания (КС), в процессе изготовления условных «зарядов» из них не требуются процедуры отверждения и прессования под давлением, что снижает затраты производства и повышает его безопасность [3].

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 [1]) 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» разработаны 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 уточнение 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 [2].

В СКТБ «Технолог» создана лабораторная и полигонная база для наработки, исследования реологических, термохимических и эксплуатационных характеристик ПРТ. Используются стенды для огневых испытаний модельных и натурных двигателей калибра от 20 до 250 мм с массой заряда ПРТ от 100 г до 30 кг и тяговыми усилиями от 10-100 кГ (лабораторные стенды) до 4-6 тонн (полигонные стенды испытаний РДПТ).

На рисунке 1 приведен пример работы опытного варианта РДПТ в лабораторных условиях, а на рисунке 2 – в полигонных условиях СКТБ «Технолог».



Рис. 1. лабораторный модельный ракетный двигатель, диаметр 30 мм.



Рис. 2. Полигонный модельный ракетный двигатель, диаметр 100 мм.

В процессе исследований на модельном составе ПРТ с использованием различных ТПЭ получены коэффициенты ускорения горения условного «заряда» ПРТ (по сравнению с торцевым горением условного «заряда» ПРТ без ТПЭ) в зависимости от типа материала, формы ТПЭ и степени их перфорации. В качестве ТПЭ использовалась металлическая фольга [4-6] различной толщины, были получены следующие коэффициенты ускорения: медь - 3,9...4,1, бронза - 2,9...3,4, латунь - 2,4...2,8, нержавеющая сталь - 1,4...1,8. Опытные образцы ТПЭ из различного материала и с разной степенью перфорации представлены на рисунке 3. ТПЭ из металлической сетки представлены на рисунке 4.

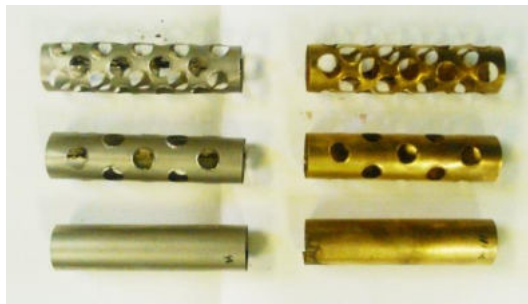


Рис. 3. ТПЭ для модельного ракетного двигателя.



Рис. 4. ТПЭ из латунной и металлической сетки.

Проведен ряд испытаний с использованием ТПЭ разной степени перфорации. Результаты испытаний приведены в виде осциллограммы на рисунке 5.

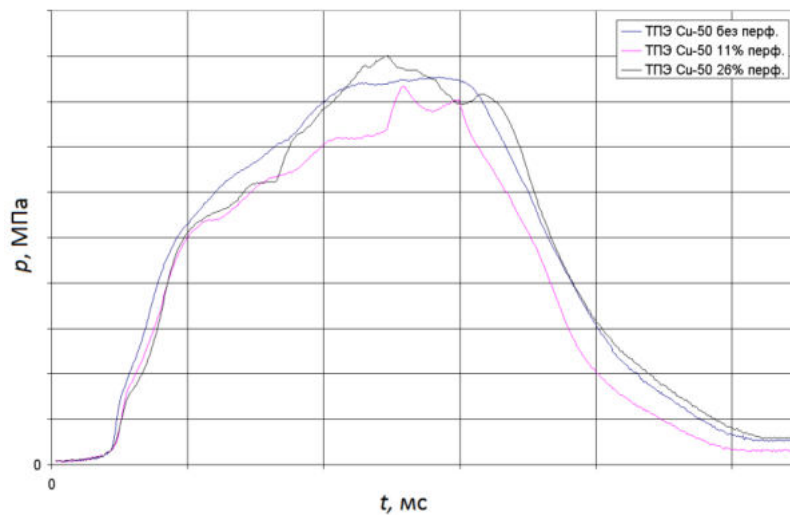


Рис. 5. Осциллограммы опытов с ТПЭ различной степени перфорации

Испытания показали, что степень перфорации ТПЭ на процесс ускорения горения условного «заряда» ПРТ в исследованном интервале величин перфорации (0-36%) не влияет. Назначение перфорации – это возможность движения пасты через стенки ускорителя в процессе заполнения двигателя и при температурной деформации пасты и ТПЭ при изменении температуры заряда.

Были проведены исследования по применению медных струн в условном «заряде» ПРТ. Капсулы со струнами для модельного ракетного двигателя приведены на рисунке 6. В зависимости от толщины струны коэффициент ускорения горения условного «заряда» ПРТ составил 4...6 [2].



Рис. 6. Капсулы с медной струной по оси заряда.

В результате исследований хорошо зарекомендовали себя конструкции ТПЭ в виде перфорированных цилиндров с коаксиальной конструкцией. Они обеспечивают высокую повторяемость и стабильность работы условного «заряда» ПРТ. Кроме того, при использовании нескольких материалов ТПЭ возможно создание двухрежимного двигателя на базе одного топлива в едином корпусе.

Зависимость давления и тяги от времени при двухрежимной работе РДПТ на базе одного топлива в едином двигателе с использованием ТПЭ из разных материалов приведена на рисунке 8. Сам составной ТПЭ приведен на рисунке 7.



Рис. 7. Двухсоставной ускоритель.

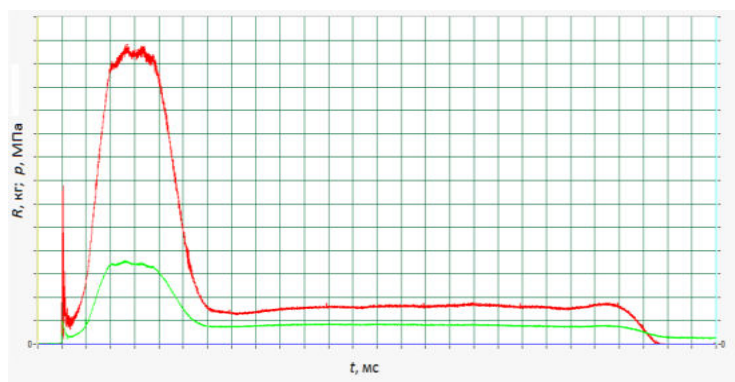


Рис. 8. Изменение давления (зеленая кривая) и тяги (красная кривая) от времени при двухрежимной работе РДПТ.

Пастообразные топлива хорошо проявили себя, показав свою работоспособность в широком диапазоне температур ( $-50...+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) с возможностью регулирования газоприхода за счет компонентной базы составов, катализаторов и применения разных типов ТПЭ.

В целом, к настоящему времени стало понятно, что основными направлениями использования пастообразных топлив являются [2]:

- Короткоимпульсные РДПТ высокого давления с условными «зарядами» ПРТ торцевого режима горения для ПРТ с высокими скоростями горения.
- Двух – трех режимные РДПТ, допускающие в одном корпусе и с использованием одного ПРТ возможность работать в режимах «стартовый ускоритель – маршевый режим – режим доускорения» с высокой степенью изменения тяги.
- Газогенераторы маршевых ступеней ракетно-прямоточных двигателей авиационных ракет, устойчиво работающие в интервале давлений 0,05-10 МПа
- При возобновлении производства такого компонента, как гидрид алюминия возможна обработка специальных высокоимпульсных ПРТ с  $J_{уд.} > 3000\text{ м/с}$  при  $R_k \geq 20\text{ МПа}$ .

Полученные результаты отличаются новизной, высокой практической значимостью и допускают возможность широкого использования ПРТ в качестве топлив ракет различного назначения. Работы по изучению и внедрению подобных топлив ведутся на базе СКТБ «Технолог» по настоящий день.

#### **Библиографический список**

1. Животов Н.П. Сорокин В.А., Францкевич В.П., Козлов В.А., Суриков.Е.В, Фельдман В.Д., Абашев В.М., Черваков В.В., Шаров М.С., Яновский Л.С. Ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах (монография)/ Москва, "ФИЗМАТЛИТ", 2010г., 350с.
2. НТО по НИР "Экспериментально-теоретическое исследование составов пастообразных наполнителей для ракетных двигателей с улучшенными энергетическими характеристиками" - СПб: ФГУП "СКТБ "Технолог", уч.№ 192-02/6106-14, 2014г.
3. Авдиенко А.А., Григорьян С.С., Финагин А.Е. Рабочие процессы и проектирование ракетных двигателей на пастообразном топливе. СВВКИУ ракетных войск им. А.И. Лизюкова, Саратов, 1996. – 124с.
4. А.А. Миланченко. «Анализ влияния теплопроводящих элементов на горение твёрдых топлив», Центр исследований и образования в области ракетно-артиллерийских наук Томского Государственного университета, издательство Томского Университета, Сборник статей, Томск, 1997-133с.
5. «Теоретические основы анализа и синтеза комбинированных ракетных двигателей на твёрдых и пастообразных топливах», Москва, издательско-торговая корпорация «Дашков и К», т.4.,223 стр., 2012 год.
6. Бахман Н.Н., Лобанов И.Н. «Влияние теплопроводящих элементов на скорость горения», Физика горения и взрыва.1975, т.11, №3, с.501-506.

УДК

#### **АНАЛИЗ УСЛОВИЙ ВОЗБУЖДЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ РАКЕТНОГО БЛОКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ РАКЕТОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЕ СПАСЕНИЯ СТУПЕНИ**

*И. Ф. Бикеев, А. Э. Султанов*

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

##### **Введение**

Колебания корпуса ракеты-носителя с малыми частотами и большими амплитудами является негативным фактором, влияющим на работоспособность большинства систем ракеты. В ряде случаев низкочастотная вибрация может стать причиной потери герметичности расходных магистралей. Причиной высокоамплитудной вибрации корпуса может быть потеря продольной устойчивости в связке с двигателем.

Колебательной системой является корпус ракеты, источником энергии служит жидкостный ракетный двигатель, обратную связь осуществляет топливная магистраль. Кроме внешней обратной связи между корпусом и двигателем, которая замыкает систему, существует внутренняя обратная связь между двигателем и топливной магистралью. Эта связь осуществляется посредством воздействия давления в камере сгорания на скорость подачи топлива из топливной магистрали через форсунки. Таким образом при рассмотрении условий возбуждения продольных колебаний ракетного блока ракеты-носителя анализировалась динамическая система «упругий корпус – топливная магистраль – двигатель».

Колебания подачи топлива в камеру сгорания происходят с такой же частотой, с которой совершаются продольные колебания корпуса и топлива в трубопроводе; с этой же частотой изменяется и тяга двигателя. В автоколебательном процессе во всех звеньях замкнутой системы происходят колебания с частотой, которая называется частотой автоколебаний. При таком мощном источнике энергии, как ЖРД, автоколебания могут привести к возникновению больших динамических нагрузок в конструкции ракеты-носителя, способных вызвать повреждения оборудования и приборов.

Для современных ракет-носителей разработаны и успешно применяются специальные системы демпфирования колебаний, представляющие собой специальные устройства, устанавливаемые на одну из топливных магистралей питания двигателя. Эти устройства проектируются в соответствие с ожидаемыми динамическими характеристиками упругого корпуса ракеты, ее топливных магистралей и жидкостного ракетного двигателя (ЖРД).

Как правило для исключения так называемого POGO-эффекта в том случае, если возможно приближение частоты собственных продольных колебания ее корпуса к частоте колебаний жидкости топливной магистрали питания двигателя, принимают меры по снижению этой частоты. При этом наиболее сложным с точки зрения научного исследования является учет усиливающего эффекта жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) на потерю устойчивости рассматриваемой динамической системы, что определяется большим числом факторов, определяющих динамические свойства двигателя. Известны случаи проявления POGO-эффекта на отечественных ракетах-носителях, когда только применение демпферов в топливных магистралях не давали ожидаемый результат и наблюдались признаки потеря продольной устойчивости – рост амплитуды вибрации корпуса.

Известны результаты научных исследований, проведенные отечественными учеными Натанзоном М.С. и Гликманом Г.Ф., в которых отмечено решающее влияние типа системы подачи топлива ЖРД на реализацию потери продольной устойчивости РН при выполнении условий разделения частот собственных колебаний корпуса и топлива в магистрали (резонанса в системе «упругий корпус-топливная магистраль»). В частности, отмечалось, что двигатели с дожиганием окислительного газа за счет меньшего фильтрующего эффекта со стороны turbo-насосного агрегата (ТНА) больше откликаются по тяге на пульсации давления на вход в двигатель. Данный эффект количественно определяется формой амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) двигателя по давлению в камере в функции частоты пульсации давления на вход по одному из компонентов топлива.

При реализации способа спасения отработавшей ступени ракеты-носителя с использованием маршевых двигателей, когда штатная система демпфирования должна будет работать в условиях существенного изменения динамических свойств колебательной системы «ракетный блок – топливная магистраль - двигатель», могут реализоваться условия потери устойчивости и развития продольных колебаний. Определяющим параметром при этом выступает значение частоты, на которой двигатель максимально усиливает пульсации давления на входе, преобразуя их в колебание тяги и, в конечном итоге, – амплитуду продольных колебаний корпуса (вибрации).

В этой связи актуальным представляется проведение теоретических исследований по оценке условий потери устойчивости рассматриваемой динамической системы РН, а также выявлению определяющих параметров корпуса ракетного блока первой ступени и ее двигателя, спасаемого по ракетодинамической схеме.

Результаты исследований

При проведении исследований анализировалось влияние формы АЧХ двигателя и конструктивных параметров корпуса ракетного блока первой ступени и ракеты-носителя на условия потери устойчивости в продольном направлении по методу *D*-разбиения [2]. В соответствие с указанным подходом на основе математической модели динамического взаимодействия упругого корпуса, податливой топливной магистрали и двигателя посредством линеаризации дифференциальных уравнений определялись соотношения между потребным и располагаемым демпфированием продольных колебаний корпуса РН для различных этапов (секунд) полета.

Для описания динамической модели колебания корпуса применен метод сосредоточенных масс по которому РН рассматривается как система из *n* осцилляторов с массами  $M_i$  (от 1 до  $n+1$ ), жесткостью  $k_j$  и демпфирующими свойствами  $r_j$  (от 1 до  $n$ ).

Опыт проведенных исследований позволяет упрощенно представить упругий корпус ракеты и ракетного блока первой ступени двухступенчатой РН (схема «гандем») как систему двух масс  $M_1$  и  $M_2$ , связанных между собой невесомой пружинкой с жесткостью  $k$  и коэффициентом демпфирования  $\gamma$ .



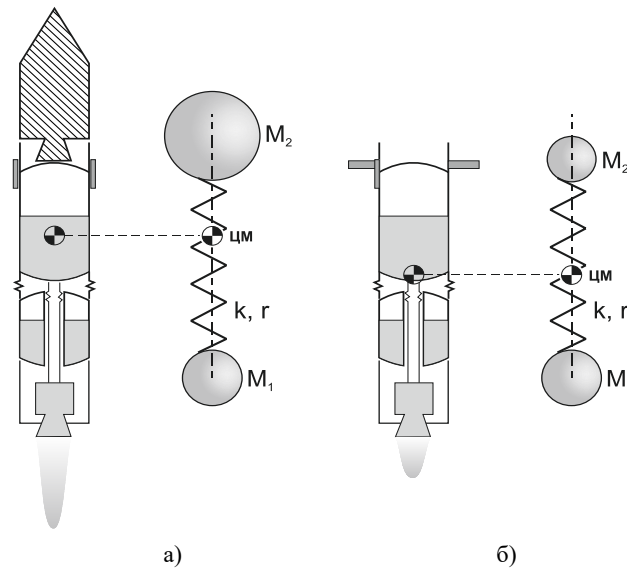


Рис. 1. Расчетная схема для анализа продольных колебаний:  
 а – для первого этапа работы ДУ; б – для второго этапа работы ДУ (спуск ступени)

Жесткость  $k$  упругой связи должна быть подобрана так, чтобы частота собственных колебаний двухмассовой системы равнялась реальной частоте  $\omega_c$  колебаний ракеты с учетом оценки текущей массы топлива в обоих баках.

Для рассмотренной схемы колебаний корпуса частоту  $\omega_c$  можно оценить по выражению

$$\omega_c(t) = \sqrt{\frac{k(M_1 + M_2)}{M_1 \cdot M_2}}$$

Для РН, функционирующей в полете, массы  $M_1$  и  $M_2$  изменяются по времени:

$$M_1(t) = M_1^{\text{кон}} + M_{\text{топл}1}^{\text{НАЧ}} \left( 1 - \frac{M_{\text{топл}1}}{\dot{m}_1 \cdot t} \right); \quad M_2(t) = M_2^{\text{кон}} + M_{\text{топл}2}^{\text{НАЧ}} \left( 1 - \frac{M_{\text{топл}2}}{\dot{m}_2 \cdot t} \right);$$

где  $M_1^{\text{кон}}$  – конечная масса условной нижней части корпуса РН;  $M_2^{\text{кон}}$  – конечная масса условной верхней части корпуса РН.

Указанные массы корпуса РН могут быть получены на основе анализа массовой сводки РН. Данные по усредненным расходам компонентов топлива могут быть получены из параметров двигателя.

Для корректного описания взаимодействия упругого корпуса ракеты с топливом в баках и двигателем в хвостовом отсеке необходимо адекватно описать закон изменения положения центра масс системы. Пример расчета закона изменения положения Ц.М. показано на рис. 2.

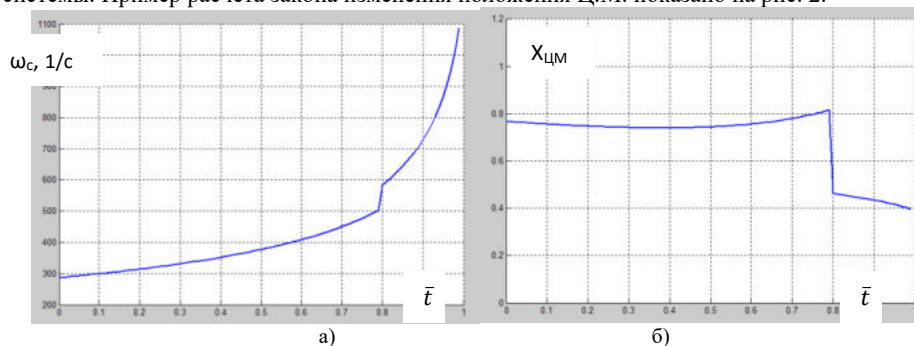


Рис. 2. Зависимость от безразмерного времени работы двигателя первой ступени РН:  
 а – частоты собственных продольных колебаний конструкции; б – координаты (безразмерные) Ц.М.

Наиболее трудным для идентификации является параметр демпфирования колебаний – коэффициент затухания колебаний  $r_c$ . В первом приближении его можно оценить из выражения

$$r_c = \xi M_0 / (M_1 M_2),$$

где  $M_0 = M_1 + M_2$  – общая масса ракеты;  $\xi$  – коэффициент демпфирования колебаний.

Если известно смещение, например, хвостового отсека  $u_1$ , то смещение в этот момент любого другого сечения  $u_i$  определяется с использованием функции формы продольных колебаний  $U_n$

$$u_i = U_n u_1.$$

Для рассматриваемой двухмассовой системы (см. рис. 2), имеющей две степени свободы, можно записать пару уравнений, полностью описывающих движение масс:

– уравнение движения нижней массы

$$M_1 \ddot{u}_1 = \Delta P - k(u_1 - u_2) - \xi(\dot{u}_1 - \dot{u}_2);$$

– уравнение движения верхней массы

$$M_2 \ddot{u}_2 = k(u_1 - u_2) + \xi(\dot{u}_1 - \dot{u}_2).$$

где  $u_1$  и  $u_2$  – перемещения центров соответствующих масс системы.

Результат свертывания этой системы уравнений с использованием оператора дифференцирования  $s = d/dt$  (оператора Лапласа) можно написать в следующем виде:

$$(M_2 M_1 s^2 + M_0 \xi s + M_0 k) \ddot{u}_1 = (M_2 s^2 + \xi s + k) \Delta P.$$

Ускорение нижней массы  $\ddot{u}_1$  будет в дальнейшем использовано непосредственно, поэтому оно фигурирует как самостоятельная переменная.

Окончательно уравнение колебаний элементов конструкции ракеты запишем в таком виде:

$$(s^2 + r_c s + \omega_c^2) \ddot{u}_1 = g n_x \left( \frac{1}{m_1} s^2 + r_c s + \omega_c^2 \right) \pi,$$

где  $n_x = P_0 / g M_0$  – осевая перегрузка ракеты;  $m_2 = M_2 / M_0$  – относительная величина нижней массы;  $\pi = \Delta P / P_0$  – относительное изменение силы тяги двигателя.

Учет динамических свойств топливной магистрали питания двигателя позволяет моделировать потерю устойчивости системы «упругий корпус – топливная магистраль» с учетом параметров системы демпфирования (сосредоточенной упругости).

Единое уравнению упруго-инерционных свойств топливной магистрали имеет вид:

$$T_L T_y \ddot{\bar{p}}_1 + \bar{p}_1 = \bar{p}_2 - T_L \ddot{\bar{m}}_1$$

или с использованием оператора дифференцирования

$$(s^2 + \omega_m^2) \bar{p}_2 = \omega_m^2 \bar{p}_1 - \frac{1}{T_y} s \bar{m}_1,$$

где  $\omega_m = 1/\sqrt{T_L T_y}$  – круговая частота собственных колебаний жидкости в магистрали.

Под  $\bar{p}_{в.ок}$  здесь понимается относительное изменение давления столба жидкости в магистрали при колебаниях ракеты:

$$\bar{p}_1 = \bar{p}_{в.ок} = \frac{\Delta \bar{p}_{в.ок}}{\Delta \bar{p}_{ок0}}.$$

Следовательно,

$$(s^2 + \omega_m^2) \bar{p}_{ок} = \omega_m^2 \bar{p}_{в.ок} - \frac{1}{T_y} s \bar{m}_{ок}$$

Давление столба жидкости пропорционально ее плотности, высоте столба и ускорению движения ракеты. В соответствие со схемой, изображенной на рис. 2, в которой входные трубопроводы крепятся жестко к двигателю и эластично к баку для жидкого топлива с плотностью  $\rho$  пульсации давления описываются выражением:

$$\Delta p_{в.ок} = \rho (l_{ок} \ddot{u}_1 + h_6 \ddot{u}_6).$$

Первое слагаемое соответствует давлению столба жидкости, заключенной во входной трубе, при движении последней вместе с двигателем; второе – давлению столба жидкости в баке.

Форма колебаний  $U_n$  определяет соотношение не только между перемещениями, но и между ускорениями.

Итоговые выражения для пульсации давления на входе в двигатель по обоим компонентам можно представить как

$$\bar{p}_{y_{ок}} = \frac{\Delta p_{y_{ок}}}{p_{ок_0}} = \frac{p_{ок}}{p_{10к}} (L_{ок} + U_6 h_6) \ddot{u}_1.$$

В рамках данных исследований считалось, что при продольных колебаниях ракеты нижнее днище бака горючего перемещается так же, как двигатель. Тогда

$$\Delta p_{y_{г}} = \bar{p}_{y_{г}} \frac{\Delta p_{y_{г}}}{\Delta p_{r_0}} h_1 \ddot{u}_z.$$

Динамические свойства двигателя проявляются в виде коэффициентов  $W[\dot{m}_{ок}, p_{ок}]$ ,  $W[\dot{m}_{ок}, p_z]$ , представляющих собой комплексные передаточные функции. Эти коэффициенты описывают АЧХ двигателя в интересующих нас параметрах: давление на входе в двигатель, расход окислителя через камеру или давление в камере сгорания. Опыт анализа АЧХ двигателей демонстрирует высокую корреляцию между АЧХ по расходу и давлению в камере (тяге), что позволяет использовать любую из видов передаточных функций.

Вид интересующих нас АЧХ для ЖРД различных схем представлен на рис. 3.

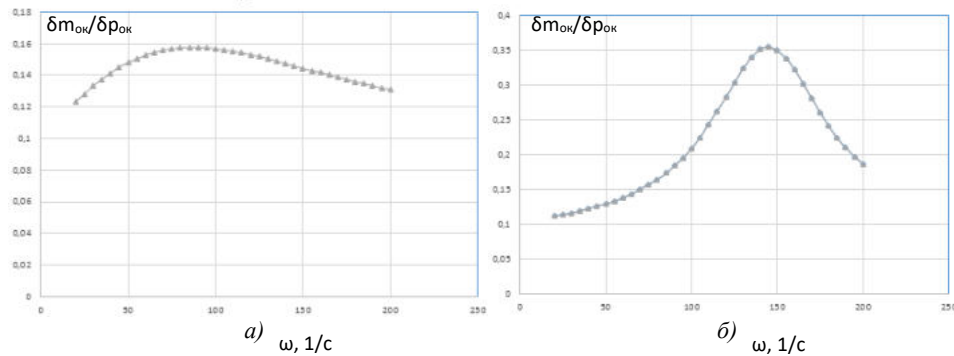


Рис. 3. АЧХ двигателя (а – без дожигания; б – с дожиганием)

Единое уравнение динамики системы подачи окислителя в условиях продольных колебаний корпуса ракеты имеет вид

$$(s^2 + r_m s + \omega_m^2) \bar{m}_{ок} = W[\dot{m}_{ок}, p_{ок}](\omega) \bar{p}_j^{ок} \ddot{u}_1,$$

где  $r_m = \frac{W[\dot{m}_{ок}, p_{ок}]}{T_y}$  – коэффициент демпфирования колебаний жидкости в магистрали.

Левая часть этого уравнения описывает собственные колебания жидкости в магистрали при неизменных внешних условиях ( $\mu_y = 0; \ddot{u}_1 = 0$ ).

В результате определенных математических процедур динамика взаимодействия двигателя с упругим корпусом, описываемая системой из четырех уравнений, может быть сведена к одному уравнению четвертого порядка:

$$(a_0 p^4 + a_1 p^3 + a_2 p^2 + a_3 p + a_4) \bar{p}_к = 0,$$

где коэффициенты  $a_i$  при операторах дифференцирования соответствующего порядка описываются аналитическими выражениями.

Для исследования устойчивости по продольным колебаниям корпуса РН применяется критерий Гурвица [3].

В этом случае выражение для границы устойчивости примет вид

$$a_1 a_2 a_3 - a_0 a_3^2 - a_4 a_1^2 > 0.$$

По результатам моделирования для некоторых типичных данных получены диаграммы устойчивости (рис. 4, 5), отображающие этапы полета РН и ракетного блока при спасении с повышенными осевыми вибрациями. Как видно, для обеспечения устойчивости системы «ЖРД –

корпус ракеты», т.е. для предотвращения автоколебаний, необходимо, чтобы коэффициент демпфирования колебаний ракеты  $r_c$  был не ниже некоторого критического значения. Это потребное значение  $r_{крит}$  резко возрастает при приближении собственной частоты продольных колебаний ракеты  $\omega_c$  к собственной частоте колебаний жидкости в магистрали компонента, поступающего из высокорасположенного бака  $\omega_m$ . Это соответствует условию резонансного взаимодействия колебаний ракеты и колебаний жидкости в магистрали. Потребное для устойчивости системы значение  $r_{крит}$  уменьшается с увеличением коэффициента демпфирования колебаний жидкости  $r_m$ . Аналогично, возрастание  $r_{крит}$  проявляется при совпадении частоты продольных колебаний ракеты  $\omega_c$  с частотой максимума АЧХ двигателя.

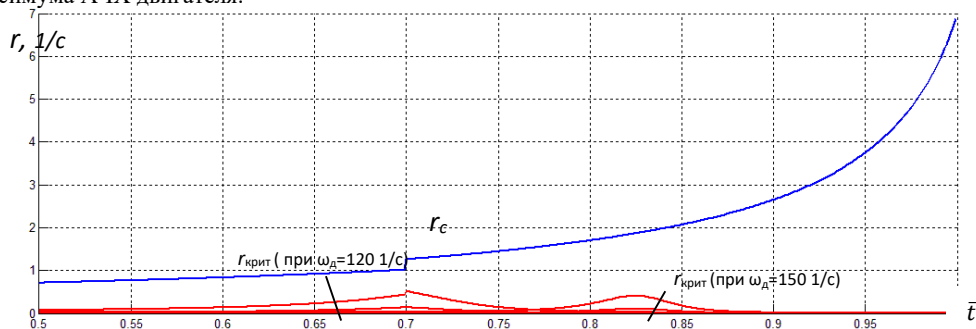


Рис. 4. Изменение потребного и располагаемого значения коэффициента демпфирования колебаний ракеты в полете при частоте собственных колебаний жидкости в магистрали окислителя  $\omega_m=10$  1/c

Кроме того, на соотношение потребного и располагаемого коэффициента демпфирования оказывает существенное влияние конфигурация ракеты. Так, при повторном запуске двигателя первой ступени после отделения от основной РН, наблюдается скачкообразное возрастание демпфирующих свойств ракетного блока. Количественное изменение таких свойств напрямую зависит от запасов топлива в баках ракетного блока в конце активного участка работы РН. В данном исследовании условно принималось, что двигатель всегда работает на номинальном режиме работы, т.е. безразмерное время полностью определяет массу ракеты и ракетного блока.

При варьировании безразмерного времени отделения первой ступени от 0,7 до 0,9 для различных видов АЧХ двигателя по расходу окислителя в функции давления на вход в двигатель окислителя и горючего контролировалось нарушение условий продольной устойчивости, и, как следствие, возрастание вибрации корпуса ракеты (ракетного блока).

Критерий потери продольной устойчивости в данном случае формулируется как превышение потребного коэффициента  $r_{крит}$  демпфирования над располагаемым  $r_c$ .

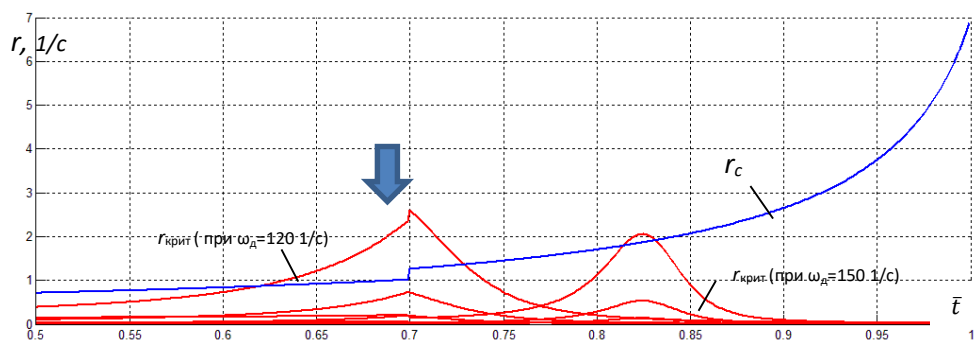


Рис. 5. Изменение потребного и располагаемого значения коэффициента демпфирования колебаний ракеты в полете при частоте собственных колебаний жидкости в магистрали окислителя  $\omega_m=15$  1/c

Из графика на рис. 5 видно, что причиной развития высокоамплитудной вибрации ракетного блока при управляемом возвращении (спуске) может быть приближение частоты собственных продольных колебаний корпуса к частоте одного из максимумов АЧХ двигателя по давлению в камере в функции давления во входной магистрали окислителя в условиях относительно малого

демпфирования колебаний жидкостной магистрали. Последнее условие определяется разностью частот собственных колебаний окислителя в магистрали  $\omega_m$  и частоты колебаний корпуса  $\omega_c$ . Серия кривых  $f_{\text{крит}}$  на графике соответствует разным значениям максимумов АЧХ двигателя, зависящих от параметров ЖРД и режимов его работы. Очевидно, что наиболее опасным моментом развития вибрации в отделившемся ракетном блоке является начальный этап – непосредственно после разделения ступеней (отмечено стрелкой).

#### Заключение

Рассмотрение такой номенклатуры факторов как демпфирующие свойства корпуса ракеты и параметры АЧХ маршевого двигателя позволило сформулировать условия возрастания амплитуды продольных колебаний корпуса как на этапе активного участка траектории ракеты-носителя, так и при спуске ракетного блока на Землю.

При использовании в качестве маршевого двигателя на первой ступени РН ЖРД без дожигания, имеющего пологую АЧХ (не резонансного типа), а также штатной системы демпфирования колебаний, условий для появления повышенной вибрации не возникает. Вместе с тем, при использовании ЖРД с дожиганием при неблагоприятном сочетании формы АЧХ двигателя и характера изменения демпфирующих свойств корпуса в процессе полета РН или ступени может проявиться потеря продольной устойчивости со значительным возрастанием осевой вибрации.

Определяющее влияние на условия потери продольной устойчивости оказывает момент времени совпадения частот собственных продольных колебаний корпуса с частотой максимума АЧХ двигателя. Наиболее опасным для развития вибрации является начальный период работы двигателя отделившегося ракетного блока, когда частота собственных колебаний еще не достигла максимальных значений и соответственно демпфирующие свойства конструкции относительно невелики.

#### Библиографический список

1. Криволуцкий В.А. Автоматика ракетных двигателей: учебник. Л.:ЛВИКА имени А.Ф.Можайского, 1969. – 428 с.
2. Натанзон М.С. Продольные автоколебания ракеты. М.: Машиностроение, 1977. – 208 с.
3. Колесников К.С. Динамика ракет: уч. Для вузов. 2-е изд., исправленное и доп. М.: Машиностроение, 2003. – 520 с.

УДК 629.7.028.4

#### АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НАНОСПУТНИКОВ ПОДВИЖНОГО ТИПА

*А. М. Богатырев, Д. Г. Грачев, Е. В. Устюгов*

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

#### Аннотация

В работе предлагается и исследуется конструкция панелей подвижного типа, в которой управление панелями осуществляется посредством привода по двум взаимно перпендикулярным осям. Приводится анализ рассматриваемой конструкции с целью формирования технических требований к конструкционным элементам.

#### Введение

В настоящее время космические аппараты нанокласса формата CubeSat (наноспутники (НС)) становятся все более востребованными для решения практических и научных задач. Учитывая малые размеры наноспутников (100x100x100 мм для формата 1U), размещение панелей солнечных батарей (БС) на корпусе наноспутника характеризуется низкой энергоэффективностью, ввиду невозможности обеспечения одномоментной освещенности всех панелей БС. Повышение энергоэффективности системы электропитания наноспутника позволит расширить круг решаемых задач. Предлагается использовать раскрывающиеся солнечные панели с конструкцией подвижного типа. Известны примеры конструкций панелей солнечных батарей с одноосным управлением[3]: Honeybee Robotics. Solar Array Drive Mechanism (SADM) [2], способный управлять развернутыми панелями путем их поворота вокруг оси их закрепления на корпусе. Подобная конструкция позволяет повысить эффективность систем энергопитания путем ориентации панелей исходя из положения аппарата относительно Солнца.

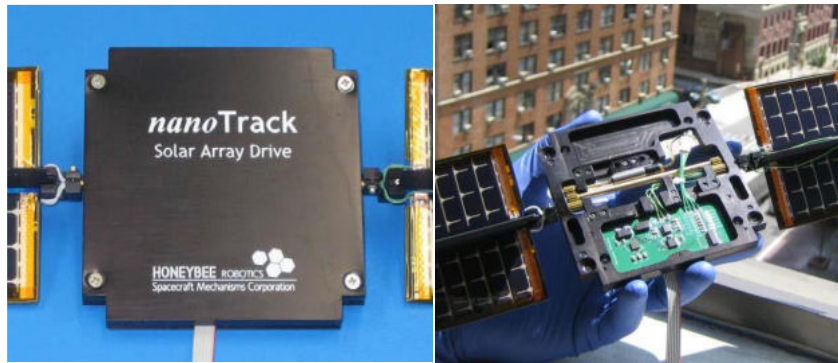


Рис. 1. SADM

Однако, возможности подобной системы также ограничены. Управление по одной оси позволяет ориентировать панели для ограниченного количества направлений вектора солнечного потока. Это ограничение можно снять путем введения дополнительной оси вращения.

Описание кинематической схемы и геометрический анализ конструкции

Рассмотрим систему, позволяющую управлять положением БС по двум взаимно перпендикулярным осям. Движение панелей вокруг продольной оси строительной системы координат осуществляется путем введения подвижной платформы. Одна из осей совпадает с осью строительной системы координат аппарата, другая – подвижная – с собственной осью панелей. (Рис. 2 (а))

Из рисунка (рис.2 (б)) видно, что при длине крепежного звена  $\delta$ , меньшей необходимой, подвижность панелей по оси ограничивается корпусом аппарата. Очевидно, что для определения наименьшей длины крепежного звена необходимо найти радиус окружности, показанной на рисунке (рис. 2 (б)), после чего вычесть из него  $\frac{h}{2}$ .

$$R = \sqrt{\left(\frac{h}{2}\right)^2 + \left(\frac{d}{2}\right)^2} = \frac{1}{2}\sqrt{h^2 + d^2}$$

$$\delta = R - \frac{h}{2} = \frac{\sqrt{h^2 + d^2} - h}{2}$$

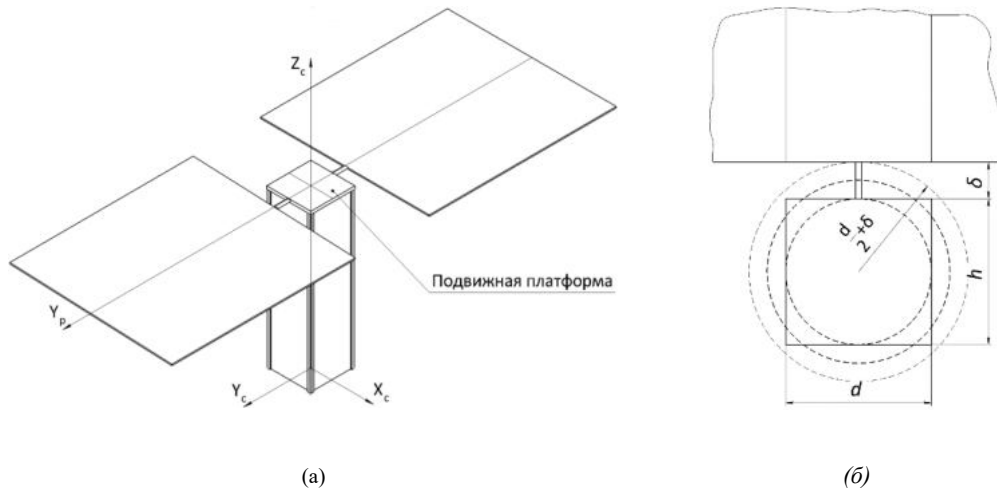


Рис. 2

- (а) - Кинематическая схема конструкции панелей подвижного типа
- (б) - Расчет наименьшей необходимой длины крепежного звена

### Динамический анализ конструкции

При динамическом анализе движения важно установить влияние вращения панелей вокруг оси строительной системы координат аппарата на движение и ориентацию, которое может оказывать существенное влияние на точность обеспечения ориентации НС.

В данном случае рассматривается уже предложенную ранее конструкции с добавлением одной оси. Вращение панели вокруг продольной оси аппарата создаст момент инерции, который можно вычислить, аппроксимируя форму и геометрию компонентов системы в простые геометрические тела. Момент инерции, создаваемый крепежными звеньями, не рассматривается в силу его малой величины.

$$L = (I_1 + I_2)\omega$$

где  $I_1, I_2$  - моменты инерции платформы и панелей соответственно,  $\omega$  - угловая скорость вращения конструкции.

Моменты инерции вычисляются по формуле:

$$I = \iint_M r^2 dm$$

Аппроксимируя панель и платформу в параллелепипеды и считая их момент инерции относительно строительной оси аппарата, получаем аналитические выражения:

$$I_1 = \frac{M}{6}(h^2 + d^2)$$

$$I_2 = \frac{M}{6}(6l_s + 12\delta_{min} + h_s^2 + l_s^2)$$

Здесь  $h, d$  - длина и ширина подвижной платформы,  $h_s, l_s$  - длина и ширина панелей солнечных батарей,  $\delta_{min}$  - длина крепежного звена.

Для последующего моделирования выбраны некоторые значения размерных параметров, которые соответствуют платформе 100x100 мм и панелям размера 300x300 мм. Размеры платформы: ширина  $h$  и длина  $d$  платформы равны 0.1 м. Размеры одной панели: длина  $l_s$  равна 0.3 м., высота  $h_s$  равна 0.3. Масса панели  $M_1$  равна 0.35 кг, масса платформы  $M_2$  равна 0.03 кг. Длина крепежного звена  $\delta_{min}$  равна 0.03 м.

Пользуясь полученными аналитическими зависимостями и моделью орбитального движения, получим углы падения солнечного потока на панель в каждый момент времени. Затем оценим влияние вращения конструкции на ориентацию аппарата, получив моменты импульса для каждого момента времени

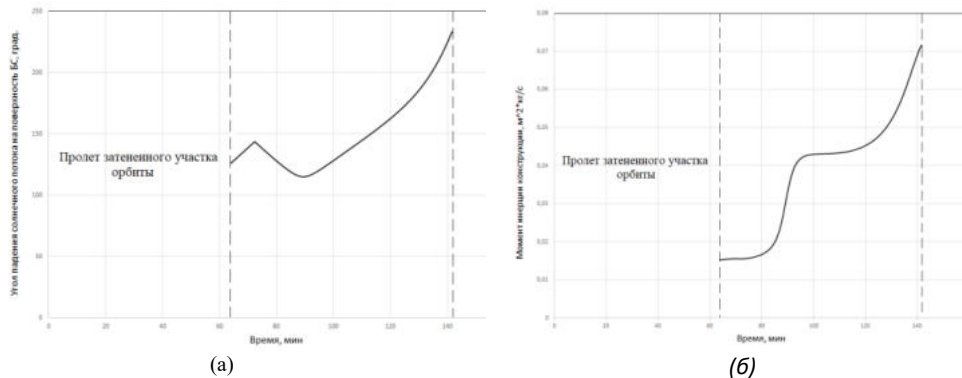


Рис. 3

- (а) - График зависимости угла поворота панелей от времени
- (б) - График производимого вращением панелей момента инерции

### Энергетический анализ

Для энергетического анализа проведем моделирование орбитального полета. Зададим некоторую орбиту, параметры которой заданы случайным образом (Таблица 1). Применяя простые модели орбитального движения и определения зоны тени, сравним эффективность два типа конструкций солнечных панелей: с креплением фотоэлементов на корпусе наноспутника и подвижную конструкцию.

Таблица 1. Параметры моделирования орбитального движения НС

Высота апогея	$1.1378 \cdot 10^4$ м
Высота перигея	$6.8781 \cdot 10^3$ м
Аргумент перигея	$-90^\circ$
Наклонение орбиты	$35.554^\circ$
Долгота восходящего узла	$0^\circ$
Начальный угол истинной аномалии	$0^\circ$

При анализе не будем учитывать затраты энергии на корректирование панелей, а также на корректирование положения аппарата бортовыми системами ориентации.

Для моделирования вышеуказанных условий применим модель, описанную ниже.

Система уравнений, описывающих орбитальное движение аппарата по эллиптической орбите:

Для задания направления на Солнце, в абсолютной системе координат задается вектор, определяющий направление солнечного потока  $S$ . Для определения теневого участка орбиты, в пространстве определим угол  $\vartheta$ .

$$\vartheta = \arcsin\left(\frac{r}{R_e + h}\right)$$

где,  $r$  – модуль радиус-вектора аппарата;  $h = R - R_e$  – высота орбиты в данной точке траектории движения аппарата.

Тогда, если выполняется условие

$$\zeta = (r, S) \leq \vartheta,$$

то аппарат находится в тени. Пользуясь этим условием, найдем время, которое аппарат находится в тени.

Для оценки эффективности конструкции панелей, применим некоторые допущения. Рассмотрим трапециевидные фотоэлементы, расположенные на квадратной площадке  $10 \times 10$ . Такие фотоэлементы покрывают примерно 80% площади площадки.

Таким образом, эффективная площадь фотоэлемента равна  $S$ .

Тогда, мощность, которую будет вырабатывать фотоэлемент при подвижной конструкции, можно посчитать следующим образом:

$$\begin{aligned} W_{mov} &\approx W_{sol} \\ P_{mov} &= W_{mov} * S * \eta \end{aligned}$$

В силу того, что панели ориентируемы на любое направление, можно считать эту величину константой на протяжении всего времени полета.

Для неподвижного крепления панелей, в зависимости от места и способа их закрепления (определяется нормалью к поверхности фотоэлемента), подсчет мощности необходимо произвести в каждый момент времени.

$$\begin{aligned} N &\text{ – нормаль к поверхности фотоэлемента} \\ \beta &= (N, S) \text{ – угол падения солнечного потока} \end{aligned}$$

Тогда

$$\begin{aligned} W_{fix} &\approx W_{sol} * \cos(\beta) \\ P_{fix} &= W_{fix} * S * \eta \end{aligned}$$

При моделировании орбитального движения получаем следующую зависимость генерируемой панелями мощности от времени:

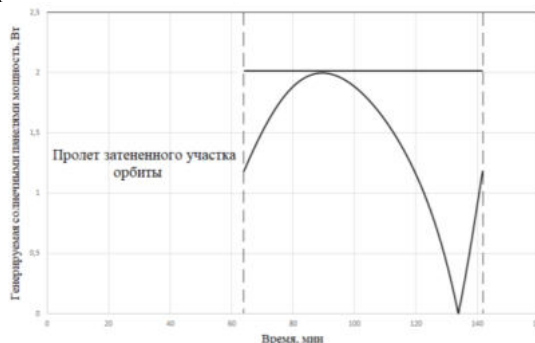


Рис. 4



Полученные в результате комплексного анализа аналитические зависимости и оценочные зависимости являются основой для составления конструктивных требований к конструкции панелей подвижного типа. Геометрический и динамический анализ позволяет сформировать требования к механике конструкции, в то время, как энергетический анализ позволяет оценить энергопотребление приводов панелей при коррекции их положения. Все результаты, получаемые в данной работе, носят оценочный характер и получены с целью определить применимость данной конструкции в реальных миссиях.

#### **Библиографический список**

1. Маркеев А.П. Теоретическая механика: Учебник для университетов. Москва: ЧеРо, 1999. - 572с.
2. Passaretti M., Hayes R. Development of a Solar Array Drive Assembly for CubeSat // Proc. of the Small Satellites Systems and Services - 4S Symposium 2016. NASA Kennedy Space Center; Cocoa Beach, FL, United States, 2010. — P. 445 — 453.
3. Marino M., Negri A., Perelli M., Palamides R. Innovative Solar Array Drive Assembly for CubeSat Satellite // Proc. of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium. Malta, 2016.
4. Antonio De Luca (2011). Architectural Design Criteria for Spacecraft Solar Arrays, Solar Cells - Thin-Film. Technologies, Prof. Leonid A. Kosyachenko (Ed.), ISBN: 978-953-307-570-9, InTech,
5. Scheidegger N, Ferris M, Phillips N.. Bi-Axial Solar Array Drive Mechanism: Design, Build and Environmental Testing // Proc. of the 42nd Aerospace Mechanism Symposium. NASA Goddard Space Flight Center; Greenbelt, MD, United States, 2014. P. 153 — 160.

УДК 629.7.036.54

#### **ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ТРАНСПИРАЦИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ В ЖРД**

*А. А. Бондарчук, А. В. Бадьин*

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

Цель любого из способов теплозащиты стенок камеры жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) – уменьшение теплового потока от рабочего тела к стенке камеры. И транспирационное охлаждение не является исключением.

Конструктивное совершенство двигателя определяется его удельным импульсом. Тяга и удельный импульс ЖРД определяются, главным образом, скоростью истечения продуктов сгорания из сопла, которая, в свою очередь зависит от параметров выбранных компонентов топлива, а также от конструктивных особенностей самого двигателя. Добиться повышения скорости истечения продуктов сгорания (ПС) из сопла можно с помощью повышения температуры и давления в камере сгорания (КС) двигателя. Однако повышение этих параметров ставит новые задачи при проектировании нового ЖРД – встает вопросы выбора схемы двигателя, выбора конструкционных материалов (прежде всего это обусловлено повышенными требованиями к жаропрочности и высокой теплопроводности материалов – а это очень часто взаимоисключающие понятия) и способа охлаждения двигателя, вернее – тепловой защиты стенок двигателя.

Существует несколько способов охлаждения стенок КС и сопла ЖРД – регенеративное, абляционное, радиационное, завесное, теплоизоляционное, транспирационное и т.д. Транспирационное охлаждение является разновидностью внутреннего охлаждения, т.е. оно служит для уменьшения тепловых потоков от раскаленных продуктов сгорания к внутренней стенке КС с помощью образования на внутренней стенке пристеночного слоя – жидкостной пленки или газового слоя низкой по сравнению с ядром температуры. Такая пониженная температура пристеночного слоя обычно достигается за счет подачи избытка горючего на периферийных форсунках для обеспечения неполного сгорания топлива или за счет газового слоя испарившегося компонента, подаваемого из рубашки охлаждения через специальные пояса завесы. Второй способ является, как правило, более экономичным и эффективным, особенно для КС двигателей большой мощности и с большим массовым расходом компонентов. В целом, внутреннее охлаждение является на сегодняшний день неотъемлемой составляющей теплозащиты для подавляющего большинства маршевых ЖРД.

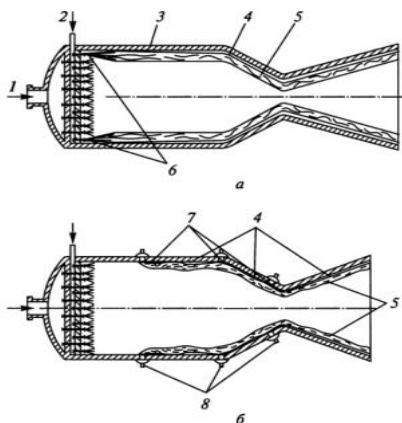


Рис. 1. Схемы пристеночного слоя для внутреннего охлаждения: а – с помощью периферийных форсунок; б – с помощью поясов охлаждения.

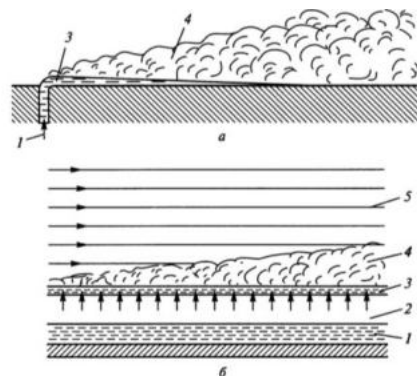


Рис. 2. Схема защитного действия внутреннего охлаждения: а – подача через пояс охлаждения; б – транспирационное охлаждение; 1 – охладитель; 2 – пористая стенка; 3 – жидкостный слой; 4 – паровой защитный слой; 5 – поток продуктов сгорания.

Транспирационное охлаждение обладает схожим принципом действия, только в данном случае охладитель поступает из охлаждающего тракта не через специальные отверстия поясов завесы, а через пористую огневую стенку по всей площади стенок камеры двигателя или на определенных ее участках. Такой способ позволяет обеспечить более надежную завесу с равномерным распределением охлаждающего компонента по всей длине профиля КС и сопла при меньшем расходе охладителя. В общем случае расход охладителя при транспирационном охлаждении в 3—5 раз меньше, чем при завесном, что обусловлено небольшими скоростями ввода охладителя и равномерным охлаждением поверхности. Таким образом, возможности для повышения давления и температуры ПС существенно возрастают.

В целом, транспирационный способ охлаждения имеет как преимущества, так и недостатки, которые я попытаюсь рассмотреть в данной работе, и данный вопрос заслуживает более глубоких исследований для оценки перспектив по внедрению данного способа в производство рабочих образцов ЖРД.

Сама идея применения транспирационного охлаждения стенок КС и сопла двигателя не нова. Первые попытки использования данного метода предпринимались еще на заре ракетостроения, в 20-е и 30-е годы XX века. Американский инженер Р. Годдард, которому принадлежит идея транспирационной теплозащиты, в 1923 г. впервые провел огневые испытания ракетного двигателя, у которого стенки КС и сопла были изготовлены из пористого керамического материала, и через них подавался криогенный кислород. Позже исследовательские работы неоднократно возобновлялись в США и СССР в 40-е и 60-е годы, но, несмотря на определенные успехи и полученный опыт, дальше лабораторных и стендовых испытаний в большинстве случаев дело не пошло. Однако, 1963г. в США фирмой «Рокетдайн» был разработан и запущен в серийное производство двигатель J-2, имеющий транспирационное охлаждение периферийной части форсуночной головки, изготовленной из пористой нержавеющей стали. Этот двигатель работал на кислородно-водородном топливе и применялся на верхних ступенях ракет «Сатурн-5».

Несмотря на всестороннее исследование в США данного способа охлаждения, попытки практического использования транспирационного охлаждения именно КС ракетного двигателя оставались безуспешными до конца 60-х годов, когда удалось достичь сколько-нибудь долговременного охлаждения стенок КС. Работы в данном направлении продолжаются и по сей день, и в настоящее время транспирационное охлаждение считается реализуемым на практике, хотя и не до конца проработанным, чтобы возможно было создать ЖРД с достаточными показателями надежности для применения на действующих ракетах-носителях (РН), выводящих полезную нагрузку на орбиту.

Со временем в ходе испытаний, проводившихся американскими специалистами во второй половине XX века, развились два основных направления в формировании структуры пористых стенок – стенки со строго распределенными порами (I) и стенки со случайным распределением пор (II)

1. Стенки с распределенными порами обычно создавались путем наложения друг на друга плоских колец, при этом эти протоки образовывались в ходе процедуры послойной укладки и чередования слоев металла с другим материалом. Для данного типа пористых стенок осевой и тангенциальный контроль над расходом охладителя достигался за счет тщательного проектирования вырезанных в пластинах дросселирующих канавок, что обусловлено необходимостью нивелировать воздействие температурного фактора на расход охладителя.

2. Стенки со случайным распределением пор изготавливались спрессовыванием металлического порошка, металлической проволоки или металлического войлока; случайное соединение образовавшихся пустот и создавало необходимые протоки. Регулирование расхода охладителя осуществлялось посредством разделения стенки на кольцевые отсеки с индивидуальным дросселированием. Для каждого отсека производились свои замеры в зоне ненагретого входа в камеру. Однако такой способ не обеспечивает контроль над расходом по периметру КС, а также может приводить к разрушениям в местах наибольших температурных нагрузок, приводящих к возрастанию локальных потерь давления и, как следствие, к перенаправлению потока охладителя от перегретой зоны и усугублению перегрева.

Таким образом, конфигурация гидравлических систем внутри стенок с распределенными порами требует относительно прямолинейных сетевых подходов, тогда как во втором случае прогнозирование зависимости расхода охладителя от перепада давления в случае нагрева не обеспечивает необходимой точности. Вдобавок к этому, зачастую специалисты упускали из вида наличие эффекта «короткого замыкания» при расходе охладителя, порождаемого локальными градиентами давления или локальным нагревом.

Коротко говоря, одной из наиболее существенных проблем в конструировании и применении транспирационного охлаждения стенок КС остается разработка методов измерения и регулирования расхода компонента через пористую стенку, равно как и проектирование конфигурации самих пористых стенок и технологии их производства, обеспечивающих достаточную стабильность подачи охладителя и, как результат, надежность работы ракетного двигателя.

В целом, если рассматривать данные два типа строения пористых стенок, то каждый из них имел различные способы изготовления, обладающие своими преимуществами и недостатками.

1. Стенки с распределенными порами изготавливали из набора колец с просверленными в радиальном направлении отверстиями и канавками для подвода охладителя или спиральной ленты с аналогичными протоками. Несмотря на высокую стоимость производства и немного худшее качество охлаждения на момент испытаний, такой тип стенок выигрывал у стенок со случайными порами по прогнозируемости расхода охладителя, контролю пористости стенок и стабильности тепловой защиты.

2. Стенки со случайным распределением пор обычно изготавливались из спрессованного металлического порошка или спеканием металлической проволоки/сетки. Порошок имел преимущество по массе и стоимости, но имел худший контроль пористости. Оба способа отличались от стенок со строго распределенными порами невысокой стоимостью и технологичностью изготовления, а также чуть большей эффективностью охлаждения и теплообмена между охладителем и КС. К недостаткам таких стенок можно отнести повышенную склонность к закупориванию пор, недостаточный контроль над расходом охлаждающего компонента, а также непостоянство показателей пористости материала как в различных образцах, так и в рамках одного двигателя – то есть неоднородность по поверхности стенки КС и изменение пористости по мере работы двигателя. Вдобавок, имели место образование трещин и локальные перегревы.

Технологические сложности. По причине того, что опытные испытания проводились исключительно на экспериментальных образцах, на настоящий момент немного известно о проблемах производства подобного рода систем. Тем не менее, был сделан ряд наблюдений, которые характеризуют именно технологические особенности системы транспирационного охлаждения:

– Необходимо соблюдение высоких стандартов контроля над качеством отверстий, служащих для измерения расхода охладителя, поскольку небольшие отклонения могут значительно повлиять на расход и, следовательно, на параметры пристеночного слоя.

– Даже незначительные шероховатости на «огневой» поверхности КС могут привести к выходу последней из строя. Это объясняется тем, что возникающие завихрения газовых потоков не только приводят к увеличению интенсивности теплообмена в местах данных неровностей, но также ускоряют реакцию между продуктами сгорания и входящим в состав топлива охладителем. Сочетание этих факторов способствует резкому росту температуры в камере.

– Пористые стенки, созданные методом металлообработки, могут забиться техническими жидкостями или продуктами их распада.

– Продольные сварочные швы и прилегающие участки на пористой поверхности склонны к перегреву, если на них нанесено недостаточное количество охладителя.

– Пористые материалы, припаянные к вспомогательным структурным элементам, могут забиться припоем из-за сильно выраженного капиллярного эффекта, возникающего в пористых средах. Сварка пористых сред может привести к появлению хрупких участков вокруг сварочного шва.

Эксплуатационные сложности. Исследования предоставили достаточно данных, свидетельствующих о том, что использование транспирационного охлаждения камеры ЖРД представляется возможным, причем возможно получение устойчивых и воспроизводимых результатов. Испытания позволили получить сведения о температурных параметрах и о показателях расхода охладителя. Приведенные ниже наблюдения, таким образом, имеют под собой достаточную исследовательскую базу и отражают полученный опыт и понимание эксплуатационных проблем:

– Очистка охладителя перед тем, как он проникает в пористую среду, чрезвычайно необходима для предотвращения закупорки.

– Неспособность обеспечить равномерность потока охладителя во всех частях КС во время загорания может привести к ее разрушению в неохлажденных частях.

– Запирание потока охладителя при останове двигателя в условиях вакуума может оказать влияние на последовательность запуска компонентов системы, хотя этот эффект не был тщательно изучен.

– Тепловой поток в пористую стенку возрастает при «уменьшении газа», если не сделать соответствующие поправки на расход охладителя.

– Перегретые области могут возникать и в, казалось бы, качественно охлаждаемых зонах, что указывает на то, что свойства среды со случайным распределением пор могут изменяться с течением времени.

– Температура стенки может быть достаточно точно измерена с помощью термодпар, встроенных в пористую стенку (особенно в стенку, состоящую из дисков-пластин).

Эти показательные проблемы свидетельствуют о том, что большое количество инженерных, производственных и операционных задач должны быть решены, прежде чем системы транспирационного охлаждения КС ракетных двигателей можно будет применять на практике.

По итогам экспериментальных исследований, проведенных в 60-х, 70-х годах, были сформулированы основные выводы и требования к 1 – проектированию конструкции самих двигателей с транспирационным охлаждением, 2 – технологии их производства и 3 – режиму работы.

Основные требования к конструкции ДУ. Их можно сформулировать следующим образом:

Конструкция пористой стенки для обеспечения надежной завесы должна подавать охладитель с запасом с целью смягчения температурных и гидравлических дестабилизирующих факторов – расчетный запас по перепаду давления на стенке должен составлять не менее 15% от рабочего давления в камере сгорания. Лучше всего, если для расчета расхода охладителя использовать данные о теплообмене для той ДУ, которая и будет применяться впоследствии; в противном случае необходимо широко использовать аналитические и числовые методы для прогнозирования параметров расхода охладителя, полученные на основе экспериментальных данных для подобных ДУ.

Система измерения расхода охладителя должна учитывать осевые и тангенциальные отклонения параметров тепловой нагрузки. Нужно минимизировать негативные факторы, влияющие на условия измерения и повышающие их погрешность: система должна быть хорошо изолирована от температурных воздействий, иметь максимально надежный способ корректировки расхода охладителя (например, отсеки, области с перекрывающимися порами и т.д.) и обладать небольшой массой

Необходимо, чтобы гидравлические характеристики как отдельных контуров, так и всей пористой стенки могли быть измерены и изучены, и результаты экспериментальных измерений должны совпадать с расчетными показателями.

Пористая стенка должна обладать достаточной прочностью и выдерживать значительные напряжения. Несмотря на то, что основную нагрузку воспринимает внешняя оболочка, разница давлений как между рубашкой охлаждения и КС, так и внутри пористой стенки, может быть очень большой. Силовые воздействия, вызванные этой разностью давлений, стенка должна выдерживать без деформирования. При этом физический изгиб пористой стенки не должен приводить ни к серьезному нарушению пористой матрицы, ни к изменению ее гидравлического сопротивления.

Для минимизации нестабильности расхода охладителя, вызванной локальным увеличением теплового потока в стенку, и, как следствие, ее перегрева, при проектировании нужно выполнить условия:

- Устранить причины локального увеличения теплового потока, вызванные местными отклонениями  $\alpha$  и  $Km$
- Избегать неравномерной пористости стенки
- Разделить стенку на сектора для минимизации ущерба в случае локального разрушения
- Спроектировать протоки в пористой стенке так, чтобы дополнительное сопротивление, вызванное ростом температуры, составляло малую часть общего гидравлического сопротивления.

Технология производства ракетных двигателей с транспирационным охлаждением имеет свои особенности и сложности, которые необходимо учитывать при проектировании данных ДУ.

Для предотвращения закупорки пор требуется установить на входе в зарубашечное пространство фильтр, улавливающий частицы размером меньше, чем диаметр наименьшего отверстия в пористой стенке.

Пайка не должна засорять поры припоем. Для этого нужно использовать минимальное количество припоя, определить пути прочистки и точки скопления продуктов пайки и очищать продукты пайки и горения. Разумно использовать несмачивающиеся материалы в процессе изготовления. Каждый этап механической обработки должен тщательно контролироваться для недопущения загрязнения пористой стенки. Механическая обработка пористых элементов представляет собой инновационный, неосвоенный способ производства, для которого не существует универсальных методов. При механической обработке рекомендуется соблюдать следующие меры предосторожности: (1) во время сварки лучше пропускать сквозь стенку очищенное масло (данная процедура минимизирует, но не устраняет полностью образование углеродного нагара); (2) пропускать сквозь стенку очищенную азотную смесь во время любого этапа сухой резки металла; (3) применять восковую пропитку для защиты пор во время механической обработки и (4) избегать перегрева стенки, когда внутри нее находится разлагаемое вещество.

Сварочные швы и прилегающие к нему области должны располагаться таким образом, чтобы они охлаждались при переносе охладителя из отверстий на эти швы. Шероховатость поверхности стенок КС должна быть минимальной, чтобы не вызвать возмущений в ламинарном пристеночном слое; серьезный перегрев наблюдается уже в случае наличия неровностей размером около 127 мкм, выступающих над поверхностью камеры, поэтому требуется дополнительная механическая обработка высокой точности.

Применение транспирационного охлаждения накладывает некоторые ограничения и на режим работы двигателя: последовательность пуска должна обеспечить наличие устойчивого потока охладителя перед зажиганием.

В целях обеспечения надежного пуска рекомендуется обратить особое внимание на следующие процедуры: (1) зажигание не должно производиться до тех пор, пока поток охладителя не станет непрерывным по всей длине пористой стенки; (2) для предотвращения закупорки некриогенными охладителями может потребоваться предварительное охлаждение; (3) все контуры системы охлаждения должны быть заполнены охладителем без воздушных пробок, иначе возможен обратный поток продуктов сгорания и (4) размеры магистралей должны быть таковы, чтобы минимизировать длительность переходного процесса.

Характеристики форсуночной головки не должны оказывать негативного влияния на работу КС с транспирационным охлаждением. Модель горения топлива, определяемая схемой форсуночной головки, оказывает большое влияние на работу камеры сгорания, охлаждаемой транспирационным способом. Данное обстоятельство зачастую остается без внимания ввиду сложности, связанных с описанием этой модели. В этих условиях выглядит целесообразным проектирование форсуночной головки и КС как единого целого.



Рис. 3. Корпус КС и сопла, изготовленные из медного сплава аддитивным способом.



Рис. 4. Форсуночная головка, распечатанная на 3D принтере.

Перечисленные выше проблемы, с которыми столкнулись американские инженеры во второй половине XX века, а также конструктивные и технические требования, предъявленные к подобного рода двигателям на основе выводов по итогам научно-исследовательских работ, составили комплекс крайне сложных конструкторских задач на пути к использованию транспирационного охлаждения в рабочих образцах ЖРД. Поэтому и в США, и в СССР по пути применения менее экономичных и эффективных, но более простых и технологически отработанных способов тепловой защиты ЖРД – с помощью периферийных форсунок и поясов завесы в сочетании с регенеративным охлаждением. Но появление и развитие качественно новых технологий в наше время, особенно это касается аддитивных технологий и возросшей производительности численных методов моделирования, предоставляет новые возможности для использования этого способа охлаждения.

Аддитивные технологии позволяют решить такие проблемы, как неоднородность и воспроизводимость характеристик пористого материала, они дают возможность производства пористых стенок произвольной конфигурации без использования сварных и паяных соединений и даже целой камеры целиком, что повышает ее прочность и позволяет снизить вес, число деталей и стоимость производства. Однако на сегодняшний день имеется немного информации в широком доступе о том, какие именно плюсы и минусы скрывает за собой применение этих технологий в производстве. Внедрение новых принципов производства требует обширных исследований, требует участия десятков предприятий и НИИ из разных научных отраслей, от материаловедения до гидро- и аэродинамики, для получения ответа на вопросы, связанные с применением транспирационного охлаждения.

#### Библиографический список

1. Howard W. Douglas et al. Liquid rocket engine fluid-cooled combustion chambers; 1972. 110с.
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования; учебник для ВУЗов. Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 464с.
3. <https://rocketengines.ru/>; дата: 27.12.2017
4. <https://additiv-tech.ru/publications/additivnye-tehnologii-dlya-pechati-raket.html>; Дата: 02.03.2018
5. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19730022965>; Дата: 04.01.2018

УДК 520.6.05

#### РАЗРАБОТКА И ПРОВЕРОЧНЫЙ РАСЧЕТ КОНСТРУКЦИИ МЕХАНИЗМА РАЗВОРОТА БЛОКА БАЛЛАСТНОЙ НАГРУЗКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*М. Ю. Буксар, В. А. Евстафьев, В. Ю. Серебренников*

*АО «КБ «Арсенал» им. М.В. Фрунзе, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

С каждым годом проводимые в космосе исследования становятся все более энергоемкими. Одним из перспективных направлений решения проблемы энергоснабжения космического аппарата (КА) является применение ядерных энергетических установок (ЯЭУ).

КА с ЯЭУ несет на борту полезную нагрузку, потребляющую энергию. В то время, когда полезная нагрузка не задействована, требуется «сбрасывать» вырабатываемую ЯЭУ электрическую

мощность. Для сброса избыточной электрической энергии используется блок балластной нагрузки (ББН). Вырабатываемая ЯЭУ электрическая энергия преобразуется в тепловую и сбрасывается в космическое пространство.

В процессе функционирования элементы ББН разогреваются до высоких температур, поэтому ББН необходимо разместить на безопасном расстоянии от КА с целью уменьшения воздействия теплового излучения на конструкцию и системы КА. Для этого служит механизм разворота (МР) ББН.

В статье приведены результаты разработки конструкции МР ББН и ее проверочного прочностного расчета.

Типовым элементом ББН является панель, на которой установлены нагревательные элементы (рисунок 1). При прохождении электрического тока через нагревательные элементы, электрическая энергия преобразуется в тепловую, и излучается в космическое пространство. Мощность, сбрасываемая в окружающее пространство, составляет до 500 кВт. При этом нагревательные элементы могут нагреваться до температуры порядка 800°C.

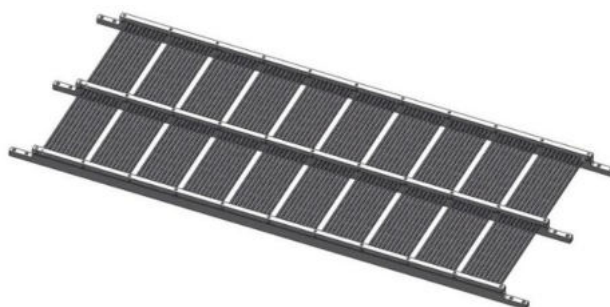


Рис. 1. Панель нагревательных элементов

К конструкции МР ББН предъявляются следующие требования:

1. Обеспечение размещения панелей ББН на безопасном расстоянии от элементов конструкции КА.
2. Способность выдерживать нагрузки, действующие на конструкцию на различных этапах эксплуатации.
3. Способность выдерживать тепловые нагрузки при достижении нагревателями температуры порядка 800°C.

На основе данных требований разработана конструкция МР ББН, устанавливаемая на КА с ЯЭУ.

В состав КА входят три МР, закрепленных на силовой ферме и расположенных под углом 120° относительно друг друга. Размещение МР ББН на силовой ферме в транспортном положении показано на рисунке 2.

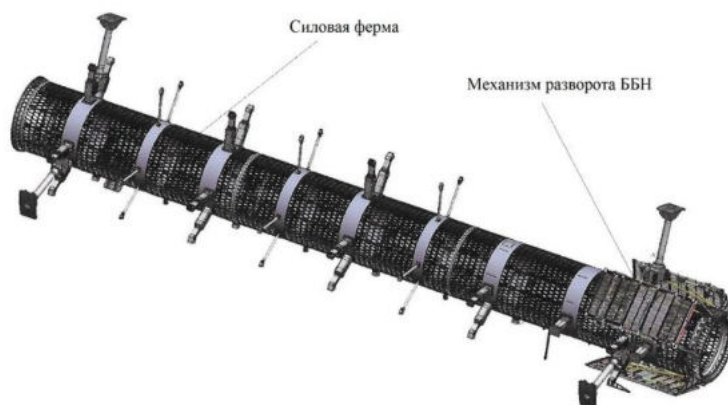


Рис. 2. Размещение МР ББН на силовой ферме КА

В состав конструкции МР ББН входят: (рисунок 3):

1. Каркас (1 шт.);
2. Рама ББН (1 шт.);
3. Ограничители перемещений (2 шт.);
4. Узел разворота (2 шт.);
5. Узел зачековки (2 шт.);
6. Упоры (8 пар).

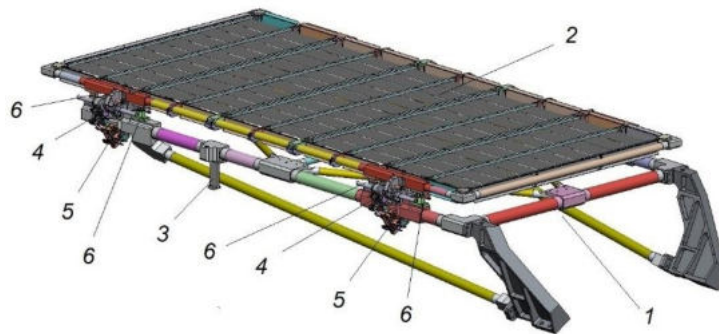


Рис. 3. МР ББН

Элементы каркаса (1) воспринимают нагрузки, действующие на МР ББН на различных этапах эксплуатации. Каркас представляет собой сварную раму из алюминиевого сплава АМг6, установленную на кронштейнах из алюминиевого сплава Д16Т. Для восприятия поперечных нагрузок и повышения прочности конструкции к каркасу и кронштейнам крепятся наклонные штанги.

Рама ББН (2) также является сварной конструкцией из титанового сплава ВТ14. На раме с помощью кронштейнов и хомутов закреплены панели нагревательных элементов. По периметру рамы ББН установлены экраны, предназначенные для отражения части потока теплового излучения, падающего на конструкцию рамы ББН при работе нагревательных элементов, и защиты конструкции рамы от воздействия высокой температуры.

Для ограничения перемещений и колебаний рамы ББН и восприятия нагрузок на различных этапах эксплуатации на каркасе и раме ББН установлены упоры (6).

Ограничители перемещений (3) предназначены для ограничения прогиба конструкции и воспринимают поперечные нагрузки на различных этапах эксплуатации.

Узлы разворота (рисунок 4) служат для приведения рамы ББН в рабочее положение.

В состав узла разворота входят:

- 4.1, 4.2, 4.3, – шарнирные узлы;
- 4.4, 4.5 – звенья;
- 4.6, 4.7 – кронштейны;

Узлы разворота устанавливаются на каркас с помощью кронштейнов (4.6). Рама ББН крепится к узлам разворота с помощью кронштейнов (4.7). В шарнирных узлах (4.1), (4.2), (4.3) установлены пружины кручения.



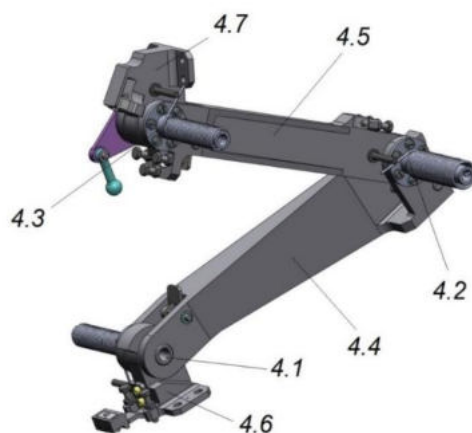


Рис. 4 – Узел разворота ББН

При выведении КА на рабочую орбиту, МР ББН находится в транспортном положении. Приведение в рабочее положение осуществляется следующим образом:

1. Срабатывают пирозамки в узлах зачековки (рисунок 5). Узлы разворота расфиксируются и затем приводятся в действие пружинами кручения, установленными в шарнирных узлах (4.1), (4.2) и (4.3). Звенья узлов разворота (4.4) и (4.5) начинают движение.

2. Рама ББН, повернувшись на угол  $30^\circ$ , приходит в промежуточное положение. В шарнирном узле (4.2) срабатывает защелка, фиксирующая звенья (4.4) и (4.5) относительно друг друга (рисунок 5).

3. При приведении рамы ББН в промежуточное положение происходит сход рамы с узлов расфиксации. Под действием моментов пружин кручения в узлах (4.1) и (4.3), рама ББН переходит в рабочее положение, где фиксируется защелками в узлах (4.1) и (4.3) (см. рисунок 5).

Разработанная конструкция имеет следующие массовые характеристики.

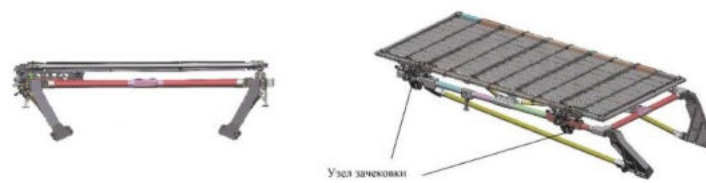
- Масса рамы ББН: 46 кг
- Масса каркаса: 39,5 кг
- Масса узла разворота: 8,5 кг
- Масса МР ББН: 110,46 кг

С целью проверки способности конструкции МР ББН воспринимать действующие на нее нагрузки на различных этапах эксплуатации до приведения в рабочее положение, был выполнен расчет на прочность. Расчет проводился с использованием системы конечно-элементного анализа ANSYS, в модуле *Static Structural*. При расчете использовались данные о перегрузках, действующих на КА на различных этапах эксплуатации. Коэффициент безопасности принимался равным 1,4.

Силовыми элементами, воспринимающими нагрузки на различных этапах эксплуатации, являются кронштейны, упоры, установленные на каркасе и раме ББН. Было сделано допущение, что трение в упорах отсутствует.

На рисунке 6 показано распределение напряжений в упорах, воспринимающих продольные нагрузки.

МР ББН в транспортном положении



МР ББН в промежуточном положении



МР ББН в рабочем положении



Рис. 5. Схема приведения ББН в рабочее положение

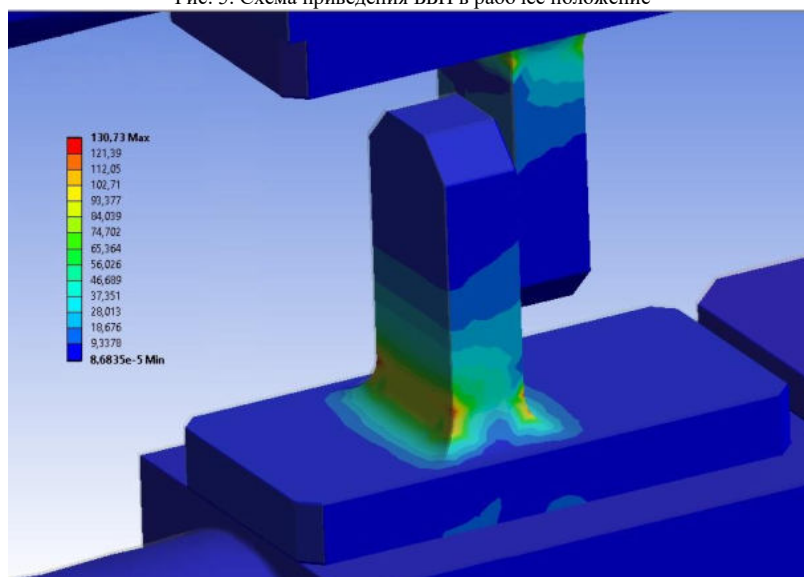


Рис. 6. Распределение напряжений в упорах случае максимальной продольной перегрузки

На основании результатов расчета можно сделать следующие выводы:

- напряжения, возникающие в силовых элементах конструкции не превышают пределов текучести материалов, из которых изготовлены данные узлы;
- наиболее опасным с точки зрения нагружения конструкции является случай максимальной продольной перегрузки;
- конструкция МР ББН может быть оптимизирована с целью улучшения массогабаритных характеристик.

#### **Библиографический список**

1. Атамасов В.Д., Бабук В.А., Немыкин С.А., Романов А.В., Соколов Ю.А., Устинов А.Н. Ядерные орбитальные комплексы / Под ред. В.Д. Атамасова СПб.: ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» им. М.В. Фрунзе», Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф.Устинова, Санкт-Петербургское отделение Академии космонавтики Российской Федерации им. К.Э. Циолковского, НИИ космических систем им. генерала А.А. Максимова, 2016.- 800 с., ил., цв. вкл.
2. Теория проектирования сложных технических систем космического базирования: учебник / М.К. Сапего, Н.А. Тестоедов, В.А. Бабук, В.П. Белов, Л.С. Бурылов, А.В. Романов. СПб.: ФГУП «КБ «Арсенал» имени М.В. Фрунзе», Балт. гос. техн. ун-т «Военмех» имени Д.Ф. Устинова, СПб отделение Академии космонавтики РФ им. К.Э. Циолковского, ОАО «ИСС» им. М.Ф.Решетнева, 2012. – 560 с.: ил.
3. Акимов В.Н., Коротеев А.С. Ядерная космическая энергетика: вчера, сегодня, завтра. // «Современная наука». М.: Изд-во ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», 2011.В.№2. 77 с.
4. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок.// «Космическая техника и технологии». Королев: Изд-во РКК «Энергия», 2013. В.№1
5. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: Учебник для студентов вузов / Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.И. Жихарев и др.; Под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.: ил.

УДК 623.9

### **МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ПРОТИВОПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ НА ПОДВОДНОЙ ЛОДКЕ**

***В. Ш. Вахитов***

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

Предлагаются варианты технической реализации системы контроля и диагностики возгораний в отсеке подводной лодки оптическим методом.

#### **Введение**

Практика показывает, что абсолютно безопасных в пожарном отношении объектов не существует. Пожар возможен под водой, под землей, на воде, на земле и на космическом корабле.

Целью данной работы является разработка испытательного комплекса для идентификации очагов возгорания, параметров распространения пламени и мер по тушению пожара.

Скорость распространения пламени зависит от величины теплового потока в зоне горения, который пропорционален градиенту температур, поэтому необходимо определять температурное поле.

Контактные методы, одним из примеров которых являются термопары, это не могут дать, т.к. определяют температуру в точке, а также имеют большую погрешность. В процессе измерения часть тепла идет на нагрев самой термопары. В результате этого измеренная температура отличается от температуры исследуемой среды [1].

В данной работе для определения температурного поля будут рассматриваться бесконтактные методы, связанные с собственным излучением объекта. Одним из примеров данного метода является цветовая пирометрия.

Суть метода – измерение основано на определении соотношения интенсивности монохроматического излучения на двух длинах волн. Так как сажистые продукты горения относятся к «серым» телам, коэффициент излучения которых слабо зависит от длины волны, методическая погрешность равна нулю.

$$\frac{1}{T} - \frac{1}{T_{ц}} = \frac{\ln \frac{\varepsilon_{\lambda_1 T}}{\varepsilon_{\lambda_2 T}}}{c_2 \left( \frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda_2} \right)} \quad (1)$$

Преимущество данного метода состоит в том, что цветовая температура  $T_{ц}$  для серого излучателя независимо от значения излучательной способности равна его действительной температуре  $T$ .

$$\frac{1}{T} - \frac{1}{T_{ц}} = 0 \quad (2)$$

В эксперименте используется метод цветовой пирометрии как наиболее точный и рациональный для нашего случая (получение температурных полей). Для определения цветовой температуры можно воспользоваться снимками пламени, сделанными с помощью цифровой видеокамеры или фотокамеры.

Монохроматический характер излучения обычно добиваются с помощью фильтров. В данной работе впервые предложен метод, основанный на разделении цветов в цифровом приемнике.

Принцип разделения цветов при цифровой регистрации

Цифровая камера регистрирует световой поток с помощью ПЗС-матрицы и записывает его в файл. Форматов файлов для хранения изображения множество, но их основой является палитра. Самой распространенной палитрой в цифровой технике является палитра RGB, в которой получение различных цветов и оттенков достигается путем смешения трех основных цветов в разных пропорциях. Преобразовав файл изображения в информацию о цветах каждого пикселя изображения, можно получить три двумерных массива чисел, которые характеризуют принятое излучение, прошедшее через цветные фильтры.

Обработав полученное изображение на компьютере, мы получаем значение температур по двум координатам, что позволяет нам построить поле температур.

Преимущество метода состоит в том, что изображение пламени на кадре может подвергаться измерениям сколь угодно раз в различных точках и по различным направлениям, а также автоматически – в реальном времени, что важно для системы диагностики.

С этой целью осуществляется преобразование изображения в символьный массив, которое может быть осуществлено с помощью пакета MATLAB. Разработанное математическое сопровождение позволяет получать двумерный массив температур по всему полю пламени, обрабатывать его, строя необходимые графические зависимости, определяя статические характеристики и т.п.

Обработка данных

В качестве иллюстрации приведем пример использования метода для определения поля температур в зоне горения низкотемпературного твердого ракетного топлива.

Для проведения экспериментального исследования полей температур на кафедре «Космические аппараты и двигатели» БГТУ был разработан специализированный испытательный стенд и разработана методика исследования поля излучения высокотемпературных объектов.

Для получения изображения пламени был проведен эксперимент, на базе сжигания твердого ракетного топлива, в процессе которого был получен снимок горящего образца (рис.1).



Рис.1. Фотография пламени

В процессе обработки экспериментальных данных с помощью разработанного обеспечения получены профили температур в продольном и поперечном направлении оттока продуктов сгорания вблизи поверхности топлива (рис.2), двумерное распределение температур в зоне горения (рис.3). Разрешающая способность метода – около 30 мкм.

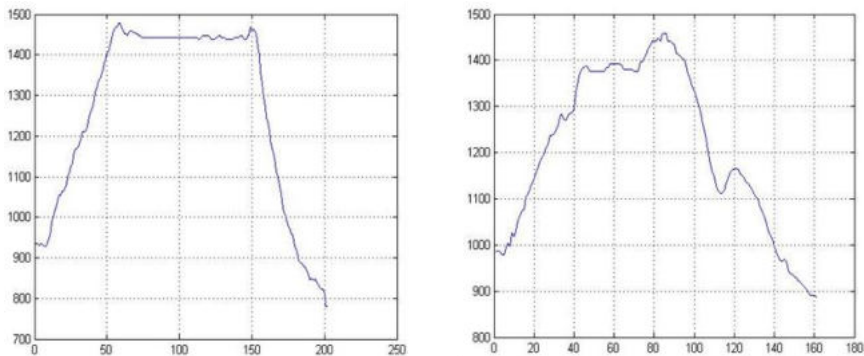


Рис.2. Зависимости температуры от поперечной и продольной координат

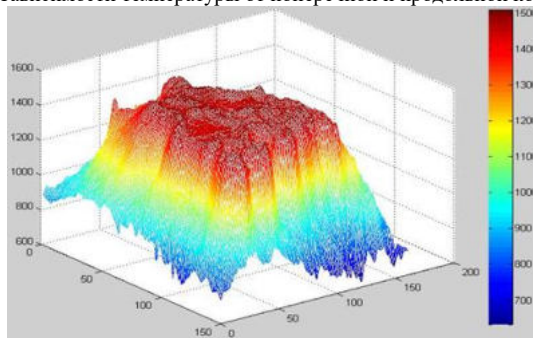


Рис.3. Двумерная модель зоны горения

Проанализировав полученные зависимости, можно в любой точке в сечении определить значение температуры.

Зная распределение температур по координатам, можно определить тепловой поток, который в свою очередь позволит спрогнозировать скорость горения. Если определено поле температур, т.е. существует зависимость  $T(x)$ , то плотность теплового потока  $q = -\lambda \cdot dT / dx$ .

Пожаробезопасность как фактор живучести подводной лодки (ПЛ) занимает особое место в том смысле, что опасность, угрожающая ПЛ, не является для нее внешней. Эта опасность имеет внутреннее происхождение и располагает потенциалом для развития поражающего воздействия за счет высвобождения запаса тепловой энергии, заключенной в материалах и веществах, которые используются на ПЛ [2].

В связи со случайным характером и высоким уровнем динамичности и опасности пожара на подводной лодке весьма актуальным являются задачи предотвращения возможности возникновения пожара, своевременного обнаружения очага и скорейшей ликвидации пожара.

Анализ помещений судна по степени опасности

ПЛ имеют внутри своих отсеков большое количество источников теплоты, которые при определенных обстоятельствах могут вызвать воспламенение, взрыв и пожар с серьезными последствиями для экипажа и корабля в целом.

В таблице 1 приведены опасные в отношении возможности возникновения пожаров и взрывов помещения ПЛ [2].

Таблица 1. Места возникновения пожаров и взрывов на ПЛ

Место или помещение	% доля от общего числа случаев (по 121 случаю)
МКО, энергетические отсеки	29,0
Погребов боезапаса, отсеки с оружием	7,4
Аккумуляторные отсеки	31,4
Жилые и служебные помещения	14,8
Место не установлено	17,4

Наиболее пожароопасными являются энергетические и аккумуляторные отсеки ПЛ. Пожарная опасность энергетических отсеков объясняется высокой степенью их энергонасыщенности и электрификации, насыщенностью горючими материалами и веществами. Высокая пожарная опасность помещений, в которых отдыхает или работает личный состав.

Одной из основных причин загораний и пожаров на ПЛ являются различные неисправности и аварии электрооборудования. В среднем по всем помещениям судна они вызывают около 16 % пожаров, а в машинно-котельных отделениях (МКО) – до 70 % пожаров. Важно отметить, что кабельные трассы, проходящие по всем отсекам и помещениям ПЛ, способствуют распространению пожара между помещениями.

При испытаниях для определения температурного поля в отсеке ПЛ можно установить систему регистрации, включающую в себя видеокамеры в различных точках и с различными векторами, для получения снимков пламени с последующей их обработкой.

Выводы

В результате проведенной работы приведено обоснование целесообразности использования метода цветовой пирометрии. Данный метод можно использовать для определения температурного поля в отсеке подводной лодки при возникновении пожара, получая температурное поле этого процесса, можно определить скорость его горения, что поможет спрогнозировать развитие пожара и вовремя его потушить.

В дальнейшем планируется усовершенствование использования данного метода при определении температуры пламени при возникновении пожара на подводной лодке:

В качестве оптической системы возможно использование гибких волоконных световодов для передачи информации на ПЗС-матрицу;

Создание стенда для отработки аварийной ситуации на подводной лодке, включающего в себя измерительную систему, прогнозирующую развитие пожара.

#### Библиографический список

1. Белов В.П. Скорость горения твердого ракетного топлива и методы её экспериментального определения: учебное пособие/В.П. Белов; Балт.гос.техн.ун-т СПб., 2008.
2. Радзиевский С.И., Хнычкин В.М. Пожаробезопасность и противопожарная защита кораблей. – Л.: Судостроение.

УДК 620.172.24

#### РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ И ДАТЧИКА ИЗМЕРЕНИЯ ДЕФОРМАЦИЙ ПРОВОЛОЧНОЙ ОСНОВЫ МАТЕРИАЛА МР ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА РАЗРЫВ

*К. Ю. Десюкевич, В. В. Шипунов*

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

В современной ракетно-космической технике широко применяются разнообразные изделия из материала МР (металлический аналог резины). Виброизоляторы из МР, разрабатываемые и

производимые в Отраслевой научно-исследовательской лаборатории №1 (ОНИЛ-1) Самарского университета, используются такими предприятиями, как АО «РКЦ Прогресс» (г. Самара), АО «НПО Энергомаш им. Академика В.П. Глушко» (г. Химки), ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» (г. Москва), «ПО «Полёт» (г. Омск) и другими.

Материал МР представляет собой однородную упругопористую массу, получаемую холодным прессованием определённым способом уложенной, растянутой и дозированной по весу металлической проволочной спирали. От упругопластических характеристик проволоки зависят свойства готовых деталей из МР.

Механические свойства проволочной основы мало изучены. Знание этих свойств позволит изучить процессы навивки и прессования материала МР на принципиально новом уровне с применением современных средств компьютерного математического моделирования, таких как ANSYS и LS-DYNA.

Механические характеристики планируется исследовать путем проведения разрывных испытаний образцов проволоки с получением диаграмм растяжения в координатах «напряжение – деформация». Для этого предлагается разработать универсальную испытательную установку на базе Galdabini Quasar 25.

Следует отметить, что в настоящее время не существует датчиков, позволяющих измерять деформацию проволочного образца на рабочем участке  $l_0$ . Средства, применяемые для измерения деформации стандартных гладких цилиндрических образцов, такие как подвесные экстензометры невозможно закрепить на образце в силу его низкой изгибной жёсткости. Использование тензорезисторов ограничено в связи с малыми диаметрами проволоки, применяемой для изготовления материала МР (0,05-0,3 мм). Решением проблемы может стать датчик измерения деформации, работа которого основана на оптоэлектронном методе. Суть метода заключается в связи выходного напряжения со световым потоком, падающим на датчик. Пример использования этого метода в целях автоматизированного контроля параметров проволочной спирали представлен в статье [2].

Принципиальная схема работы предлагаемого датчика деформации проволоки, основанного на оптоэлектронном методе, рассмотрена на рисунке 2.

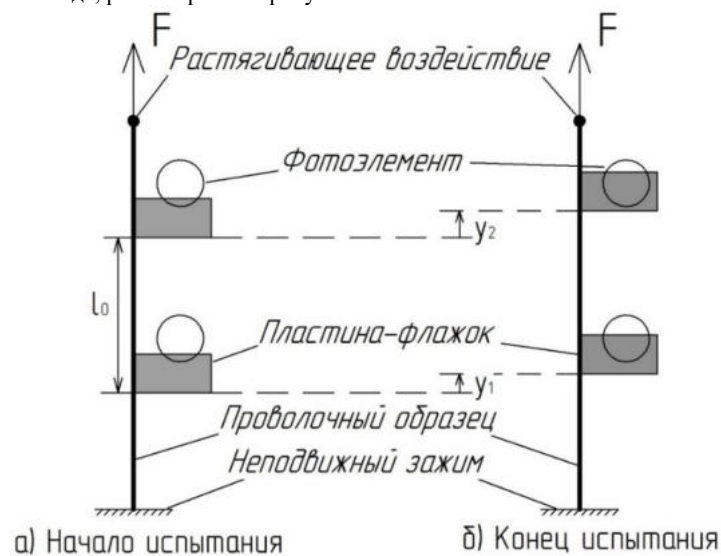


Рис. 1. Принципиальная схема оптоэлектронного метода

В настоящей работе впервые представлена методика измерения деформаций проволочной основы материала МР при испытаниях на разрыв. Проволока устанавливается между двумя зажимами, один из которых неподвижен, а второй перемещается вверх, вызывая её растяжение. На образце закреплены две пластины-флажка, определяющие его измерительную базу  $l_0$ . Они смещаются при растяжении вместе с проволокой (Рис. 1). Датчик деформации состоит из двух оптоэлектронных модулей, каждый из которых содержит фотодиод – источник инфракрасного излучения и

фототранзистор (фотоэлемент) – приёмник излучения (Рис. 2). Наличие двух датчиков, верхнего и нижнего, позволяет определять удлинение базы образца проволоки. В начальный момент времени оба флажка частично перекрывают фотоэлементы. По ходу испытания они смещаются вверх, перекрывая всё большую площадь фотоэлемента и уменьшая фотопоток. При снижении фотопотока падает напряжение на фототранзисторе. Для используемого типа датчика зависимость напряжения от фотопотока линейная, что значительно упрощает измерение величины деформации. Выполнив тарировку датчиков, можно напрямую связать напряжение на фототранзисторе с величиной удлинения проволоки:

$$y = k\Delta U,$$

где  $\Delta U$  – изменение напряжения на фототранзисторе,  $y$  – величина смещения флажка,  $k$  – тарировочный коэффициент. Тогда относительную деформацию проволоочного образца можно представить в следующем виде:

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l_0} = \frac{y_2 - y_1}{l_0} = \frac{k(\Delta U_2 - \Delta U_1)}{l_0},$$

где  $\Delta l$  – удлинение базы  $l_0$ ,  $\Delta U_1$ ,  $\Delta U_2$  – изменения напряжения на фототранзисторах при испытании,  $\varepsilon$  – относительная деформация проволоочного образца.

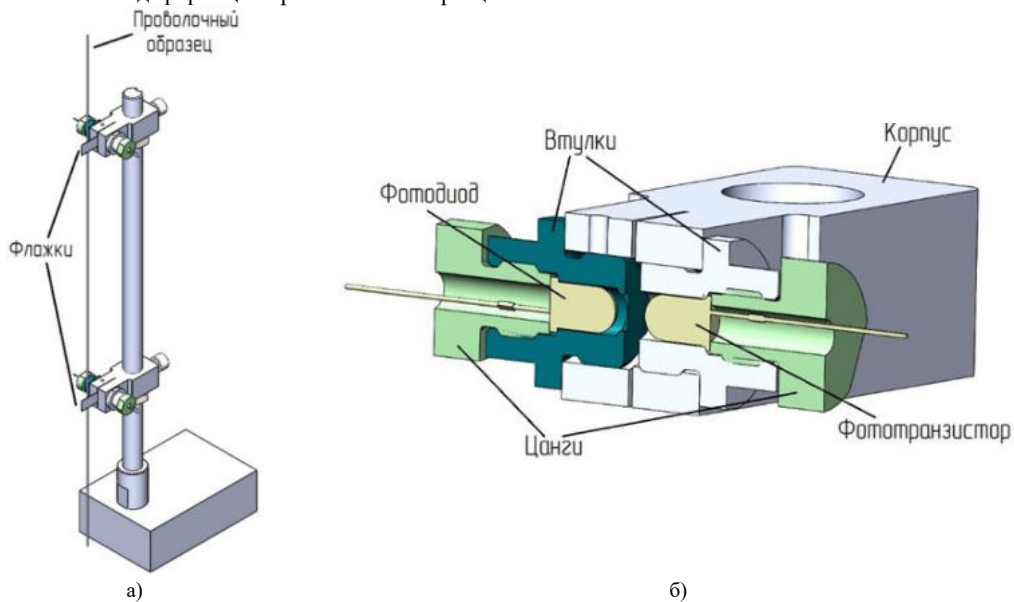


Рис. 2 а) датчик деформации проволоки; б) оптоэлектронный модуль датчика

Разработка конструкции датчика деформации проволоки выполнялась в программной среде твердотельного объёмного моделирования SolidWorks [3]. Применение параметризации позволило создать легко изменяемую цифровую трехмерную модель и рассмотреть множество различных конструктивных исполнений.

Для корректного закрепления проволоочных образцов в процессе испытаний были разработаны [1] специальные зажимы. Зажимы обеспечивают одноосное напряженное состояние образца, не создавая при этом концентраторов напряжений, а также обладают достаточной жёсткостью, чтобы не оказывать влияние на результаты экспериментов. Общий вид конструкции зажимов, закреплённых на разрывной установке, а также датчика деформации проволоочного образца представлен на рисунке 3.



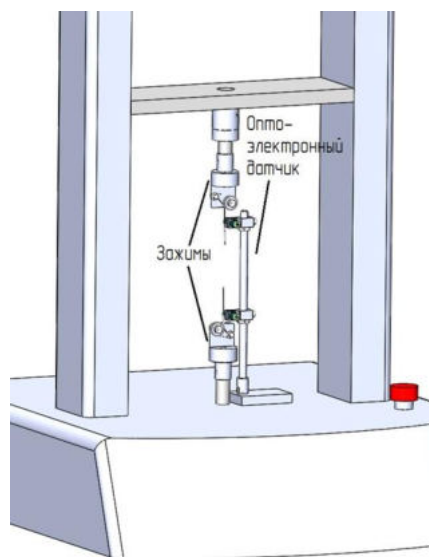


Рис. 3. Расположение датчика и зажимов на разрывной установке

На данный момент разработана техническая документация на проектируемую установку и идёт изготовление деталей установки. В дальнейшем планируется проведение экспериментальных исследований механических свойств образцов проволоки разных диаметров и материалов.

Научный руководитель: Давыдов Д.П. научный сотрудник ОНИЛ-1.

#### Библиографический список

1. Десюкевич, К.Ю., Шипунов, В.В. Проектирование установки для исследований механических свойств проволоочной основы материала МР // Студенческая научно-техническая конференция «Лукачёвские чтения – 2017». – Самарский университет, 2017. – 76с.
2. Варжицкий, Л.А., Волкова, Т.В., Чертыковцев, И.В. Разработка устройств для автоматизированного контроля параметров проволоочной спирали // Вестник транспорта Поволжья. Самара, 2016. С. 92-97.
3. Дударева, Н.А. Самоучитель SolidWorks 2010 [Текст]: учеб-метод, пособие / Н.А. Дударева, С.А. Загайко. – СПб.: БХВ-Петербург, 2011. – 416 с.

УДК 629.7.036.54

### ДЕТОНАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

*С. А. Дорогов, М. Ю. Мордвицев*

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

Из литературных источников [1,2,3] известно, что первые работы в направлении использования детонационного горения в двигателях начались еще в 40х годах прошлого века. Так в Германии велись активные исследования, но рабочего прототипа создано так и не было. В 1940 году Я.Б. Зельдович начал свои исследования теории детонационного горения и возможности его применения в двигателях летательных аппаратов (ЛА). Он пришел к выводу, что двигатели, работающие на детонационном горении, имеют более высокий термодинамический коэффициент полезного действия (КПД), по сравнению с двигателями на дефлаграционном (дозвуковом) горении.

С 50х годов в США и СССР велись исследования теории детонации и детонационных двигателей (ДД), сделаны значимые открытия и предложен ряд новых концепций ДД [1], однако выяснилось, что при том уровне развития науки и техники создать работоспособный и надежный двигатель не представляется возможным. К концу 20 века получили свое развитие: микропроцессорные и

химические технологии, технологии материаловедения и лазерной диагностики, и многие другие. Стало возможным решение множества проблем, связанных прежде всего с обеспечением стабильности процесса детонации. С этого момента начался новый виток изучения и разработки ДД [2].

В настоящее время ДД рассматриваются как одни из наиболее перспективных двигателей. В отличие от существующих традиционных типов воздушно-реактивных (ВРД) и жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), в которых используется дефлаграционное сгорание рабочего тела, в данных двигателях используется детонационное сгорание последнего.

Детонация— процесс химического превращения горючей смеси, происходящий в очень тонком слое и распространяющийся со сверхзвуковой скоростью. Детонация представляет собой комплекс мощной ударной волны и следующей за ее фронтом зоны химического превращения вещества, называемый детонационной волной (ДВ) [4]. При этом достигается более полное сгорание топлива, выделяется значительно большее количество теплоты с единицы объема, которое превращается в полезную работу. КПД термодинамического цикла такого горения больше на 15%-20% цикла дефлаграционного горения [5].

На данном этапе развития, ДД представляет собой систему, основными компонентами которого являются: камера сгорания (КС), система подачи компонентов топлива, реактивное сопло, тяговая стенка и источник инициирования детонации. В ДД чаще всего используются кольцевые КС (рис.1,2) или трубы, закрытые с одного конца так называемой тяговой стенкой. Топливная смесь заполняет КС, по завершении заполнения, происходит инициация детонационной волны за счет источника инициирования, затем она начинает распространяться, и в свою очередь поджигает топливную смесь, в КС образуется повышенное избыточное давление, действующее на тяговую стенку. Продукты сгорания (ПС) истекают через реактивное сопло.

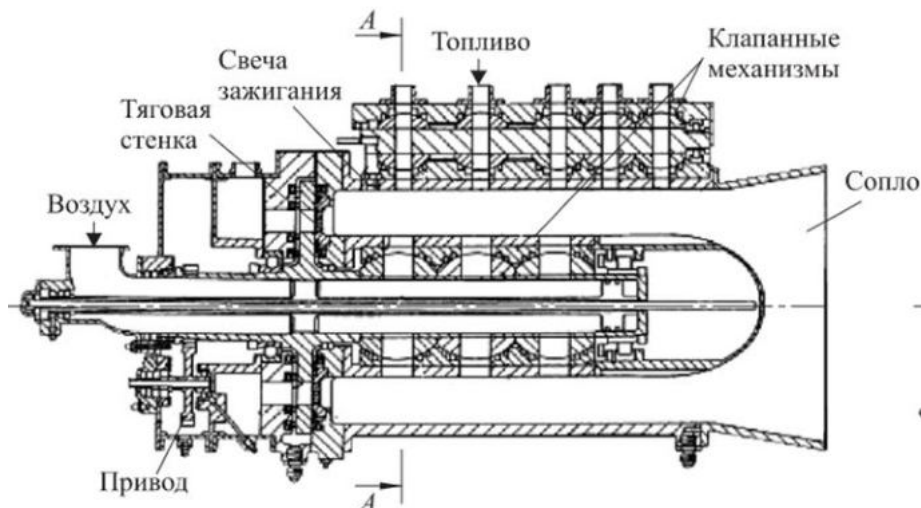


Рис. 1. Импульсный детонационный двигатель

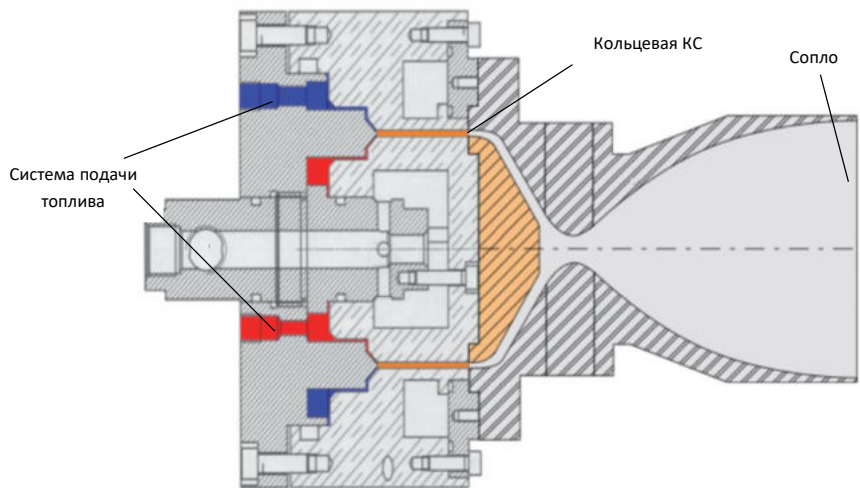


Рис. 2. Спиновый детонационный двигатель

ДД можно разделить по характеру работы на 2 группы: импульсные и непрерывные. В свою очередь непрерывные можно разделить на двигатели со стационарной ДВ и двигатели с вращающейся ДВ, то есть спиновые (СДД). В двигателях со стационарной ДВ происходит сгорание в непрерывно набегающем сверхзвуковом потоке, а ДВ в системе координат, связанной с двигателем, остается неподвижной [6].

В импульсном детонационном двигателе (ИДД), представленном на рисунке 1, после истечения РС из реактивного сопла давление в КС уменьшается до определенного заданного значения, после которого начинается очередное заполнение КС и инициация ДВ. Начинается новый цикл. Для достижения высокой эффективности работы ИДД необходимо, чтобы частота генерации детонационных волн была не ниже 100 Гц. На рисунке 3 изображено сравнение характерных циклов, использующихся в двигательных установках. Из него видно, что КПД цикла ИДД значительно превышает цикл Брайтона, использующийся сегодня в большинстве ракетных двигателей [2].

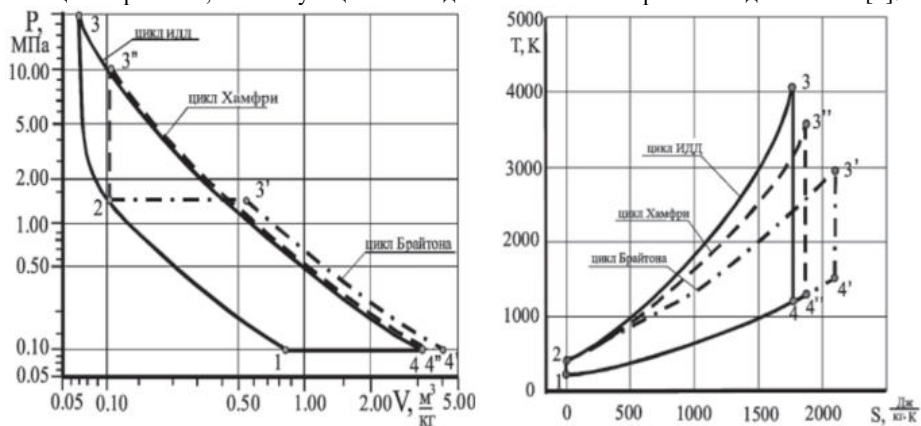


Рис. 3. Сравнение циклов ИДД, Хамфри и Брайтона в P-V и T-S координатах

На рисунке 2 представлена возможная конструкция СДД. В таких двигателях используется кольцевая КС, по которой в топливной смеси вращается одна или несколько ДВ с большой частотой (порядка нескольких кГц), что обеспечивает эффективную работу двигателя. Таким образом сжигается все топливо, поступившее в КС за период вращения ДВ, расширяется и истекает через сопло. Основное отличие от ИДД состоит в непрерывной подачи и сгорании топлива в незатухающей

ДВ, поэтому необходимость в использовании сложной клапанной системы впрыска отсутствует и за счет этого конструкция заметно упрощается. Также, отсутствует необходимость в постоянном и многократном иницировании ДВ. Подача компонентов в камеру может осуществляться как через форсунки, так и через узкую кольцевую щель [3].

ДД отличаются большим удельным импульсом от традиционных при прочих равных характеристиках. Потенциальной областью их использования является космическое пространство, в особенности применительно к освоению дальнего космоса. В данной области рассматриваемые двигатели существенно более эффективны чем ЖРД. Благодаря этому появится возможность снизить необходимые запасы топлива и сократить длительность дальних полетов, что особенно важно для масштабных миссий, например, пилотируемого полета на марс.

Стоит отметить, что одинакового удельного импульса в жидкостных ракетных двигателях и детонационных ракетных двигателях можно достигнуть при намного меньшем давлении в КС последнего. Подобное сравнение приведено в работе [7]. Это в свою очередь позволяет упростить насосную систему подачи, а иногда, когда это целесообразно, и вовсе от нее отказаться, используя вытеснительную систему.

Одной из основных проблем традиционных ТРД является невозможность их применения на сверхзвуковых скоростях полета приблизительно при числе Маха больше трех. В варианте детонационного воздушно-реактивного двигателя (ДВРД) могут отсутствовать механические вращающиеся части, так как данный принцип рассматривается для реализации в основном в прямоточных ВРД (ПВРД), особенно в гиперзвуковых ПВРД. Возможна и другая конструкция ВРД, которая предполагает использование внешнего контура двухконтурного ТРД как ПВРД с детонационным сжиганием топлива с перекрытием первого контура на больших сверхзвуковых скоростях. Такой двигатель может эффективно работать во всем диапазоне скоростей полета. Вышесказанное означает, что можно повысить максимальную скорость полета перспективных ЛА в пределах атмосферы и поднять практический потолок, что особенно важно для ЛА военного назначения. Рассмотренные варианты как авиационных, так и ракетных ДД будут проще, надежнее и дешевле. Кроме того, рассматривается замена форсажных камер на трубчато-кольцевые камеры ИДД. Это позволило бы снизить расход топлива в режиме форсирования тяги. Теоретически возможно применение детонационного дожигания топливной смеси в форсажной камере ТРД.

Основные проблемы в ДД возникают уже на этапе формирования ДВ, так как её достаточно сложно иницировать и поддерживать на необходимом промежутке времени. Особенно остро эта проблема встает при использовании жидких углеводородов, так как они обладают низкой детонационной способностью. Так же для получения высокой частоты необходимо равномерное и быстрое заполнение КС. Существуют проблемы связанные с несовершенством смешивания топлива, что зачастую приводит к нестабильности детонационного горения. Помимо прочего появляется сложность при использовании в ИДД клапанной системы подачи компонентов в КС. Необходима высокая надежность и частота срабатывания клапанов [2].

На сегодняшний день проводятся регулярные colloquiums, направленные на изучение и применение детонации в двигателях, проектировании последних, решение поставленных проблем в сотрудничестве многих стран мира. Ведутся активные разработки детонационных ВРД и ЖРД. Так, в работе [7] описаны проведенные испытания такого ракетного двигателя и получены значения тяги, сравнительно высокое значение удельного импульса при низком давлении в камере сгорания. В работе [8] проведены испытания модели ПВРДД при сверхзвуковом потоке воздуха в аэродинамической трубе, приведены значения тяги и удельного импульса. Научно-производственное объединение (НПО) «Энергомаш» занимается исследованием и разработкой ракетных кислородно-керосиновых ДД. Так в августе 2016 года было проведено испытание уникальной полноразмерной силовой установки спинового ДД тягой 20 кН.

Таким образом, в не столь отдаленной перспективе ДД могут найти особо широкое применение в качестве маршевых двигателей для космических аппаратов, они с высокой вероятностью могут использоваться для изучения дальнего космоса. ДД обладают более высокими энергетическими характеристиками по сравнению с большинством современных двигателей. Однако существует ряд проблем, связанных с нестабильностью процесса детонации, недостаточной изученной теорией детонации и несовершенством конструкций. Развитие информационных технологий позволяет изучать теорию детонации более подробно. Это позволило достичь серьезных успехов и создать первые прототипы.

В последнее время был сделан уклон на тщательное изучение СДД, так как они являются более привлекательными, чем ИДД в силу ряда вышеприведенных преимуществ. Возможно, именно данный тип двигателей встанет на замену традиционным.

ДД могут найти широкое применение в различных отраслях, таких как авиа-двигателестроение, судовая и энергетическая промышленности. Это повысит востребованность предприятий, занимающихся развитием ДД, а также расширит производственную базу, что приведет к снижению стоимости двигателей.

#### Библиографический список

1. Волков К.Н. Булат П.В. История исследования детонационного горения // Ударные волны: Сборник статей – Краснодар: Издательский Дом – ЮГ, 2015 – С.105-128
2. Импульсные детонационные двигатели. Кн. 1 // Под ред. С.М. Фролова, Торус Пресс, 2006, с. 19-32.
3. Ф. А. Быковский, С. А. Ждан. Непрерывная спиновая детонация: учебник для вузов. /Ин-т гидродинамики. Новосибирск. 2013. 422 с.
4. Большая советская энциклопедия. Изд. 3-е. Том 08 / Под ред. А. М. Прохорова. Советская энциклопедия, 1972.
5. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Дубровский А. В., Иванов В. С., Шамшин И. О. Энергоэффективность непрерывно-детонационных камер сгорания // Физика горения и взрыва, 2015. Т. 51. № 2. С. 102–117. Ф.
6. Булат П.В., Денисенко П.В., Волков К.Н. Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн. Часть I - Исследования детонационных двигателей // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16. № 1. С. 1-21.
7. С. М. Фролов, В. С. Аксёнов, В. С. Иванов, С. Н. Медведев, И. О. Шамшин, Н. Н. Яковлев, И. И. Костенко. Огневые испытания ракетного двигателя с непрерывно-детонационным горением топливной пары "природный газ - кислород" // Горение и взрыв, 2017. Том 10. №4. С. 23-29.
8. С. М. Фролов, В. И. Звезгинцев, В. С. Иванов, В. С. Аксёнов, И. О. Шамшин, Д. А. Внучков, Д. Г. Наливайченко, А. А. Берлин, В. М. Фомин. Огневые испытания модели прямоточного воздушно-реактивного двигателя с детонационным горением водорода в аэродинамической трубе при числах Маха от 5 до 8 // Горение и взрыв, 2017. Том 10. №3. С. 26-35.

УДК 629.7.071

#### К ВОЗМОЖНОСТИ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБОСНОВАНИЯ МНОГОКРАТНОГО ЗАПУСКА ЭЛЕМЕНТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

*А. А. Дмитриева*

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

Основные концепции развития космических транспортных систем (ТКС) определяются их целевым значением и проблемами эксплуатации. Со времен начальных этапов освоения космоса появилась потребность в обслуживании на орбите и возвращении на Землю дорогостоящих сложных космических объектов.

Дальнейшее снижение стоимости всего жизненного цикла РН является одной из главных проблем ТКС на сегодняшний день. Логика развития ракетно-космической техники (РКТ) указывает на перспективность многоразовых средств выведения [1], причем переход от РН, рассчитанных на однократное применение к полностью многоразовым космическим ТС возможен лишь постепенно. Традиционные одноразовые ракеты-носители – основное ТС, обеспечивающее доставку полезного груза на орбиту. Космический корабль будем считать многоразовым в том случае, если отделившиеся от него ступени были полностью спасены для повторного использования или ТКС является полностью многоступенчатой.

Текущую стадию разработки и совершенствования РН отличает стремление к созданию более универсальных аппаратов и их отдельных ступеней, в т. ч. и ступеней многократного использования. Предполагается, что создание новых ракет не вызовет принципиально новых конструктивных и

технологических проблем, так как основные элементы во многом схожи с уже испытанными и используемыми. Экономическая целесообразность в данном случае обеспечивается, например, повторным использованием возвращаемых ступеней с применением собственной двигательной установки (ДУ) [2]. Таким образом, заметим, что в наши дни возможен переход от одноразовой техники к полностью многоразовой. При этом важно понимать, что повторное и последующее использование любых технических устройств становится выгодным, когда связанные с этим затраты становятся соизмеримыми с затратами на использование одноразовых систем.

Во времена космической гонки были созданы несколько моделей интересующих нас многоразовых ТКС. В большинстве исторических справок речь идет в основном о предпосылках их создания.

Планируемый «Шаттл» («Space Shuttle» – американский многоразовый транспортный космический корабль) был, в соответствии с представленными проектировщиками первичными материалами, настолько дешевым и надежным, что будущие полеты в космос представлялись такими же безопасными и рутинными, как полеты гражданских авиалайнеров.

Первый полет состоялся 12 апреля 1981 г. [3]. Итогом, помимо дорогостоящего достижения орбиты (как относительно замысла, так и относительно известных цен выведения с помощью одноразовых средств), стал ненадежный (а в случае аварии – опасный) пилотируемый ТКК, потерявший преимущества относительно одноразовых ракет, поскольку:

- полный цикл операций (спасения, восстановления, транспортировки и сборки) по восстановлению твердотопливных ускорителей обходился почти в половину стоимости изготовления новых;

- маршевые жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) подлежали капитальному ремонту после каждой посадки; помимо того, для обеспечения нужного ресурса дополнительно было изготовлено 50 маршевых ДУ [4];

- после полета терялся внешний бак;

- шасси после каждой посадки подлежали полной замене;

- после каждого полета теплозащитное покрытие планера требовало длительного восстановления.

Первый опыт работы американцев с ТК многоразового использования был таков, что многие важные элементы системы приходили в негодность после возвращения ТКК и требовали полной или частичной замены. В ином случае для них существовал вариант длительного (на практике – 2 месяца против заявленных 2-х недель) дорогостоящего восстановления. По-настоящему же многоразовым оказался только корпус челнока. Многолетняя эксплуатация «Шаттла» выявила слабые стороны программы, как в экономическом плане (заявленные на один запуск \$10 млн. – на 1971-й год – переросли в \$150 млн.) [4], так и в вопросе безопасности (катастрофа «Челенджера» привела к простоям программы длиной в два года) [5], также увязанном на деньги.

Наш же «Буран» задумывался как военная система в качестве противовеса уже существовавшему «Шаттлу». Первый полет состоялся 15 ноября 1988 г. Тогда и была совершена первая автоматическая посадка космического корабля многоразового использования.

ТС «Энергия-Буран» можно считать более эффективным космическим комплексом. Работы над его созданием начались спустя более чем через пять лет после начала работ над «Шаттлом» [6]. Это позволило нашим конструкторам учесть все зарубежные просчеты и ошибки, а также применить более современные методы проектирования, материалы, технологии производства, испытаний и пр. [7]. В то же время за «Шаттлом» остается его главное преимущество – 30 лет полетов в космос, невзирая на две тяжелейшие аварии, унесшие жизни 14 астронавтов.

Даже неполный обзор разработок ракетно-космических ТС говорит о значимости сложившихся тенденций в их совершенствовании. При расчете затрат на послеполетное обслуживание и ремонтно-восстановительные работы (РВВ) систем многократного применения использованы сведения [8], полученные в результате наземных стендовых и летных испытаний, практики «Энергии-Бурана», ЖРД многократного применения (РД-170, РД-0120). По результатам исследований, затраты на обслуживание и РВВ составили менее 30% от затрат на изготовление новых ракетных блоков. Также было установлено, что увеличение стоимости послеполетной подготовки и РВВ в два раза дает снижение экономического эффекта на 30% [9].

Чтобы оценить стоимость полного жизненного цикла РС многократного использования достаточно учесть суммарную стоимость операций подготовки к повторному запуску, затраты на РВВ, спасение, транспортировку систем, аренду помещений, затраты на отчуждение земель [9] и пр. –

в т. ч. и на разработку самой системы. Что касается единственного существующего на данный момент РН многоразового использования (выводящего полезную нагрузку на орбиту) – «Falcon 9» – нам известно только, что стоимость РВВ на возвращенной первой ступени чуть меньше половины от стоимости новой ступени [10]. Сколько стоит эксплуатация автономной баржи, на которую возвращают ступень, транспортировка ступени в ангар, керосин и кислород, отведенные для посадки – неизвестно. Для учета этих и прочих возможных особенностей предлагается данная методика оценивания стоимости, на данном этапе рассмотренная на примере одного из наиболее ценных объектов систем многократного применения – двигателя.

На отладку двигателя существует технологическая карта процессов. Это – маршрутная карта, которая дает возможность определить номенклатуру реальных работ, т. е. действительного перечня операций, производимых перед последующим запуском [11].

При решении задачи обеспечения надежной работы ЖРД при условии многократного применения в качестве образца для изучения и примера был выбран маршевый двигатель семейства «Merlin» ракеты-носителя «Falcon 9» [10], используемый компанией Space X последние несколько лет на первой и второй ступенях, после подробного изучения схемы и характеристик которого были выявлены агрегаты и элементы конструкции, нуждающиеся в проверке (доработке, некоторые – в замене) после полной отработки одного цикла вплоть до возвращения ступени и ее последующей транспортировки в пункт проверки, на основании сведений о которых был составлен перечень приемо-сдаточных испытаний (ПСИ) [12, 13], применимый к ЖРД многоразового использования в общем случае. Оба перечня приведены ниже.

Наиболее нуждающиеся в проверках перед повторным запуском в составе первой ступени элементы конструкции ЖРД [14], рассчитанного на многоразовое использование, указаны в таблице 1. Им приведены в соответствие нужные проверки – испытания с целью оценки технического состояния ЖРД или исследования протекающих в нем процессов [15].

Таблица 1. Проверки основных элементов конструкции ЖРД многоразового использования

№ п/п	Агрегат/элемент/параметр	Испытание
1	Форсуночная головка	На герметичность
2	Вал	Подбор критических режимов ротора
3	Камера	
3.1	Камера, а также сопряженные элементы конструкции	На герметичность
3.2	Напряженное деформационное состояние оболочки камеры	На прочность
4	Турбонасосный агрегат (ТНА)	
4.1	Турбина в комплекте с лопатками	
4.1.1		Крепление лопаток к основному колесу (диску)
4.1.2		Герметичность стыков
4.1.3		Работа уплотнений
4.1.4		Давление на вход-выход
4.1.5		Температурный нагрев
4.1.6		Газовые нагрузки
4.1.7		Нагрузка центробежных сил
4.2	Лопатка	На изгиб

На основании данного перечня параметров, используемых при анализе надежности [16] для характеристик одного из перечисленных свойств ЖРД, обеспечивающих работоспособное состояние, была составлена номенклатура испытаний, необходимая для проведения отладки жидкостных ракетных двигателей [13]. Каждый ЖРД проходит испытания автономно.

ЖРД многоразового использования. Приемо-сдаточные испытания.

Наименования операций (без присвоенных номеров операций)

1. Расконсервация двигателя.
2. Монтаж двигателя на стенд.
2. Продувка магистралей.
3. Продувка основных агрегатов (полостей).
4. Пролитка магистралей.
5. Приработка двигателя.
6. Отладка, проверка и регулирование автоматики и работы всех клапанов.
7. Проверка и настройка на редуктора, регуляторы.
8. Проверка режимов.
  - 8.1 Подготовительный (режим включения зажигания, в результате которого происходит воспламенение компонентов и распространение пламени по камере).
  - 8.2 Переходный (режим последовательного набора давления в камере сгорания до установления основного режима работы [16]).
  - 8.3 Основной (режим обеспечения номинального значения тяги).
  - 8.4 Возврат (режим повторного запуска в условиях пониженной тяжести).
  - 8.5 Возвращение (режим обеспечения заданной скорости снижения).
  - 8.6 Посадка (режим приземления).\*
9. Контрольные точки высотной дроссельной характеристики.
10. Замер тяги, давления, частоты вращения, расхода в магистралах.
11. Контрольные точки дроссельной характеристики.
12. Закрытие клапанов.
13. Стравливание остатков топлива.
14. Продувка основных полостей и магистралей.
15. Обезжиривание основных магистралей и полостей.
16. Консервация двигателя.
17. Предъявление двигателя на Акт сдачи.
18. Демонтаж двигателя со стенда.
19. Упаковка двигателя.
20. Транспортировка в место хранения.

\* – при этом, режимы 8.1-8.3 – основные, т.е. испытаниям подвергаются все двигательные установки ступени; режимам с 8.4 по 8.6 подвергаются только ДУ, задача которых в осуществлении возвращения первой ступени (например, взятый за основу исследований, маршевый двигатель семейства Merlin американской РН Falcon 9). Важно отметить, что двигатель, не прошедший проверку на каком-либо этапе, подлежит оценке специалиста и его последующем решении о ремонте или замене.

Принципы работы, функционирование и связи любой сложной организационно-технической системы могут быть представлены в виде последовательности взаимосвязанных процессов – функций [18]. На функциональной модели отображаются потоки субстанций (всего возможных варианта три: вещество, энергия и информация), связывающие функции.

Для наглядности работы алгоритма определения стоимости на рис. 1 представлен функциональный блок выстраивания логики ее оценивания. Функция (здесь: определение стоимости РН) интерпретируется как преобразователь входа (информации о состоянии ракеты) в выход (информация о стоимости ракеты) под воздействием управления (объекта, воздействующего на способ, которым блок преобразует вход в выход – многократность запуска) при помощи механизма (объекта, который не потребляется сам по себе, непосредственно выполняя преобразование входа в выход – программно-реализованная модель стоимости).



Рис. 1. Функциональная модель выстраивания логики оценивания стоимости: главная функция.





Рис. 2. Функциональная модель выстраивания логики оценивания стоимости ремонта.

Согласно принципам прикладной системологии [18], выявление формальной структуры механизма выполнения главной полезной функции можно достичь ее декомпозицией с указанием вспомогательных функций, обеспечивающих выполнение главной. Таким образом представляя вспомогательные функции при известных их свойствах, могут быть выведены свойства системы данного уровня. Например, стоимость ремонта, включающая в себя так же стоимость разборки-сборки, модернизации и испытаний, приведена на функциональной модели выстраивания логики в оценке данного этапа (рис. 2). Для оценивания свойств системы (интересующая нас стоимость этапа) раскрыты соответствующие подразделы (известные свойства систем ближайшего нижнего иерархического уровня), отображающие влияние многообразности в качестве элемента управления.

Технология возвращения и эксплуатация многоразовых ТКС имеют свою стоимость. Многоразовую ракету приходится оснащать дополнительным оборудованием и заправлять топливом для посадки. Это снижает массу полезной нагрузки, которую аппарат может выводить на орбиту, а вместе с тем и экономическую эффективность грузового полета. Кроме того, для каждого ТКС существует большой набор индивидуальных операций, связанных с транспортировкой, ремонтом систем и агрегатов, заменой деталей, увязанный на финансовые ресурсы. Важно выяснить, насколько повторное использование первой ступени сможет удешевить запуски. Схема окажется выгодной, только если прибыль от доставки грузов будет перекрывать расходы на перезапуск первой ступени. Выше была предложена методика оценивания стоимости средства выведения, разбитая на этапы, приведены ее основные принципы.

Описанная выше методика должна быть положена в основу сравнительной оценки двух вариантов – одноразового и многоразового средства доставки полезного груза. Предложенная методика даст возможность оценивать конкретные варианты и по результатам этой оценки можно будет определить, будет ли выгодным использование системы однократного применения по сравнению с многократной, или нет.

#### Библиографический список

1. Ануреев И.И. Ракеты многократного использования. М.: Воениздат, 1975. 214 с.
2. Чекалин С.В. Транспортные космические системы. М.: Знание, 1990. 64 с.
3. Левантовский В.И. Транспортные космические системы. М.: Знание, 1976. 64 с.

4. Как провалилась программа Space Shuttle. Научно-популярный портал «Нечто». [Электронный ресурс]. URL: <http://nechtoportal.ru/tehnika-2>. Дата обращения – 18.03.2018.
5. Сурнин В.А. Некоторые проблемы развития воздушно-космических транспортных систем многократного использования // Из истории авиации и космонавтики. Вып 61. М.: 1990. С. 39 – 60.
6. История разработки многоразовой транспортно-космической системы (МТКС) "Спейс Шаттл". [Электронный ресурс]. URL: <http://www.buran.ru/hm/shuttle.htm>. Дата обращения – 13.03.2018.
7. История создания многоразового орбитального корабля "Буран" (изделия 11Ф35). [Электронный ресурс]. URL: <http://www.buran.ru/hm/history.htm>. Дата обращения – 18.03.2018.
8. Многоразовые транспортные космические системы. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.buran.ru/hm/39-3.htm>. Дата обращения – 05.03.2018.
9. Шесть запусков многоразовой ракеты. [Электронный ресурс]. URL: <https://vakhnenko.livejournal.com>. Дата обращения - 05.03.2018.
10. SpaceX Falcon 9 product page. Space Exploration Technologies Corp. 2013. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.spacex.com/falcon9/>. Дата обращения – 07.02.2018.
11. Бахвалов Ю.О. Испытания ракетно-космической техники. Введение в специальность [Текст]: учеб. пособие / Ю.О. Бахвалов. М.: ООО «АИР», 2015. 228 с.
12. Жуковский А.Е. Испытания жидкостных ракетных двигателей: учебник для вузов / А. Е. Жуковский, В. С. Кондрусев, В. В. Окорочков. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992. 351 с.
13. ГОСТ Р 56099-2014. Двигатели ракетные жидкостные. Методика утяжеленных испытаний. М.: Стандартинформ, 2015.
14. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов под ред. А.А. Медведева. М.: Машиностроение, 2009. 504 с.
15. Евтифьев М.Д. Испытания ракетно-космической техники: учебное пособие для вузов. Красноярск: СибГАУ им. акад. М. Ф. Решетнева, 2005. 325 с.
16. Гахун Г.Г., Баулин В.И., Володин В.А., Курпатенков В.Д., Краев М.В., Трофимов В.Ф. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки». М.: Машиностроение, 1989. 429 с.
17. Шулепов А.И., Петровичев М. А., Панков А. А. Основы устройства ракет: электрон. учеб. пособие. Самара: СГАУ им. С. П. Королева, 2012.
18. Гусева В.Н. Прикладная системология: конспект лекций. СПб: БГТУ «Военмех», 2015. 36 с.

УДК 621.45.02

#### **ПРИМЕНЕНИЕ МОДЕЛИ ДАРСИ К РАСЧЕТУ ПОРИСТОГО ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖРД**

**Ю. В. Ермолаева, Ю. В. Анискевич**

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

Одним из перспективных направлений совершенствования жидкостных ракетных двигателей является использование транспирационного охлаждения. Данный способ охлаждения позволяет снизить потери удельного импульса за счет уменьшения расхода охлаждающего компонента на создание защитного пристеночного слоя. Однако в настоящее время в литературе отсутствует методика расчета пористого охлаждения камеры ЖРД, позволяющая проводить обоснование параметров пористого материала внутренней стенки по длине камеры. Новизна данной работы заключается в формировании методики расчета транспирации на основе математической модели тепловых процессов, протекающих при транспирационном охлаждении в камере ЖРД.

Для построения математической модели течения охладителя через пористую огневую стенку камеры ЖРД примем сначала некоторые допущения. Считаем, что в тракте охлаждения находится газообразный водород. В качестве материала внутренней стенки выберем пористый сетчатый материал (ПСМ) с сетками из меди, так как медь относится к материалам со слабой водородной охрупчиваемостью и обладает высокой теплопроводностью. ПСМ из фильтровых тканых сеток являются наиболее совершенными для применения в качестве материалов стенки камеры сгорания, так как обладают высокой прочностью, технологичны, имеют широкий диапазон пористости. Также

они обеспечивают высокий внутрипоровый конвективный теплообмен и обладают высокой теплопроводностью проволочного каркаса.

Течение газообразного водорода через пористую огневую стенку камеры ЖРД является неизотермическим, охладитель при движении в порах контактной теплопередачей и теплопроводностью получает тепловые потоки от внутренних поверхностей пористого скелета медной стенки. Удельные тепловые потоки в камерах ЖРД доходят до  $10^7 \frac{Вт}{м^2}$ .

Течение водорода через пористую стенку при транспирационном охлаждении является медленным ламинарным, так как число Рейнольдса, определенное по характерному размеру пор, оказывается меньше единицы.

$$Re = \frac{v \times \rho \times \delta}{\mu \times m} \quad (1)$$

где  $v \approx 0,004 \frac{м}{с}$  - порядок плотности объемного расхода при транспирации;  $\rho = 75 \frac{кг}{м^3}$  - плотность водорода при температуре порядка 34 К, давлении порядка 160 атм (условия, приближенные к условиям в тракте охлаждения);  $m \approx 0,4$  - пористость материала внутренней стенки;  $\delta = 10 мкм$  - характерный размер пор;  $\mu = 12,75 \cdot 10^{-6} Па \cdot с$  - динамическая вязкость водорода при 34К и давлении порядка 160 атм. Подставив эти значения, оценим число Рейнольдса.  $Re \approx 0,5 < 1$ .

Медленное ламинарное течение в пористой среде подчиняется закону Дарси. Он является базой в построении данной математической модели.

Закон Дарси для газов в общем случае должен записываться с учетом явления скольжения (газ не прилипает к стенкам пор) и сжимаемости. Однако при больших значениях среднего давления в газе скольжением можно пренебречь. Давления в камерах сгорания и трактах охлаждения ЖРД очень велики (порядка 15 МПа), поэтому закон Дарси в данной математической модели записывается без учета эффекта Клинкенберга. Таким образом, проницаемость пористой среды при построении данной математической модели можно считать не зависящей от давления.

Пористую среду будем считать изотропной, поэтому проницаемость не будет зависеть от направления, выбранного в материале.

Таким образом, закон Дарси для данного случая можно записать в следующем виде [1]:

$$\vec{v} = - \frac{K}{\mu} \times \vec{\nabla} p \quad (2)$$

где  $K$  - проницаемость пористого материала;  $p$  - давление в газе.

Для математического описания течения газообразного водорода через пористую стенку необходимо составить замкнутую систему дифференциальных уравнений для давления  $p$ , вектора скорости охладителя  $\vec{v}$ , плотности охладителя  $\rho$  и температур  $T$  газа и  $T_1$  пористого скелета внутренней стенки. Для этого выделим в пористой стенке трубку тока по направлению течения охладителя. Положение трубки в пространстве будем считать фиксированным. Ось трубки тока  $\vec{s}$  будет искривлена, так как в общем случае пористая среда обладает коэффициентом извилистости пор  $a_{изв}$ , большим единицы, то есть путь, проходимый газом в порах, больше толщины внутренней стенки камеры. Полную систему дифференциальных уравнений составим для трубки тока с законом изменения площади сечения  $f(s)$ . Эти дифференциальные уравнения будут являться уравнениями одной переменной- координаты  $s$ , отсчитываемой по оси трубки тока.

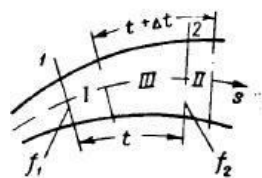


Рис.1

Для составления системы уравнений применим законы сохранения к потоку газа, текущему внутри трубки тока.

Закон сохранения массы позволяет записать уравнение неразрывности для потока газа. Оно имеет следующий вид:

$$\frac{\partial(\rho \times m)}{\partial t} + \text{div}(\rho \times \vec{v}) = 0 \quad (3)$$

Второе уравнение системы получено в результате применения закона изменения количества движения системы к газу, текущему внутри трубки тока между сечениями  $f_1$  и  $f_2$ . Этот закон запишем в виде проекции на ось трубки  $\vec{s}$ . Для этого рассмотрим два положения газа в моменты времени  $t$  и  $t + \Delta t$  (Рис. 1). Изменение количества движения газа за время  $\Delta t$  складывается из локальной и конвективной составляющей (связанной с переносом из сечения 1 в сечение 2). Изменение количества движения газа, связанное с переносом, можно записать так:

$$\bar{J}_2 - \bar{J}_1 = \int_{f_2} \rho \cdot \frac{\vec{v}}{m} \cdot v_n \cdot m \cdot df - \int_{f_1} \rho \cdot \frac{\vec{v}}{m} \cdot v_n \cdot m \cdot df \quad (4)$$

где  $v_n$  - нормальная к участку  $df$  компонента скорости газа;  $v_n \cdot df \cdot m$  - это элементарный объемный расход водорода через элемент площади  $df$ ;  $\frac{\vec{v}}{m}$  - действительная скорость газа в порах,  $\bar{v}$  - осредненная скорость, которая фигурирует в законе Дарси. Действительная скорость, в отличие от осредненной, учитывает, что водород течет не через всю площадь сечения трубки, а лишь через ее часть, занятую порами.

Спроецируем  $\bar{J}_2 - \bar{J}_1$  на ось трубки  $\vec{s}$ , считая расстояние по оси между сечениями трубки 1 и 2 равным  $ds$ :

$$\frac{\partial J_s}{\partial s} \cdot ds = \frac{\partial}{\partial s} \left( \int \rho \cdot \frac{v_n}{m} \cdot v_n \cdot df \cdot m \right) \cdot ds \quad (5)$$

Считая, что  $\Delta t = 1$ , запишем локальное изменение количества движения:

$$\bar{J}_{III}(t + \Delta t) - \bar{J}_{III}(t) = \frac{\partial}{\partial t} \int \rho \cdot \frac{\vec{v}}{m} \cdot v_n \cdot df \cdot m \quad (6)$$

Спроецируем локальное изменение количества движения газа  $\Delta \bar{J}_{III}$  в единицу времени на ось трубки  $\vec{s}$ :

$$\frac{\partial J_s}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial t} \left( \int \rho \cdot \frac{v_n^2}{m} \cdot df \cdot m \right) \quad (7)$$

Скорость  $v_n$  распределена по сечению трубки неравномерно из-за искривления оси трубки, на каждом участке  $df$  разбиения она разная. Для устранения этой сложности будем использовать среднюю в сечении скорость водорода и введем поправку на неравномерное распределение скоростей, т.н. поправку Кориолиса  $\xi$  [4]. С учетом этой поправки полное изменение количества движения водорода в трубке в единицу времени можно записать так:

$$\frac{\partial J_s}{\partial s} \cdot ds + \frac{\partial J_s}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial s} \left[ \rho \cdot (1 + \xi) \cdot \frac{v^2}{m} \cdot f(s) \right] + \frac{\partial}{\partial t} (\rho \times v) \times f(s) \quad (8)$$

Перечислим внешние силы, действующие на водород при течении в пористой трубке тока. В первую очередь, это результирующие силы давления в сечениях 1 и 2. Проекция главного вектора этой силы на ось  $\vec{s}$  равна:

$$dP_s = -d[p \cdot m \cdot f(s)] = -\frac{\partial [p \cdot m \cdot f(s)]}{\partial s} \cdot ds = -\left[ \frac{\partial p}{\partial s} \cdot m \cdot f(s) + p \cdot m \cdot \frac{\partial f(s)}{\partial s} \right] \cdot ds \quad (9)$$

Со стороны внутренних поверхностей пор в трубке на газ действует сила, связанная с вязким сопротивлением течению. Это сила трения, в проекции на ось  $\vec{s}$  обозначим ее  $dT_S$ .

Из закона Дарси- базы в построении данной модели- было получено выражение для главного вектора сил трения между газом и пористой средой в уравнении количества движения. Площадь внутренних поверхностей пор в материале очень велика, поэтому силу трения можно рассматривать как объемную силу сопротивления. Это допущение и позволило построить данную математическую модель, то есть силу трения выразить пропорционально объему выделенной трубки тока  $f(s) \cdot ds$ . Из

закона Дарси величина этой силы, приходящейся на единицу массы газа, равна  $\frac{\mu \cdot v}{K \cdot \rho}$ , и, учтя, что масса газа в трубке равна  $\rho \cdot m \cdot f(s) \cdot ds$ , запишем:

$$dT_S = -\frac{\mu \cdot v \cdot \rho}{K \cdot \rho} \cdot m \cdot f(s) \cdot ds = -\frac{\mu \cdot v}{K} \cdot m \cdot f(s) \cdot ds \quad (10)$$

Также на водород в трубке тока действуют силы давления газа со стороны боковых поверхностей трубки. Обозначим их главный вектор в проекции на ось  $\vec{s}$   $dR_S$ .

$$dR_S = p \cdot d[m \cdot f(s)] \quad (11)$$

Силы реакции твердого скелета, действующие на газ, считаем уравновешенными. Силы трения между газом в трубке и газом вне трубки по боковым поверхностям имеют другой порядок малости, ими можно пренебречь по сравнению с силами трения  $dT_S$ . Силой тяжести пренебрегаем. Тогда главный вектор внешних сил, действующих на водород в пористой трубке тока, в проекции на ось  $\vec{s}$  примет вид:

$$dP_S + dT_S + dR_S = -\frac{\partial p}{\partial s} \cdot m \cdot f(s) \cdot ds - \frac{\mu \cdot v}{K} \cdot m \cdot f(s) \cdot ds \quad (12)$$

Закон изменения количества движения водорода в пористой трубке тока в единицу времени окончательно запишется так:

$$\frac{\partial}{\partial s} \left[ \rho \cdot (1 + \xi) \cdot \frac{v^2}{m} \cdot f(s) \right] + \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot v) \cdot f(s) = -\frac{\partial p}{\partial s} \cdot m \cdot f(s) \cdot ds - \frac{\mu \cdot v}{K} \cdot m \cdot f(s) \cdot ds \quad (13)$$

Охлаждитель при движении в порах контактной теплопередачей и теплопроводностью получает тепловые потоки от внутренних поверхностей пор медного каркаса стенки. Применяя к потоку газа в выделенной трубке тока закон сохранения энергии, можно описать это математически. Получаем уравнение:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial s} \left[ u + \frac{p}{\gamma} + \frac{(1 + \xi_1)}{2 \cdot g} \cdot \left( \frac{v}{m} \right)^2 \right] \cdot \gamma \cdot v_n \cdot f(s) + \frac{\partial}{\partial t} \gamma \left[ u + \frac{p}{\gamma} + \frac{(1 + \xi^*)}{2 \cdot g} \cdot \left( \frac{v}{m} \right)^2 \right] \cdot m \cdot f(s) = \\ & = \alpha \cdot \Omega \cdot f(s) \cdot (T_1 - T) + \frac{\partial}{\partial s} \left[ \lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial s} \cdot m \cdot f(s) \right] - m \cdot \Pi(s) \cdot \left( \lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial n} \right)_{cp} \end{aligned} \quad (14)$$

Аналогично, как и в законе изменения количества движения, рассматривается изменение полной энергии газа в трубке, локальное и связанное с переносом. Левая часть означает суммарное изменение полной энергии газа в трубке, причем  $u(p; T)$  - внутренняя энергия, отнесенная к единице веса газа. Первый член правой части выражает тепло, получаемое водородом в единицу времени от медного скелета путем теплопередачи согласно закону Ньютона. Площадь внутренних поверхностей пор медного скелета, по которым идет контактная теплопередача, выражена через удельную поверхность пористого материала  $\Omega$  и равна  $\Omega \cdot f(s) \cdot ds$ .

Второй член правой части- тепло, получаемое газом в единицу времени по оси трубки согласно закону Фурье, а третий- тепло, получаемое водородом теплопроводностью со стороны боковых

поверхностей трубки тока от водорода в соседних трубках.  $\frac{\partial T}{\partial n}$  выражает изменение температуры охладителя в направлении нормали к боковой поверхности трубки.  $\Pi(s)$  - периметр трубки тока.  $\lambda$  - теплопроводность газообразного водорода.

С помощью уравнения энергии для потока газа определяется распределение температуры водорода  $T(s)$  в порах. Для получения распределения температуры внутренней стенки камеры ЖРД  $T_1(s)$  аналогично применяем закон сохранения энергии для пористой среды в выделенной трубке тока:

$$c_1 \cdot \rho_1 \cdot \frac{\partial T_1}{\partial t} \cdot f(s) \cdot (1-m) = \alpha \cdot \Omega \cdot f(s) \cdot (T - T_1) - \left( \lambda_1 \cdot \frac{\partial T_1}{\partial n} \right)_{cp} \cdot (1-m) \cdot \Pi(s) + \frac{\partial}{\partial s} \left[ \lambda_1 \cdot \frac{\partial T_1}{\partial s} \cdot (1-m) \cdot f(s) \right] \quad (15)$$

Здесь  $\alpha$  - коэффициент теплопередачи между пористым каркасом и охладителем, текущим внутри;  $c_1$  - удельная теплоемкость меди;  $\lambda_1$  - теплопроводность медного каркаса.

Для замыкания системы добавим уравнение состояния реального газа- водорода  $\rho = \rho(p; T)$ :

$$\rho = \frac{M}{R \cdot T} \cdot \frac{p}{z(p; T)} \quad (16)$$

где  $z(p; T)$  - коэффициент сжимаемости, учитывающий отклонение реального газа от идеального, определяется опытным путем. Значения  $z$  можно найти по специальным графикам.

Имеем замкнутую систему уравнений для  $T$  (температура охладителя),  $T_1$  (температура пористого скелета),  $p$  (давление),  $\rho$  (плотность охладителя),  $v$  (средняя скорость охладителя):

$$\frac{\partial(\rho \cdot m)}{\partial t} + d\dot{v}(\rho \cdot \bar{v}) = 0 \quad (17)$$

$$\frac{\partial}{\partial s} \left( \frac{\rho \cdot f(s)}{m} \cdot v^2 \cdot (1+\xi) \right) + \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot v) \cdot f(s) = - \frac{\partial p}{\partial s} \cdot f(s) \cdot m - \frac{\mu}{K} \cdot v \cdot m \cdot f(s) \quad (18)$$

$$\frac{\partial}{\partial s} \left[ u + \frac{p}{\gamma} + \frac{(1+\xi_1)}{2 \cdot g} \cdot \left( \frac{v}{m} \right)^2 \right] \cdot \gamma \cdot v_n \cdot f(s) + \frac{\partial}{\partial t} \left[ u + \frac{p}{\gamma} + \frac{(1+\xi')}{2 \cdot g} \cdot \left( \frac{v}{m} \right)^2 \right] \cdot m \cdot f(s) = \alpha \cdot \Omega \cdot f(s) \cdot (T_1 - T) + \frac{\partial}{\partial s} \left[ \lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial s} \cdot m \cdot f(s) \right] - m \cdot \Pi(s) \cdot \left( \lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial n} \right)_{cp} \quad (19)$$

$$\rho = \frac{M}{R \cdot T} \cdot \frac{p}{z(p; T)} \quad (20)$$

$$c_1 \cdot \rho_1 \cdot \frac{\partial T_1}{\partial t} \cdot f(s) \cdot (1-m) = \alpha \cdot \Omega \cdot f(s) \cdot (T - T_1) - \left( \lambda_1 \cdot \frac{\partial T_1}{\partial n} \right)_{cp} \cdot (1-m) \cdot \Pi(s) + \frac{\partial}{\partial s} \left[ \lambda_1 \cdot \frac{\partial T_1}{\partial s} \cdot (1-m) \cdot f(s) \right] \quad (21)$$

В этой системе для определения коэффициента теплопередачи в порах  $\alpha$  использовалась критериальная зависимость (1.63), взятая из справочника [2]. Проницаемость  $K$  пористого материала рассчитывалась по формуле для пористой структуры из проволочных сеток [2]. В этой формуле использовались коэффициент извилистости и гидравлический коэффициент формы пор. По статистическим данным значения коэффициента извилистости пор для реальной пористой среды с пористостью 0,3÷0,4 равно 1,3÷1,2 соответственно [2]. Чаще всего для расчетов принимают значение  $a_{изв} = 1,3$ . Удельную поверхность можно определить по формуле (1.17) из справочника [2] для пористого материала из проволок одного диаметра для случая ограниченных контактов между проволоками.

Производные  $\frac{\partial T_1}{\partial n}$  и  $\frac{\partial T}{\partial n}$  равны 0, так как температура может меняться только по оси трубки, а по нормали к боковой поверхности не может. Также будем считать, что трубку тока в пористой среде

выделили таким образом, что  $\frac{\partial f(s)}{\partial s} = 0$ . Благодаря этим двум допущениям неизвестный закон изменения площади  $f(s)$  трубки сокращается во всех уравнениях системы.

Получили математическую модель процессов, протекающих при течении газа в порах. Система записана для самого общего случая нестационарного течения. Считая течение установившимся, ее

можно упростить, обнулив все производные вида  $\frac{\partial}{\partial t}$ . Получим итоговую систему уравнений:

$$\operatorname{div}(\rho \times \vec{v}) = 0 \quad (22)$$

$$\frac{\partial}{\partial s} \left( \frac{\rho}{m} \cdot v^2 \cdot (1 + \xi) \right) = - \frac{\partial p}{\partial s} \cdot m - \frac{\mu}{K} \cdot v \cdot m \quad (23)$$

$$\frac{\partial}{\partial s} \left[ u + \frac{p}{\gamma} + \frac{(1 + \xi_1)}{2 \cdot g} \cdot \left( \frac{v}{m} \right)^2 \right] \cdot \gamma \cdot v \cdot n = \alpha \cdot \Omega \cdot (T_1 - T) + \frac{\partial}{\partial s} \left[ \lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial s} \cdot m \right] \quad (24)$$

$$\rho = \frac{M}{R \cdot T} \times \frac{p}{z(p; T)} \quad (25)$$

$$\alpha \cdot \Omega \cdot (T - T_1) + \frac{\partial}{\partial s} \left[ \lambda_1 \cdot \frac{\partial T}{\partial s} \cdot (1 - m) \right] = 0 \quad (26)$$

На основании полученного полного математического описания процессов, происходящих при транспирационном охлаждении, была предложена методика расчета пористого охлаждения камеры ЖРД. Основой ее является составленная система уравнений. Внутренняя стенка камеры разбивается на участки, для каждого из которых записывается эта система с граничными условиями. Чем больше участков, тем точнее расчет, но в то же время его трудоемкость возрастает.

Суть предлагаемой методики заключается в нахождении (подборе) такой совокупности оптимизируемых параметров  $K$  и  $m$  (проницаемости и пористости), которая обеспечивает наилучшее соответствие критерию оптимизации ( $v \rightarrow \min$ ) с одновременным выполнением ограничения  $T_1 (L \times a_{usz}) \leq 850 \text{K}$ . То есть расход охладителя через единицу площади поверхности пористой стенки должен быть минимален ( $v \rightarrow \min$ ), при этом достаточным для того, чтобы медная стенка не прогорела  $T_1 (L \times a_{usz}) \leq 850 \text{K}$ . Подбирая  $K$  и  $m$ - оптимизируемые параметры- и каждый раз разрешая систему уравнений, контролируем выполнение ограничения  $T_1 (L \times a_{usz}) \leq 850 \text{K}$ . Если температура огневой стенки при принятой совокупности значений  $K$  и  $m$  вышла за пределы 850 K, увеличиваем проницаемость  $K$  и пористость  $m$  путем изменения диаметра проволок или шага сетки, составляющей ПСМ, руководствуясь формулами для ПСМ из фильровых сеток из справочника [2]:

$$K = \frac{2 \cdot d_2^2 \cdot m}{C \cdot a_{usz} \cdot k_l \cdot (1 + (n-1) \cdot k_l)}; m = \frac{m_c(d_o; d_y; l_o) - \varepsilon}{1 - \varepsilon} \quad (27)$$

где  $d_2$  - гидравлический диаметр пор, определяется по формуле (4.11) из справочника [2];  $n$ - количество пучков капилляров в модели;  $C$ - коэффициент формы пор, определяется эмпирически;  $\varepsilon$  - степень обжата пакета сеток при прокатке.

Варьируя шаг сетки  $l_o$ , диаметры проволок основы  $d_o$  и утка  $d_y$ , можно увеличивать или уменьшать пористость и проницаемость и добиваться допустимого распределения температуры внутренней стенки. Записав систему уравнений для каждого  $i$ -го участка внутренней стенки и действуя по этой методике, находим совокупность характеристик ПСМ на нем ( $K$  и  $m$ ). Таким

образом, на каждом участке разбиения можно смоделировать ПСМ со своими характеристиками. Результатом этой методики является распределение активной пористости и проницаемости внутренней стенки вдоль оси камеры ЖРД.

С помощью Ansys CFX выполнен расчет транспирационного охлаждения для *i*-го участка внутренней пористой стенки камеры ЖРД. Внутренняя стенка была разбита на *i*-ые участки вдоль оси камеры, в пределах каждого из которых принимались постоянными: температура газовой стенки, температура стенки со стороны охлаждающего тракта, скорость водорода в тракте охлаждения, температура водорода в тракте, температура газа в пристенке со стороны камеры, коэффициенты теплопередачи со стороны газа к стенке и со стороны охладителя к стенке. Считалось, что расчет наружного проточного охлаждения камеры ЖРД выполнен и известны распределение температуры охлаждающего водорода по длине тракта охлаждения, скорость охладителя по длине тракта. Расчетная модель представляла собой кусочек размерами 0,5x0,5x1 мм, вырезанный из *i*-го участка внутренней стенки. Давление в камере принималось 16,5 МПа. Скорость и температура водорода в тракте на выбранном участке принимались соответственно 10 м/с и 34 К. Температура пристеночного слоя со стороны камеры считалась равной 2000 К. Внутренняя стенка была изготовлена из ПСМ на основе меди. Ее толщина составляла 1мм.

В результате расчета в Ansys CFX были получены характеристики пористого материала (пористость 0,4, проницаемость  $1,7 \cdot 10^{-11} \text{ м}^2$ ), необходимые для обеспечения надежного охлаждения выбранного участка внутренней пористой стенки камеры ЖРД.

#### Библиографический список

1. Kaviany M. Principles of heat transfer in porous media / M. Kaviany. New York etc. : Springer-Verl., Cop.1991. – XX, 626 с.
2. Пористые проницаемые материалы: Справочник / Под ред. С.В. Белова. М.: Металлургия, 1987. – 332 с.
3. Чарный И.А. Подземная гидрогазодинамика - Москва: Государственное научно-техническое издательство нефтяной и горно-топливной литературы, 1963. – 396 с.

УДК 669.713

#### РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НАУЧНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

*С. А. Ерочин<sup>1,2</sup>*

<sup>1</sup>*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова, Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д.1*

<sup>2</sup>*Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», Российская Федерация, 662972, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина, д.52*

Система ориентации солнечных батарей (СОСБ) состоит из двух блоков: механического блока (БМ) и блока электроники (БЭ). Все логические команды коммутируются в БЭ, находящимся в герметичном отсеке космического аппарата (КА). Электромеханический блок СОСБ предназначен: для вращения солнечных батарей (БС) в реверсивном режиме по двум взаимно перпендикулярным осям по сигналам, получаемым от бортового комплекса управления; для транзитной передачи электроэнергии с панелей БС в систему энергоснабжения изделия; для транзитной передачи телеметрической информации БС в систему бортовых измерений. Блок механики СОСБ состоит из трех автономных устройств [рисунок 1]: двух боковых приводов (БМ1, БМ2) для вращения крыльев БС вокруг их продольных осей и корневого привода (БМ3) для поворота рамы СОСБ с установленными на ней боковыми приводами вокруг продольной оси научно-энергетического модуля (НЭМ). В состав СОСБ также входят датчики Солнца.[1-4].



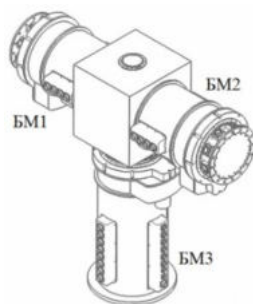


Рис. 1. Общий вид БМ СОСБ

История создания СОСБ начинается с 80-х годов 20-го века. НПП ВНИИЭМ в середине 80-х годов разработал систему ориентации солнечных батарей СОСБ-Б10/Б10М, для крупногабаритных орбитальных объектов с массой несколько десятков тонн, таких, как орбитальный комплекс «МИР». В составе орбитального комплекса (ОК) «МИР» успешно эксплуатировались шесть СОСБ, в состав каждой из которых входило два привода. В этой системе предусмотрено автоматическое управление приводами по сигналам датчиков Солнца, сигналам бортовой центральной вычислительной машины или ручное – по командам экипажа.

Учитывая положительный опыт длительной эксплуатации аппаратуры СОСБ на станциях «САЛЮТ» и ОК «МИР», было принято решение использовать систему Б10М в проекте международной космической станции на модулях «ЗАРЯ» и «ЗВЕЗДА», которые работают с 1998г. и 2000г. соответственно по настоящее время без замечаний. Привода обладают повышенной прочностью, рассчитанной на устойчивость как к одиночным изгибающим нагрузкам при стыковках с МКС пилотируемых и транспортных кораблей (включая Шаттл), так и на усталостную устойчивость к многократным циклическим нагрузкам, обусловленным работой реактивных двигателей и перемещением экипажа. Исполнение привода - асинхронный редукторный привод с магнитной муфтой. Магнитная муфта выполняет функции ограничителя крутящего момента, действующего на редуктор и электродвигатель со стороны выходного вала привода во время стыковок транспортных кораблей и модулей с МКС.

Для Космической станции «СВОБОДА» были разработаны три привода СОСБ производства Satellite Systems Operation Honeywell Inc, США. Корневой привод СОСБ обеспечивает непрерывное вращение солнечных батарей для передачи 65,5 кВт мощности, а также сигналов. Карданов подвес вращает солнечные батареи, чтобы отследить периодические изменения угла Солнца и передачи 45 кВт электроэнергии. Привод системы ориентации радиатора обеспечивает поддержание излучателей, наведенными на открытый космос, и обеспечивает передачу мощности.

На ферменных конструкциях американских сегментов используются одноступенные привода SARJ (Solar Alpha Rotary Joint) предназначенные для ориентации БС на Солнце. SARJ способна передавать до 60 кВт электрической мощности. Общая масса SARJ составляет 1161 кг, а диаметр зубчатого колеса составляет 3,2 метра.[5]

Европейские сегменты МКС используют устройства поворот солнечных батарей (или SADM) фирмы «TAS» (Франция). Эти привода являются одноступенными и предназначены для ориентации БС на Солнце вокруг продольной оси БС.

Разработка механического блока системы ориентации солнечных батарей НЭМ (НЭМ является обитаемым модулем) требует к себе особого внимания в виду жестких требований и ограничений предъявляемых к СОСБ. С учетом предыдущего опыта, накопленного в разработке СОСБ, перед новой СОСБ ставятся задачи эффективного использования БС за счет двухосного слежения за Солнцем, доведения гарантированного срока службы до 15 лет, ограничения уровня возмущений, действующих на МКС при вращении БС с большими моментами инерции, превышающие в десятки раз моменты инерции БС на станции «МИР».

Поэтому эта задача затрагивает технологические, организационные, проектировочные и ряд других проблем. Из всех проблем связанных с созданием СОСБ для пилотируемого аппарата необходимо решить ряд важных задач:

1. Прочность. В процессе эксплуатации устройство должно выдерживать внешние нагрузки, приведенные в таблице 1. Прочность СОСБ зависит от правильно выбранных материалов и

выполнения конструкции. Под действием отрицательной температуры материал становится хрупким, а действие положительной температуры делает материал пластичным, что может сказываться на требуемой жесткости конструкции. Силовой базой СОСБ являются корпуса механических блоков (см. рисунок 1), они же воспринимают всю нагрузку, передаваемую с БС и/или КА.

Таблица 1. Нагрузки на БМ СОСБ

Нагрузки		
Изгибающий момент, Н·м, не более	корневой привод	9000
	боковые привода	4500
Крутящий момент, Н·м, не более	корневой привод	3500
	боковые привода	550
Осевые и перерезывающие силы, Н, не более	корневой привод	2000
	боковые привода	800

2. Самоторможение привода. Самоторможение привода можно обеспечить при помощи ЭД в режиме «СТОП» при небольших моментах или при помощи модуля фиксации, например, электромагнитной муфты, механической муфты или другого модуля фиксации, исключающие поворот выходного вала и удержание БС в заданном положении. В отличие от других ограничителей момента магнитная муфта обладает практически неограниченным сроком службы. [6,7]

3. Масса. Для космической отрасли масса является большой проблемой, это связано с ракетаносителем (РН) т.к. полезная нагрузка жестко связана с несущей способности РН и превышать ее категорически не допускается. В связи с этим и многими другими факторами, масса СОСБ должна быть минимальной. Для облегчения конструкции СОСБ необходимо применять легкие, но в тоже время и прочные материалы. Стремление уменьшить массу влечет за собой и уменьшение прочностных характеристик, поэтому очень важно найти «золотую» середину.

4. Обеспечение теплового режима. Наиболее важно поддерживать в процессе всего жизненного цикла КА температурный баланс БМ СОСБ. Система терморегулирования должна быть полностью автономной. Планируется, что в процессе работы через силовое токосъемное устройство будет проходить более 90 кВт электроэнергии. Излишки тепла, выделившееся в результате передачи электрической энергии, необходимо сбрасывать в открытый космос излучением.

5. Ресурс. Обеспечение столь длительного ресурса привода в условиях открытого космоса требует новых инженерных подходов. Необходимое количество оборотов выходного вала, за весь срок активного существования, равен 86000 оборотов. Ресурс БМ СОСБ определяется ресурсом (сроком активного существования) КА, поэтому необходимо, чтобы составные элементы, входящие в электромеханический блок, сохраняли свою работоспособность. Для увеличения долговечности изделия можно воспользоваться следующими техническими решениями: для обеспечения максимально возможного ресурса редукторной части необходимо выбирать редуктор с самым высоким КПД; правильный выбор материалов; проведения предварительных испытаний для выявления и устранения всех ошибок и т.д.

6. Надежность. К пилотируемым КА из-за присутствия на борту человека предъявляются очень жесткие требования по надежности, имея в виду высокий уровень вероятности безотказной работы (ВБР). Поэтому в конструктивно-компоновочной схеме широко применяют дублирование и троирование. Привод должен разрабатываться с необходимым уровнем резервирования, обеспечивающим заданную ВБР за срок эксплуатации по целевому назначению с момента отделения КА от разгонного блока, при этом любой единичный отказ одного элемента или соединительной цепи или несанкционированная выдача любой последовательности команд не должны приводить к отказу привода. В целях обеспечения требуемой функциональной надежности БМ СОСБ на всем сроке активного существования КА применяется комплекс мер (выбор конструкционных материалов, технических решений и т.д.): резервирование двигателей приводов; резервирование датчиков углового положения выходного вала; проектирование механических частей и силовых конструкций с гарантированным запасом по прочности и т.д.

При выходе из строя СОСБ велика вероятность потери всего КА из-за того, что БС не смогут ориентироваться на Солнце и КА перестанет получать необходимое количество электроэнергии. При этом необходимо учитывать тот факт, что НЭМ является обитаемым аппаратом, поэтому существует возможность, при выходе из строя функциональных элементов (например, БЭ или унифицированный привод), обслужить СОСБ или заменить этот элемент. Силовые элементы конструкции (корпус с валами и подшипниками, токосъемные устройства), ремонт которых космонавтами невозможен, должны выполняться со значительными запасами по износоустойчивости, механической и

электрической прочности. При проектировании унифицированного привода желательно сохранять преемственность технических решений, которые полностью себя оправдали во время длительного полета ОК «МИР». [8]

АО «ИСС» имеет большой объем наработок в области создания космической автоматики для КА, функционирующих на различных орбитах Земли. АО «ИСС» производит токосъемные устройства катящего типа с 1986 года. Конструктивно-компоновочная схема приводов отработана на изделиях «ЭКСПРЕСС-АМ», «SESAT», «ГЛОНАСС-М» и др. В АО «ИСС» накоплен большой опыт проектирования и производства блоков управления приводами для систем наведения антенн и СОСБ, которые успешно применяются на КА «Луч-5А», «Луч-5Б», «Амос-5», «Ямал-300» и др.

#### Библиографический список

1. Tass [Электронный ресурс]. URL: <http://www.tass.ru/kosmos/1731368> (дата обращения 26.11.2017).
2. Бадеев А.Г., Семин А.Ю., Кузнецов А.В., Ахмедов М.Р. Проектирование системы энергоснабжения Научно-энергетического модуля для российского сегмента международной космической станции [Электронный ресурс]. URL: <http://www.energia.ru/ktt/archive/2015/02-2015/02-05.pdf> (дата обращения 26.11.2017).
3. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 168 с.
4. Романов А.В., Тестоедов Н.А. Основы проектирования информационно-управляющих и механических систем космических аппаратов. ФГУП «КБ «Арсенал» им. М.В. Фрунзе» АО «Информационные спутниковые системы» им. Акад. М.Ф. Решетнева / под редакцией доктора технических наук, профессора В.Д. Атамасова, 2015. С.75-100.
5. The International Space Station Solar Alpha Rotary Joint Anomaly Investigation / Eliot P. Horik, Justin McFatter, Daniel J. Sweeney, Carlos F. Enriquez, Deneen M. Taylor, David S. McCann /, 2010
6. Высоконадежная система ориентации солнечных батарей для орбитальных станций «Салют» и «Мир» /Шереметьевский Н.Н., Стома С.А., Курилович В.П., Мирошник О.М. //Электротехника. 1996. №5.
7. Управление приводами систем ориентации солнечных батарей научно-энергетической платформы международной космической станции /Беленьский А.Д, Васильев В.Н. // Электротехника. 1999. №6
8. Гушин В.Н. Основы устройства космических аппаратов. Москва «Машиностроение, 2003.

УДК 629.7 + 534-8

#### КАВИТАЦИЯ ПРИ УЛЬТРАЗВУКОВОЙ ОЧИСТКЕ

*С. А. Замасковцев, О. Л. Прусова*

*Омский государственный технический университет*

Ультразвуковая очистка является перспективной очисткой при производстве баков ракет. Целью данной работы является рассмотреть процесс, сопровождающий ультразвуковую очистку, – кавитацию, понять ее влияние на качество очистки.

При ультразвуковой очистке в жидкой среде возникает кавитация. Кавитация (рис.1) – это процесс схлопывания пузырьков газа, которые образуются при сжатии и расширении жидкости. Кавитация возникает при мгновенном появлении высоких гидростатических давлений, вследствие чего прилипшие к поверхности элементы загрязнения отрываются. [1]

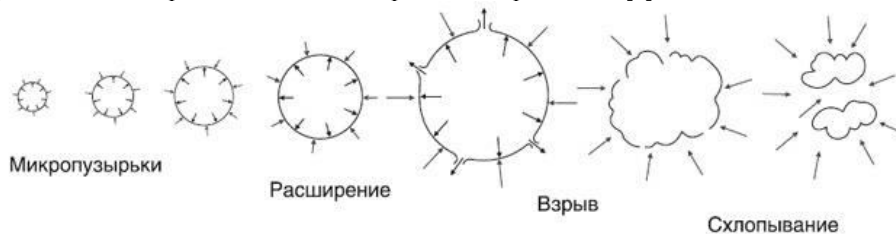


Рис. 1. Процесс кавитации

Пузырек, схлопываясь, создаёт ударные волны большой силы, которые достигают давления в несколько тысяч атмосфер. Такое высокое давление при ударе об обрабатываемую поверхность и приводит к отрыванию прилипшего загрязнения.

Максимальное ударное давление  $P$  определяется из выражения, связанного с давлением газа в пузырьке  $P_0$ , давлением в жидкости  $P_0$  и показателем адиабаты  $k = cp/cv$ :

$$P = P_0 \left[ (k - 1) \frac{P_0}{P_0} \right]^{k/k-1}$$

Размер пузырька можно рассчитать по формуле:

$$f = \frac{1}{(2\pi R_p)} \cdot \left[ \left( \frac{3k}{\rho} \right) \cdot \left( P_{ст} + \frac{2\sigma}{R_p} \right) \right]^{0.5},$$

где  $R_p$  – резонансный размер пузырьков;  $P_{ст}$  – гидростатическое давление;  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения;  $\rho$  – плотность жидкой среды. [2]

Интенсивность кавитации прямо связана с мощностью ультразвукового излучения. Обычно ее устанавливают выше кавитационного порога. Интенсивность кавитации обратно пропорциональна ультразвуковой частоте: с увеличением ультразвуковой частоты уменьшаются размеры кавитационных пузырьков, а также их взаимодействие с загрязнением на очищаемой поверхности. Уменьшение интенсивности ультразвукового воздействия с увеличением частоты можно компенсировать только увеличением мощности облучения. [3]

Интенсивность кавитации определяется исходя из способа наблюдения или особенностей применения ультразвука. Например, в звукохимии интенсивность кавитации можно определить по скорости звукохимических реакций или по интенсивности сонолюминесценции. Также люминесценция позволяет оценить температуру в момент схлопывания пузырьков. Раньше силу воздействия кавитации при ультразвуковой очистке определяли, например, по скорости разрушения образцов алюминия (алюминиевой фольги), проводя эрозионный тест, а также определяли по мощности кавитационного шума, сопровождающего очистку с помощью ультразвуковых колебаний. [4]

Механический эффект кавитации можно определить, измеряя потерю материала из испытуемого образца за счет повреждения (эрозии). Если твердый кусок металла, такой как свинец, помещается в кавитационное поле, то эрозия произойдет через несколько минут после начала процесса очистки. Это даёт возможность сравнения кавитационной активности различных очищающих ванн, поскольку можно определить относительное количество энергии звука, затраченное на достижение определенной потери массы. [5]

Электрическая мощность, которую потребляет электроакустический преобразователь, применяется в ультразвуковых установках чтобы настроить в резонанс колебательные системы, а также для корректирования мощности кавитационного воздействия.

Связь электрической мощности  $P_{эл}$  и акустической мощности  $P_a$  приведена в следующей формуле:

$$P_a = \eta_{эм} \cdot \eta_{ма} \cdot P_{эл},$$

где  $\eta_{эм}$ ,  $\eta_{ма}$  – электромеханический и механоакустический КПД, они зависят от показателей излучателей, преобразователей и среды. [4]

Благодаря расчётам, можно точно рассчитать, какая мощность потребуется для преобразователя, чтобы добиться определённого воздействия на очищаемое изделие при помощи кавитации.

Увеличение мощности, подаваемой на преобразователь, приведет к увеличению амплитуды колебаний излучающей поверхности, поэтому можно ожидать, что это увеличит очищающий эффект ультразвуковой ванны. Но ситуация на самом деле довольно сложная. Имеется верхний предел в колебательной амплитуде, выше которого датчик будет страдать от механического разрушения, но до этого произойдет уменьшение колебательной энергии, которую преобразователь может передать в жидкость.

Как уже отмечалось выше, генерация и схлопывание кавитационных пузырьков является источником энергии для очистки. Однако если перед излучающей поверхностью преобразователя образуется большое количество кавитационных пузырьков, они могут выступать в качестве барьера для передачи акустической энергии и ослаблять передачу энергии к очищаемой поверхности.

Стоит отметить, что когда излучающая поверхность колеблется с высокими амплитудами, физическое движение поверхности получается слишком быстрым, чтобы жидкость ванны оставалась в контакте с ней, так что между преобразователем и жидкостью образуется зазор, и большая часть акустической энергии теряется. Это называется разьединение. Следовательно, из-за экранирования

пузырьков кавитации и «развязки» не будет достигнуто максимального уровня энергии, которая будет вместо воздействия на загрязнение передаваться в жидкую среду. [5]

На интенсивность кавитационного процесса также большое влияние оказывают следующие факторы: ультразвуковая форма волны, частота и амплитуда мощности.

Другими определяющими факторами являются такие свойства жидкой среды, как вязкость, поверхностное натяжения, плотность, содержание газа в жидкости, давление пара, температура среды и поток жидкости, который может быть как статический, так и динамический (например, ламинарный).

Для получения максимального эффекта от кавитации должны быть обеспечены, например, следующие свойства рабочей жидкости: первое – вязкость, она в жидкости должна быть наименьшей. Второй – содержание газа, оно тоже должно быть наименьшим.

По поводу частоты ультразвуковых колебаний можно сказать следующее. В общем случае, при низких частотах от 20 до 30 кГц уровень кавитации меньше, а размеры пузырьков значительно больше. На более высоких частотах образуется кавитация с умеренными или более низкими силами воздействия на загрязнение.

Низкие частоты более подходят для очистки тяжелых и крупногабаритных компонентов, в то время как высокая частота ультразвука (от 60 до 80 кГц) рекомендуется для чистки деликатных поверхностей и для стадии промывки. Например, при 68 кГц у кавитации достаточно высокая скорость, а также она достаточно мягкая, чтобы удалить моющие пленки и субмикронные частицы.

Оценки кавитационного воздействия на различных частотах ультразвука показали, что количество кавитационных пузырьков прямо пропорционально частоте ультразвука.

Так, например, приблизительно на 60-70 % больше кавитационных пузырьков на единицу объема жидкости при генерируемой частоте 68 кГц, чем при 40 кГц.

Средний размер пузырьков обратно пропорциональна частоте ультразвука.

Таким образом, можно сказать, что при более высокой частоте при заданном уровне энергии очищающая сила кавитации будет мягче, особенно для мягких и тонких или деликатных поверхностей, а также будет тщательнее проникать в углубления и небольшие глухие отверстия. [6]

Эффективной частотой для очистки от смазки считается, например, частота, равная 18-25 кГц, которая обладает экономичностью в плане затрат электроэнергии и удельной мощностью (возможностью воспроизведения необходимых колебаний). Верхняя граница обусловлена механизмом образования и схлопывания кавитационных пузырьков: при очень большой частоте пузырьки не успевают схлопываться, что уменьшает воздействие кавитации. [1]

Качество очистки зависит от количества пузырьков и ударной силы пузырька на загрязнение. Последнее зависит от количества пара и газа в каждом пузырьке. Чем меньше содержание пара и газа в пузырьке, тем более мощным является импульс, а значит и кавитация происходит более интенсивно. Следовательно, очистка будет наилучшей.

Когда температура жидкости повышается, пузырьки становятся многочисленными, следовательно, кавитация будет более интенсивной. Однако повышение температуры влечет за собой и другие последствия: жидкость имеет более высокое давление паров, поэтому содержание газа в пузырьках становится выше, и поэтому сила кавитационного воздействия уменьшается. Эти две противоположные тенденции свидетельствуют о том, что при оптимальной температуре может произойти наиболее интенсивная кавитация. [7]

Следовательно, одним из основных параметров для кавитации является температура. В воде кавитационный максимум достигается при температуре 70 °С. А в щелочных водных растворах – при 80 °С. О растворителях можно сказать то, что они должны использоваться при температуре на 5-10 °С ниже их температуры кипения.

Зависимость скорости распространения ультразвуковой волны от температуры можно записать в следующем виде:

$$U = U_0 + T_{coeff} \cdot T,$$

где  $T$  – разность между экспериментальной и начальной температурой;  $U_0$  – скорость жидкости при первоначальной температуре;  $T_{coeff}$  – абсолютный температурный коэффициент. [8, С. 233-235]

В работе [9] описана еще одна проблема получения равномерной кавитационной области во всем объеме очистных ванн. Существует два вида диафрагм. К первому виду относится диафрагма магнестрикционного преобразователя, которая является дном ванны, а также излучателем. В подобных системах акустическое давление распространяется очень неравномерно – до 50%. В центре ванны давление принимает своё максимальное значение и уменьшается, расходясь к краям дна. Ко

второму типу относится специальная изгибно-колеблющаяся диафрагма, которая помогает добиться равномерного ультразвукового поля. Однако сборка и настройка подобных систем является очень сложной.

Под действием ультразвука появляются акустические течения. Их задача – доставлять активный очищающий раствор в нужную область и переносить пузырьки к поверхности очищаемой детали. [2]

В заключение можно сказать, что с использованием формул можно рассчитать размер кавитационного пузырька, его ударное давление при схлопывании, акустическую мощность, а также скорость распространения ультразвуковой волны при определённой температуре. При ультразвуковой очистке процесс кавитации очень важен, потому что основное воздействие на загрязнение происходит за счёт взаимодействия кавитационных пузырьков с поверхностью загрязнения.

#### **Библиографический список**

1. Махнев М. И., Жаров Л. Ф., Лебедев Н. М., Жирнова Т. И. Освоение технологии производства сварочной проволоки с ультразвуковой очисткой поверхности от остатков технологической смазки // Сталь. – 2010. – № 7. – С. 93-95.
2. Федоров А. А., Кабанов Н. В. Разработка технологии и оборудования для промывки трубопроводов гидро- и топливных систем самолета с использованием ультразвука // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013. – Т. 15. – № 4(4). – С. 880-886.
3. Медведев А. Ультразвуковая очистка. Теория и практика // Схемотехника. 2001. – № 9 (11). – С. 36-39.
4. Скорцов С. П. Методы контроля параметров ультразвуковой кавитации // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. – № 02. – С. 83-100.
5. Mason T.J. Ultrasonic cleaning: An historical perspective // Ultrasonics Sonochemistry. – March 2016. – DOI: 10.1016/j.ultsonch.2015.05.004.
6. Awad S.B. Ultrasonic Cavitations and Precision Cleaning // Precision Cleaning magazine. – November 1996. – Pp. 1-6.
7. Niemczewski B. Observations of water cavitation intensity under practical ultrasonic cleaning conditions // Ultrasonics Sonochemistry. –2007. – № 14. – Pp. 13-18.
8. Радж Балдев, Раджендран В., Паланичами П. Применение ультразвука. М.: Техносфера, 2006. – 576 с.
9. Ланин В., Томаль В. Технология и оборудование ультразвуковой очистки изделий электроники // Технологии в электронной промышленности. 2007. – № 8. – С. 60-64.

УДК 533.6; 519.67

#### **ПРИМЕНИМОСТЬ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS CFX ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**Н. В. Иванов**

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

В процессе проектирования летательных аппаратов большое значение имеет решение задач по определению аэродинамических характеристик. Не менее важное значение имеет задача по исследованию их устойчивости в полете. Выбор компоновки осуществляется с учетом обеспечения допустимого сопротивления для достижения необходимой дальности полета, а также обеспечения устойчивости и стабилизации. Под устойчивостью ракеты здесь и далее подразумевается ее статическая устойчивость. Основным параметром, определяющим статическую устойчивость, является коэффициент центра давления, который определяется по формуле  $C_d = x_d/L$  и вычисляемый в виде  $C_d = m_z/C_y$ , где  $x_d$  - расстояние до центра давления от носовой части летательного аппарата. Степень статической устойчивости летательного аппарата зависит от взаимного положения его центра давления и центра масс. Если центр давления расположен за центром масс, то полет будет статически устойчивым. В качестве характеристики (критерия) статической устойчивости принимают разницу между коэффициентом центра давления  $C_d$  и

коэффициентом центра масс  $C_m$ . По определенным аэродинамическим характеристикам на всей траектории полета для выбранной компоновки ЛА можно судить о ее статистической устойчивости на выбранной траектории. Для многих ЛА имеет место статистическая неустойчивость, вследствие чего возникают вопросы обеспечения стабилизации ЛА. В настоящее время численные методы аэродинамики и газовой динамики, в связи с развитием компьютерной техники, стали играть преобладающую роль в ускорении проектирования ЛА. Имеются в наличии мощные пакеты вычислительной гидродинамики (CFD) мирового уровня, с использованием которых возможно решение типичных задач при проектировании ЛА, что делалось раньше только эмпирическим путем. Моделирование производится с помощью решения уравнения Навье – Стокса. Дополнительно возможен учет различных физических и химических эффектов и условий – турбулентность, теплоперенос, горение, химические реакции. Однофазная моделируемая среда может быть однокомпонентной или многокомпонентной, состоящей из смеси различных газов. В CFX возможно моделирование течений многофазных сред с фазовыми переходами [1,2].

Нестационарные уравнения сохранения импульса, массы и энергии [3] могут быть записаны в виде:

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U) = \nabla \cdot (-\rho \delta + \mu(\nabla U + (\nabla U)^T)) + S_M,$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0,$$
(1)

$$\frac{\partial \rho h_T}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U h_T) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (\mu \nabla U + \nabla U^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot U \delta U) + S_E.$$

где  $\rho$  – плотность газа;  $U$  – вектор скорости;  $p$  – статическое давление;  $\delta$  – единичная матрица ранга 3;  $S_M$  – источники импульса;  $h_T$  – полная удельная энтальпия;  $T$  – статическая температура;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности;  $\mu$  – динамическая вязкость;  $S_E$  – точечные или распределенные источники энергии.

Всего семь неизвестных ( $u, v, w, p, T, \rho, h$ ) в пяти уравнениях системы (1). Система замыкается добавлением двух алгебраических термодинамических уравнений: термического уравнения состояния, которое связывает плотность с давлением и температурой, и калорического уравнения состояния, которое связывает энтальпию с температурой и давлением.

Термическое уравнение состояния:

$$\rho = \rho(p, T).$$
(2)

Удельная теплоемкость при постоянном объеме  $C_p$  может также быть описана как функция температуры и давления:

$$C_p = C_p(p, T).$$
(3)

В CFX можно использовать различные калорические совершенные газы, для которых  $C_p$  является константой, а термическое уравнение (2) – это уравнение состояния идеального газа Клапейрона - Менделеева:

$$p = \rho \frac{R_0 T}{w},$$
(4)

где  $w$  – молекулярный вес газа;  $R_0$  – универсальная газовая постоянная.

Кроме того, CFX располагает базой данных различных газов с термическим уравнением состояния Редлиха Квонга, которое считается наиболее точным в настоящее время:

$$\dot{p} = \frac{RT}{v - b + c} - \frac{a(T)}{v(v + b)},$$
(5)

где  $v$  – удельный объем, функция  $a(T)$  и параметры  $b, c$  определяются характеристиками вещества в критической точке.

С помощью уравнения Редлиха Квонга возможен расчет течений с фазовыми переходами. Из отдельных газов, имеющих уравнение состояния (5), в CFX можно создать многокомпонентную смесь. Такой воздух будет хорошо моделировать свойства реального воздуха в диапазоне температур от 100 до 5000 К и давлений от 0,0001 до 100 Мпа. Этот диапазон достаточен для большинства аэродинамических задач.

Наконец, в CFX можно создать новый газ и задать для него собственные уравнения состояния (2) и (3) в виде выражений, пользовательских функций или таблиц.

Аппроксимация основных уравнений системы (1) достигается в CFX с помощью метода конечных объемов. Конечный объем представляет собой многогранник, в центре которого находятся узлы сетки, построенной в генераторе сеток. Изменение массы, импульса и энергии в конечном объеме обусловлено потоками через эти грани, а также за счет источников. Кроме того, в CFX масса, импульс и энергия подчиняются законам сохранения и, в целом, на всей расчетной сетке, даже достаточно грубой [1].

С применением данного пакета возможно получение полной картины обтекания ЛА, течения в донной области, положение зон отрыва, скачков уплотнения, распределения всех интересующих параметров. Как известно, использование универсальных программных средств, то есть CFD-пакета, для исследования задач такого рода требует дополнительных усилий. В CFX-пакете заложено много различных моделей расчета и необходима их адаптация к конкретно поставленной задаче. Возникают трудности, связанные с построением сетки, выбором модели турбулентности, так как результаты, полученные на разных моделях, могут отличаться почти на десятки процентов по величинам сил и другим характеристикам. Поэтому были разработаны методы и подходы, позволяющие при использовании данного пакета повысить точность результатов при численном решении трехмерных задач аэродинамики. На основе теоретического анализа и сравнения расчетных и экспериментальных данных была выбрана модель турбулентности SST, как наиболее подходящая для проведения проектных расчетов аэродинамики ЛА с приемлемой точностью, а также разработаны рекомендации по выбору параметров модели. Проведены исследования влияния размерности и качества расчетной сетки на аэродинамические характеристики и установлен нижний предел для количества расчетных ячеек, выданы рекомендации по построению и адаптации сетки. Становится возможным также решать задачи исследования устойчивости ракет и задачи обеспечения их стабилизации, так как для исследования устойчивости необходимо достоверное определение интегральных характеристик на всех участках полета ЛА, ранее задачи по аэродинамической устойчивости и стабилизации в основном решались аналитическими методами в сочетании с эмпирическими исследованиями в аэродинамических трубах. Как известно, эмпирические исследования связаны с большими экономическими затратами. Необходимо также учесть привязанность проведения эмпирических работ к конкретной компоновке ЛА. При рассмотрении нового ЛА требуется проведение дополнительных эмпирических работ. При этом рассматривались компоновки ЛА сравнительно упрощенных форм. Решение данных задач вычислительными методами не представлялось возможным, хотя и создавались полуэмпирические инженерные методы расчета и оценки. CFD- пакеты позволяют производить расчеты аэродинамических течений различных компоновок ЛА разной степени сложности в широком диапазоне чисел Маха и углов атаки. В качестве объекта исследования был выбран ЛА, который может вылетать на высоту около 30км.

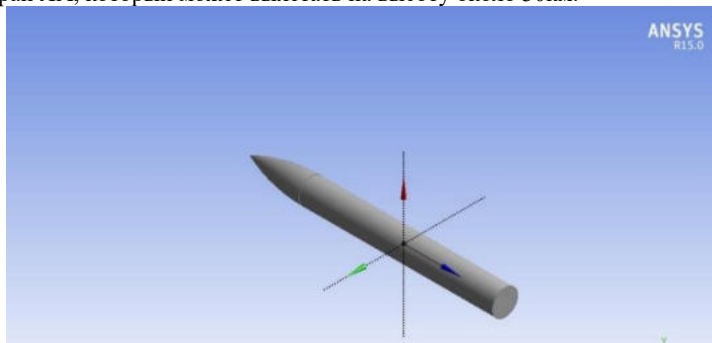


Рис. 1 Профиль исследуемого летательного аппарата



Для данного ЛА был проведен ряд расчетов без стабилизирующих устройств с целью получения интегральных аэродинамических характеристик по пробной траектории полета. На (рис 2) приведены результаты расчетов для данной компоновки ЛА величин  $C_m$  и  $C_d$ .

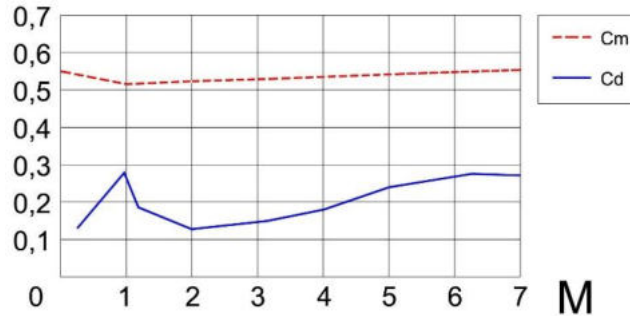


Рис. 2 Коэффициент центра давления  $C_d$  и относительная координата центра масс  $C_m$  в зависимости от числа Маха

Анализ полученных результатов показал, что данный ЛА обладает большой статистической неустойчивостью на всей выбранной траектории полета. Это создает определенные сложности для управления и стабилизации ЛА в полете. Для обеспечения статистической устойчивости выбран традиционный конструктивно-выполнимый способ ее повышения – 4 плоских стабилизатора, установленные в хвостовой части ЛА [2]. Выбранный ЛА движется в диапазоне чисел Маха набегающего потока  $0 < M \leq 7$ . По теории стабилизаторов были определены размеры и форма стабилизирующих устройств в первом приближении. Изображение приведено на рис. 3.

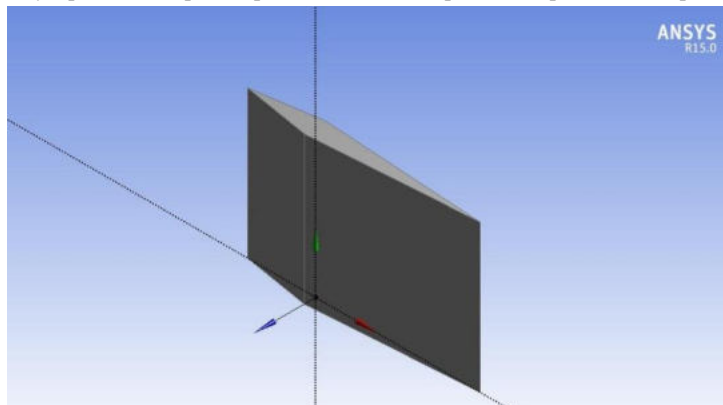


Рис. 3 Форма стабилизаторов, выбранная в первом приближении

Аэродинамические характеристики ЛА с указанными стабилизаторами определялись в пакете ANSYS CFX с учетом взаимной интерференции между корпусом и стабилизаторами в указанном диапазоне чисел Маха и угле атаки  $\alpha=20^\circ$ . В пакете CFX проводились исследования по выбору схемы расположения стабилизаторов – нормальная (+) и крестообразная (x) (рис. 4).

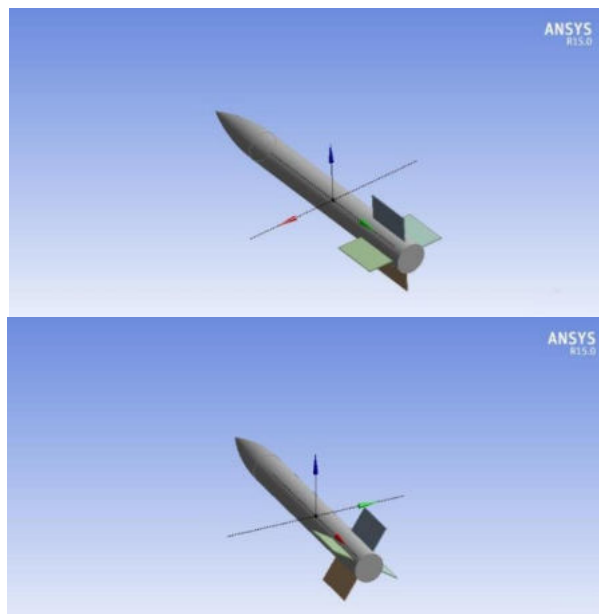


Рис.4 Схемы расположения стабилизаторов (+) и (x)



Рис. 5 Результаты расчета коэффициента центра давления  $C_d$  при расположении стабилизаторов (+) и (x)

Видно, что результаты, полученные по этим схемам, близки друг другу. Схема (+) предпочтительнее, так как при этом ракета немного более устойчива. Исходя из этого, в дальнейшем рассматривалась схема (+). Сравнение полученных результатов расчета коэффициента центра давления ЛА со стабилизаторами (схема(+)) с относительным положением центра ее масс приведено на рис. 6.

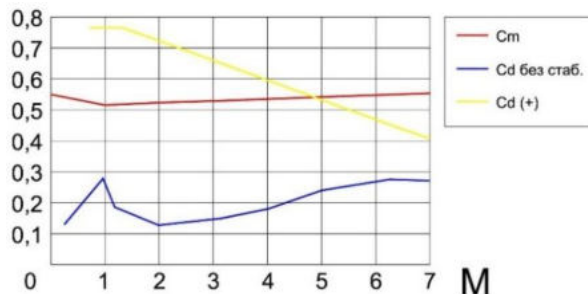


Рис. 6 Сравнение результатов расчета коэффициента  $C_d$  со стабилизаторами и без с относительным положением центра масс

Данные стабилизаторы обеспечивают устойчивость ЛА вплоть до числа Маха 5, но при больших числах  $M$  их эффективность падает. Таким образом, выборочные расчеты по траектории со стабилизаторами первоначальной конструкции показали, что данные стабилизаторы не обеспечивают устойчивость на всех участках полета. После ряда оценочных расчетов и уточнения размеров стабилизирующих поверхностей были выбраны стабилизаторы, имеющие необходимую несущую способность, которая обеспечивает устойчивость ЛА.

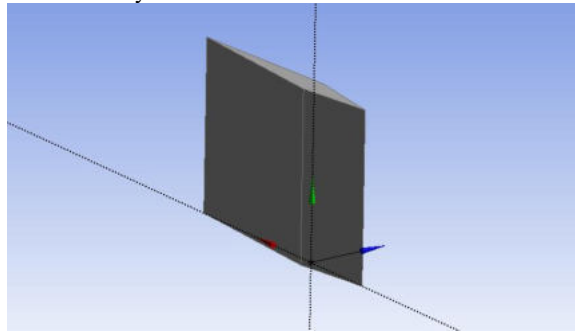


Рис. 7 Уточненная форма стабилизаторов

Сравнение полученных величин аэродинамических коэффициентов показало, что устойчивость полета ЛА в диапазоне чисел Маха набегающего потока  $0 \leq M \leq 7$  достигается с помощью стабилизаторов, показанных на рис. 7. Стабилизаторы имеют повышенную несущую способность по сравнению со стабилизаторами, выбранными в первом приближении, что приводит к увеличению коэффициента центра давления  $C_d$ , то есть к смещению центра давления в сторону хвостовой части.

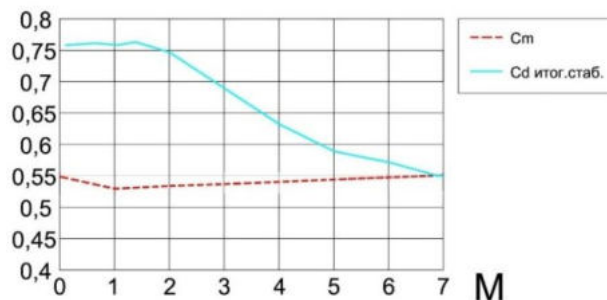


Рис. 8 Сравнение коэффициента  $C_d$  с уточненными стабилизаторами с положением относительной координаты  $C_m$

Проведенные исследования устойчивости для данного ЛА показали:

1. Рассматриваемый ЛА обладает большой статической неустойчивостью на всей траектории полета (в отсутствии стабилизаторов).
2. Расположение стабилизаторов по схеме (+) предпочтительнее, чем (x).
3. Применение четырех плоских стабилизаторов с размерами  $1,54 \times 0,93$  каждый, устанавливаемых по схеме (+), обеспечивает статическую устойчивость ЛА на скоростях полета вплоть до числа Маха  $M=7$ .

На основе проведенной адаптации пакета CFX к задачам трехмерной аэродинамики ЛА показана возможность применения данного пакета к задачам исследования устойчивости и стабилизации.

#### Библиографический список

1. ANSYS CFX Help, 2013
2. Сидельников Р.В., Тропин А.Б. Аэродинамика ракет. Расчеты и исследования аэродинамических характеристик М.: МИР, 1966.
3. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1987.
4. Темам Р. Уравнения Навье – Стокса. Теория и численный анализ. М., 1981.

УДК

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ЯВЛЕНИЯ ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А. М. Комиссарчук, Г. А. Акимов

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

Уже в ходе Второй мировой войны скорость истребителей стала приближаться к скорости звука. При этом пилоты иногда стали наблюдать непонятные в то время, и угрожающие явления, происходящие с их машинами при полётах с предельными скоростями. Сохранился эмоциональный отчёт лётчика ВВС США своему командиру генералу Арнольду: «Сэр, наши самолеты уже сейчас очень строги. Если появятся машины с еще большими скоростями, мы не сможем летать на них. На прошлой неделе я на своем «Мустанге» спикировал на Me-109. Мой самолет затрясся, словно пневматический молоток и перестал слушаться рулей. Я никак не мог вывести его из пике. Всего в трехстах метрах от земли я с трудом выровнял машину...»

Волновой кризис — изменение характера обтекания летательного аппарата воздушным потоком при приближении скорости полёта к скорости звука, сопровождающееся, как правило, ухудшением аэродинамических характеристик аппарата — ростом лобового сопротивления (рис 1), снижением подъёмной силы (рис 2), появлением вибраций (рис 5). Эти явления, связаны с возникновением ударных волн или скачков уплотнения.

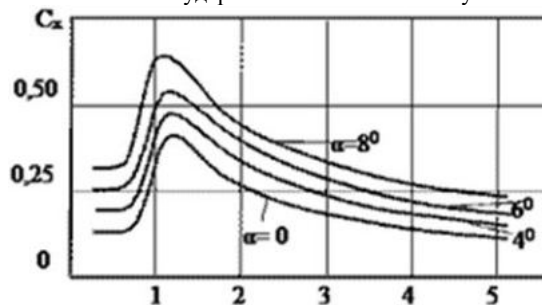


Рис. 1. Влияние числа Маха и угла атаки на коэффициент лобового сопротивления  $C_x$

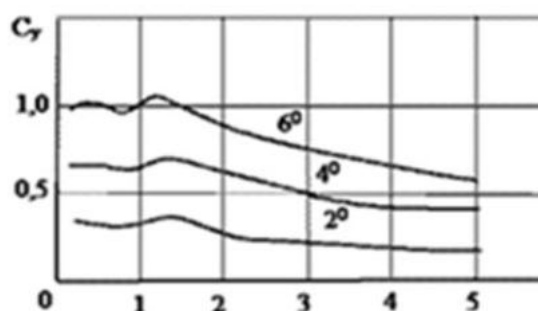


Рис. 2. Влияние числа Маха и угла атаки на коэффициент подъемной силы  $C_y$

Скачок уплотнения, это тонкая переходная область, распространяющаяся со сверхзвуковой скоростью, в которой происходит резкое увеличение плотности, давления и скорости газа. Ударная волна, в которой вектор скорости набегающего потока направлен по нормали к поверхности разрыва параметров, называется прямым скачком уплотнения. Возникающий на поверхности скачок уплотнения взаимодействует с пограничным слоем, что приводит к передаче повышенного давления из области за скачком в область до скачка, что и вызывает вибрации крыла. (рис 5) В прямом скачке уплотнения линия тока не изменяет своего направления, поэтому течение можно считать одномерным. Косым скачком называется такое течение, вектор скорости направлен под острым углом к фронту ударной волны. При косом скачке уплотнения происходит поворот вектора скорости на некоторый угол. Плоскость разрыва параметров ( скачка ) располагается по отношению к вектору скорости набегающего потока под углом. При обтекании сверхзвуковым потоком клина ( рис. 3 ) течение вдоль боковой поверхности клина отделяется от набегающего потока плоским скачком уплотнения, идущим от вершины клина. При углах раскрытия клина, больших некоторого предельного, скачок уплотнения становится криволинейным, отходит от вершины клина и за ним появляется область с дозвуковой скоростью течения газа. Такая картина течения характерна для сверхзвукового обтекания тел с тупой головной частью ( рис. 4 ).

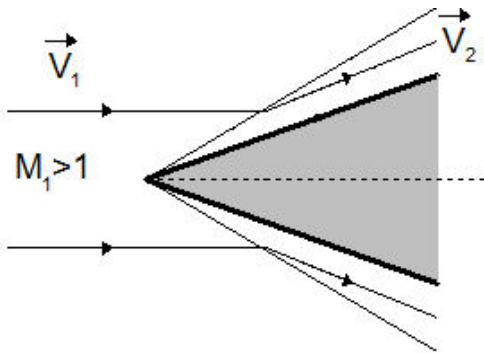


Рис. 3. Обтекание сверхзвуковым потоком клина

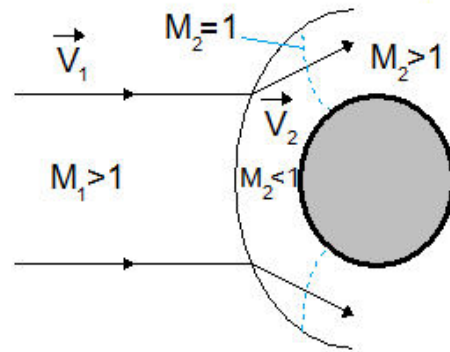


Рис. 4. Обтекание сверхзвуковым потоком тел с тупой головной частью

Явления волнового кризиса проявляются уже на больших дозвуковых (критических) скоростях полета. На поверхности обтекаемого тела местная скорость потока, увеличиваясь с ростом скорости полета, может достигнуть местной скорости звука в потоке. При некоторой скорости набегающего потока (скорости полета) наибольшая из местных скоростей обтекания крыла становится равной местной скорости звука. Эта скорость полета называется критической скоростью, а соответствующее ей полетное число Маха  $M$  – критическим числом Маха. Если, например, на высоте 12000 м, где скорость звука  $a=1063$  км/час, критическая скорость  $V_{кр} = 800$  км/час, то

$$M_{кр} = \frac{V_{кр}}{a} = \frac{800}{1063} = 0,75 \text{ .(1)}$$

Величина критического числа  $M$  зависит от того, насколько сильно наибольшая местная скорость обтекания крыла превышает скорость полета. Чем значительнее это превышение, тем меньше критическое число  $M$ . Но так как величины местных скоростей зависят от геометрической формы крыла и его ориентировки относительно набегающего потока, то, следовательно, от них же зависит величина  $M_{кр}$ .

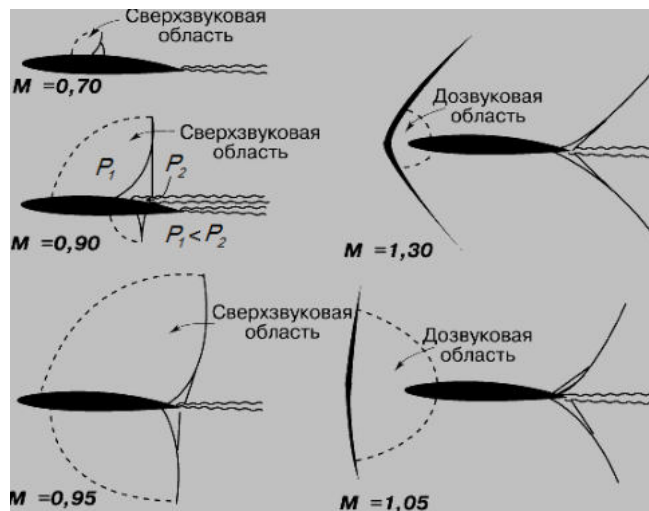


Рис. .5. Обтекание профиля при различных числах  $M$ . Скачки уплотнения, местные зоны сверхзвука, турбулентные зоны.

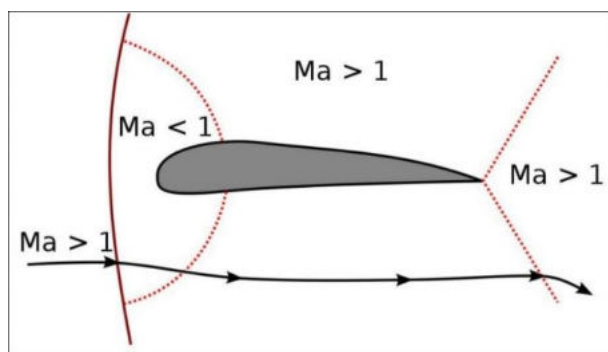


Рис. 5.1. Полное сверхзвуковое обтекание профиля крыла

Если полётное число  $M$  больше критического, наступает режим смешанного обтекания: наряду с дозвуковыми и звуковыми имеются и сверхзвуковые местные скорости обтекания.

Сверхзвуковой поток возникает там, где струйки потока расширяются, т.е. в основном над той частью поверхности тела, которая наклонена назад (рисунок 5). Здесь проявляется известная нам первая особенность сверхзвукового потока.

Поскольку скорость полёта меньше скорости звука, образовавшийся сверхзвуковой поток должен затормозиться и снова превратиться в дозвуковой. Исходя из второй особенности сверхзвукового потока, мы можем утверждать, что сверхзвуковая область потока должна завершиться скачком уплотнения.

Соответственно ограниченному размеру этой области скачок уплотнения имеет небольшую протяжённость. Поэтому, например, не бывает слышно на земле «хлопка» от самолёта, летящего с дозвуковой скоростью.

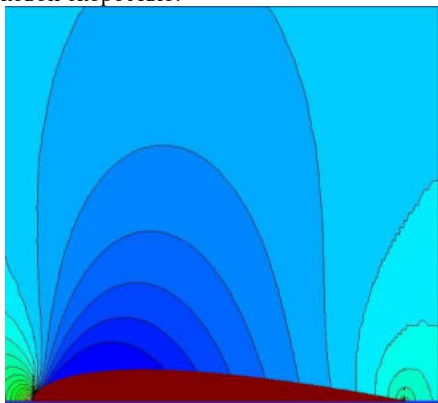


Рис. 6. Распределение давления по крылу при дозвуковом обтекании

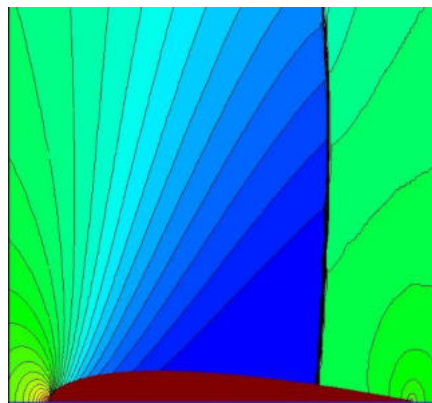


Рис. 7. Распределение давления по крылу при трансзвуковом обтекании (развившейся волновой кризис)

Чем больше скорость полёта превышает критическую, тем больше размеры сверхзвуковой зоны. При числах  $M$ , близких к единице, прямой скачок, замыкающий сверхзвуковую зону, становится хвостовым. Если скорость полёта превысит скорость звука, то, кроме этих скачков, возникает головной скачок. При прямом головном скачке передняя часть тела обтекается дозвуковым потоком, который далее ускоряется и снова становится сверхзвуковым. Значит, и в этом случае обтекание смешанное.

Волновой кризис характеризуется иным распределением давления, чем обтекание чисто дозвуковое (рисунок 5, 6, 7, 8). Над участком крыла, обтекаемым сверхзвуковым потоком, возникает добавочное разрежение к тому, которое было бы при дозвуковом обтекании. Добавочное разрежение получается и за скачком: оно, как мы знаем, связано с потерей механической энергии в скачке.

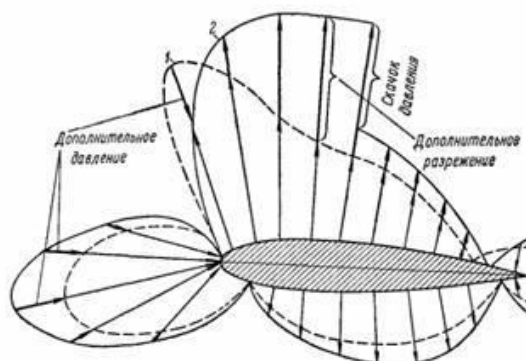


Рис.8. Распределение давлений по крылу, при  $\alpha = 8^\circ$ : 1 – при дозвуковом обтекании; 2 – при развившемся волновом кризисе

Таким образом, характерной чертой распределения давления при волновом кризисе является понижение давления в области задней части крыла, приводящее, в частности, к росту лобового сопротивления.

Помимо перераспределения давлений, которое в итоге влияет на величины аэродинамических сил и моментов, действующих на самолёт, при волновом кризисе нередко наблюдаются вибрации самолёта. Они появляются вследствие двух причин: во-первых, скачок уплотнения, как правило, не стоит на одном месте, а непрерывно колеблется в продольном направлении, в связи с чем толчками изменяется величина аэродинамической силы крыла; во-вторых, при волновом кризисе наблюдается срыв потока с крыла, связанный с воздействием скачка уплотнения на пограничный слой.

Фундаментальный закон стабилизации: при наступлении критической скорости сначала происходит замедление роста скорости у поверхности профиля по сравнению с ростом скорости набегающего потока. Затем возрастание скорости вообще прекращается, и распределение значений числа Маха по поверхности профиля от его носка до скачка уплотнения остается постоянным, независящим от скорости набегающего потока. Это распределение называется предельным распределением чисел Маха, по которому вычисляется «предельная кривая давления». Иллюстрацией этого закона является распределение по поверхности профиля отношения давления газа на профиле к полному давлению потока. И если давление на поверхности остается неизменным, то и число Маха сохраняет постоянное значение.

Волновой кризис, зарождающийся на малых скоростях, не только увеличивает лобовое сопротивление самолёта и препятствует разгону, но и уменьшает подъёмную силу крыла. Воздушные рули и элероны теряют эффективность, аппарат становится неуправляемым, и всё это носит крайне нестабильный характер, возникает сильная вибрация. Из-за этого самолёты длительное время по непонятным тогда ещё причинам не могли развить скорость, большую скорости звука. Они как бы упирались в невидимую стену. Отсюда появилось понятие "звуковой барьер". Позже конструкторы научились бороться с этим, используя специальные формы крыла и оперение.

Волновое сопротивление резко увеличивается при приближении скорости самолета к скорости звука, в несколько раз превышая сопротивление, связанное с трением и образованием вихрей. Своего максимума коэффициент волнового сопротивления достигает при небольших сверхзвуковых скоростях (так называемый волновой кризис), после чего постепенно уменьшается. Помимо скорости, волновое сопротивление напрямую зависит от формы тела. (рис 9)

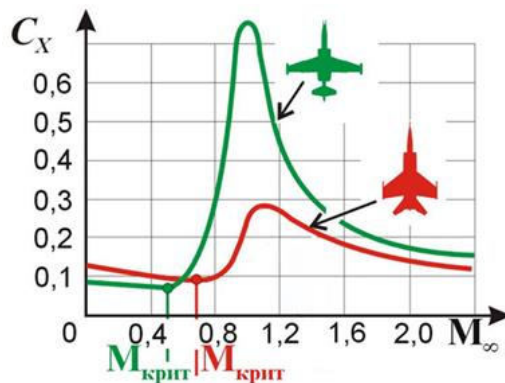


Рис 9. Проявление волнового кризиса на самолетах с разной стреловидностью крыла

Причина этого эффекта в следующем - на прямое крыло воздушный поток со скоростью  $V$  набегае практически под прямым углом, а на стреловидное (угол стреловидности  $\chi$ ) под некоторым углом скольжения  $\beta$ . Скорость  $V$  можно в векторном отношении разложить на два потока:  $V_\tau$  и  $V_n$  (рис 10).

Поток  $V_\tau$  не влияет на распределение давления на крыле, зато это делает поток  $V_n$ , как раз и определяющий несущие свойства крыла. А он заведомо меньше по величине общего потока  $V$ . Поэтому на стреловидном крыле наступление волнового кризиса происходит ощутимо позже, чем на прямом крыле при той же скорости набегающего потока.

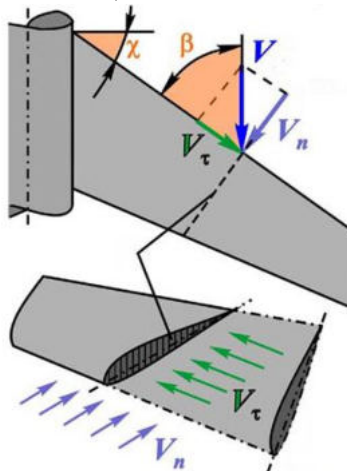


Рис. 10. Разложение вектора скорости набегающего потока при применении стреловидного крыла

Но стреловидное крыло имеет один существенный недостаток. При сравнительно небольших углах атаки на концах стреловидного крыла возникает срыв потока (концевой эффект стреловидного крыла (рис. 11)), что ведет к уменьшению продольной устойчивости. Дальнейшее увеличение угла атаки при маневрировании ведет к распространению срыва потока по всему крылу, потери управляемости и сваливания самолета в штопор.



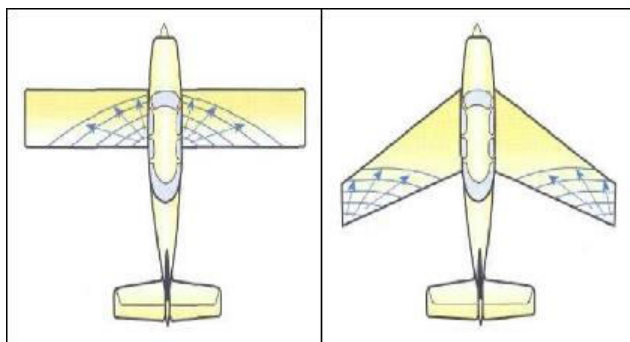


Рис. 11. Зоны первоначального возникновения срыва на прямом и стреловидном крыльях

Проблемы, связанные с преодолением сверхзвукового барьера, не теряют своей остроты. Летать быстрее и дальше, а, следовательно, тратить на перелеты меньше времени и денег — вот актуальная задача современной аэродинамики.

#### Библиографический список

1. Аронин Г.С. Практическая аэродинамика. М.: Воениздат, 1962.
2. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика: Уч. Пособие. В 10 т. Т. VI. Гидродинамика. М.: Наука, 1998.
3. Фомин В.М., С. М. Аульченко С.М., А. Ф. Латыпов А.Ф. Наука из первых рук Т. XVII М.: Наука, 2007
4. Байдаков В.Б. Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов М.: Машиностроение 1979

УДК 629.76

### СОВРЕМЕННЫЕ ПРОЕКТЫ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

*Д. А. Крючкова*

*Научный руководитель – О.Л. Прусова*

*Омский государственный технический университет*

Многоразовые транспортные космические системы (МТКС) – это космические системы и летательные космические аппараты, применяемые многократно. Отличием от космического аппарата одноразового применения является возможность периодического восстановления ресурса систем и расходных материалов. МТКС может использовать совершенно различные средства выведения: одноразовые, многоразовые, одноступенчатые, многоступенчатые, самостоятельные либо объединенные конструктивно с орбитальными средствами – ракетами-носителями и другими. Изначально целью создания таких аппаратов была экономичность их использования благодаря многоразовости.

Отдельные технические средства космического комплекса и отдельные элементы конструкции ракеты-носителя (ракетные блоки, ракетные двигатели) также могут быть спасаемыми и многократно использоваться.

Одним из первых проектов космического челнока, проработанных технически, был ракетоплан конструкции Ойгена Зенгера. Этот проект в 1929 году был выбран для докторской диссертации Ойгена, которому на тот момент было всего 24 года. Согласно проекту, ракетоплан должен был выходить на околоземную орбиту, к примеру, для обслуживания орбитальных станций, после чего при помощи крыльев – возвращаться обратно на Землю. В конце 30-х – начале 40-х годов двадцатого века в закрытом, специально созданном научно-исследовательском институте была выполнена глубокая проработка ракетного самолета, так называемого «антиподного бомбардировщика». Реализации проекта не произошло, но подтолкнуло учёных инженеров всего мира к идее создания многоразовых космических кораблей. [1, 2]

В данной работе будут рассмотрены летательные аппараты многократного использования российского и зарубежного проектирования – МАКС, «Клипер», «Х-37 В» и «Dragon V2», а также

проблемы, стоящие на пути создания оптимально высококачественной и относительно не затратной МТКС.

Многоразовая авиационно-космическая система (МАКС) – российский проект космического назначения, состоящий из самолёта-носителя и космического корабля-ракетоплана и использующий метод воздушного старта. Стартовая масса составляет 275 тонн, а масса полезного груза – 7 тонн. Также вместо ракетоплана можно установить одноразовую ракетную ступень – в таком случае масса полезной нагрузки увеличивается до 18 тонн.

Основное назначение такой системы – это доставка грузов и экипажей на орбиту, в том числе на орбитальные станции. Однако МАКС может быть использована и для аварийного спасения экипажей космических объектов ввиду возможности стартовать с воздуха, что повышает оперативность действий. Отсутствие необходимости в космодроме – вот значительное преимущество системы с методом воздушного старта: МАКС использует обычные аэродромы 1-го класса, несколько дооборудованные нужными средствами заправки.

Ещё одно преимущество проекта МАКС – экологическая чистота, получаемая за счёт использования менее токсичного топлива (керосин/водород + кислород) в специально разработанном двигателе РД-701.

В 1994 году проект МАКС получает золотую медаль с отличием, особый приз и одобрение премьер-министра Бельгии на Всемирном салоне изобретений, научных исследований и промышленных инноваций «Брюссель-Эврика-94». [3, 4]

В 2000-х годах российские учёные начали разрабатывать «Клипер» – многоразовый космический корабль взамен одноразовым «Союзам». Этот корабль, согласно предвосхищению проектировщиков, должен стать чем-то средним между крылатыми шаттлами и баллистической капсулой «Союза». «Клипер» состоит из орбитального отсека и возвращаемого корабля, похожего на утюг. Благодаря высокому аэродинамическим качествам Клипер способен осуществлять планирующий спуск в верхних слоях атмосферы, снижая тепловые нагрузки и используя многоразовую теплозащиту. Конструкция также позволяет ему производить посадку на обычные аэродромы, подобно самолёту, и совершать боковые манёвры в пределах 500-600 км с помощью двигателей орбитального маневрирования (этанол/жидкий кислород). Вывод на орбиту происходит с помощью одноразовой ракеты-носителя «Онега», а доведение на орбиту – работой твердотопливных двигателей системы аварийного спасения.

«Клипер» способен развить скорость около 420 м/с, вывести на орбиту экипаж в составе 6 человек и до 700 кг полезного груза и вернуть на Землю до 500 кг. Корабль может быть использован для доставки экипажа и груза на орбитальную станцию, экстренной эвакуации, для вывода на орбиту «космических туристов», при межпланетных полётах, а больший внутренний объём повышает комфортность и позволяет увеличить время автономного полёта. [3]

На данный момент нет информации о том, что работа над проектом продолжается.

Среди зарубежных многоразовых ракетных летательных аппаратов весьма интересными являются американская программа «X-37В» и корабль «Dragon V2».

Программа «X-37В» разрабатывалась с 2004 года военно-воздушными силами США и изначально имела научно-исследовательское назначение – починку спутников и отработку экспериментов по ионным двигателям. Однако на данный момент информация засекречена, но по предположениям этот небольшой шаттл в действительности является военным бомбардировщиком-разведчиком и разрабатывается для нанесения ракетно-боевых ударов по потенциально вражеской территории.

«X-37В» представляет собой уменьшенный беспилотный космический челнок-разведчик, выводимый на орбиту ракетой-носителем. Имеющий взлётную массу 4989 кг и длину всего 8,38 м, этот небольшой орбитальный самолёт способен выводить на орбиту до 900 кг груза и спутники для разведки, а так же совершать низкоорбитальный полёт в верхних слоях атмосферы. Тяга двигателя развивается за счет электричества и ксенона.

Согласно данным Пентагона, «X-37В» работает на высоте 200-750 км, причём может стремительно изменять свою орбиту и маневрировать. На самом же деле, внешне космоплан конструктивно не пригоден для манёвров, ведь он не обладает вместительными баками для запасов топлива, а значит и мала его характеристическая скорость.

За всё время существования программы «X-37В» совершил 4 успешных полёта, последний из которых длился почти 2 года. В настоящий момент этот космический аппарат совершает свой пятый полёт: 7 сентября 2017 года частично многоразовая ракета-носитель Falcon 9 вывела его на орбиту. [5 – 7]

Проект «Dragon V2» впервые был презентован частной американской компанией «SpaceX» в 2014 году при финансировании NASA. Целью данной программы является создание системы для массовой отправки астронавтов на МКС и, как следствие, снижение стоимости отправления.

Пассажирский корабль многоразового использования в форме капсулы диаметром 3,7 метров и высотой 7,2 метров имеет стартовую массу 6 тонн и объём – 25 кубических метров, топливо – монометилгидразин+тетраоксид азота. По словам главы компании SpaceX, капсула обладает способностью транспортировки до 7 человек экипажа, автоматической стыковки с МКС и затем приземления в любое место на планете с высокой точностью.

Выведение на орбиту планируется осуществлять частично возвращаемой ракетой-носителем тяжелого класса Falcon 9, а посадка на Землю – абсолютно мягкой при помощи реактивных двигателей, которые позволяют быстро снизить скорость. В таком случае стоимость отправки одного астронавта такой капсулой значительно снижается с 60 до 20 млн долларов – в 3 раза дешевле по сравнению с «Союзом».

В настоящее время разработки «Dragon V2» всё ещё продолжаются, и первый беспилотный запуск назначен на август 2018 года, а пилотируемый – на декабрь 2018 года. [7, 8]

По способу старта «Клипер», «X-37B» и «Dragon V2» выводятся на орбиту ракетой-носителем, а МАКС – возвращаемым самолётом, что избавляет эту систему от необходимости в космодроме.

МАКС использует менее токсичное топливо – керосин/водород + кислород по сравнению с топливом «Клипера» – этанол+жидкий кислород, ксеноновым топливом «X-37B» и монометилгидразином+тетраоксидом азота «Dragon V2».

По принципу управления и полёту наиболее эффективен «Клипер», оснащённый двигателями аварийного спасения и конструкцией, сопутствующей совершению планирующего спуска, боковых манёвров и разгону до 420 м/с. К слову, общая взлётная масса МАКС составляет 620 т, затрудняя полёт, а орбитальный самолёт «X-37B» имеет низкую вместимость и является маломощным, что резко снижает его управление и манёвренность.

Доставка экипажа и полезного груза на орбиту – одна из главных задач. Лучше остальных с ней справляется МАКС – до 8 т груза и «Dragon V2» – до 7 астронавтов при минимальных затратах, тогда как «X-37B» способен выводить до 0,9 т, а «Клипер» – всего лишь 0,7 т.

Таким образом, проект многоразовой авиационно-космической системы оказался наиболее действенным и близким к реализации. Разработка «Dragon V2» по внешним характеристикам является весьма инновационной и технологичной, однако этой системе только предстоит показать свою работоспособность и указанные выше качества.

В настоящее время имеются десятки проектов многоразовых транспортных космических систем на разной стадии разработки. Важнейшие направления их совершенствования: повышение надежности, экологичности, многоразовости; снижение удельной стоимости выведения, массы, числа ступеней РН; интеграция планера с двигателем. Основной барьер, препятствующий развитию МТКС: отсутствие технологий, обеспечивающих необходимые лётно-технические характеристики, надёжность и безопасность, а также очень большие первоначальные вложения в проекты систем, требующие длительное и рискованное отвлечение ресурсов.

#### Библиографический список

1. Ковалев Б. К. Развитие ракетно-космических систем выведения: учебное пособие / Б. К. Ковалев. Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. — 398 с.
2. Мелуа А. И. Ракетная и космическая техника: Энцикл. / Под ред. В. В. Панова. М.: Гуманистика, 2003. - 749с.
3. Авиационно-космические системы / Под ред. Г.Е. Лозино-Лозинского и А.Г. Братухина. М.: МАИ, 1997. – 476 с.
4. Блинов В.Н. Средства выведения. Реальность проектов: справ. пособие: в 2 кн. Кн. 1: Использование российских средств выведения в 2011–2014 годах / В.Н. Блинов, Ю.Н. Сеченов, В.В. Шалай. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2015 – 392 с.
5. Grush L. SpaceX launches Air Force's spaceplane just before Hurricane Irma reaches Florida // The Verge. – 7 September 2017.
6. Drew J. US Air Force X-37B returns to orbit on Atlas V // FlightGlobal. – 21 May 2015.
7. Блинов В. Н., Сеченов Ю. Н., Шалай В. В. Реальность проектов. Разработка и использование российских и зарубежных средств выведения в 2015 году: справ. пособие. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2016. – 471 с.

8. Seedhouse E. SpaceX's Dragon: America's Next Generation Spacecraft. Switzerland: Springer International Publishing, 2016. – 256 p. DOI 10.1007/978-3-319-21515-0

УДК 629.78.017.1

**МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ  
ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ**

*И. В. Матвеев, С. П. Вовченко, В. Е. Патраев*

*АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева*

Аннотация: в настоящей статье показан способ оценки нижней доверительной границы вероятности безотказной работы космического аппарата за срок активного существования по результатам наземной экспериментальной отработки и эксплуатации составных частей КА и их аналогов.

Ключевые слова: космический аппарат, срок активного существования, вероятность безотказной работы, нижняя доверительная граница, наземная экспериментальная отработка, расчетно-экспериментальный метод, отказ.

Введение.

В настоящее время в ТТЗ к перспективным космическим аппаратам (КА) предъявляются жесткие требования по надежности в виде: срока активного существования (САС), коэффициента готовности, вероятности безотказной работы за срок активного существования (ВБР за САС). Актуальным становится вопрос их оценки. В настоящей статье рассмотрен вопрос оценка ВБР КА за САС расчетно-экспериментальным методом по результатам наземной экспериментальной отработки (НЭО) и эксплуатации. Проблема оценки ВБР КА за САС на этапе НЭО расчетно-экспериментальным методом заключается в том, что для вновь разрабатываемых КА ощущается недостаток статистических данных, вследствие ограниченного объема матчасти для испытаний КА на этапе НЭО, а также отсутствием испытаний на надежность систем и оборудования КА.

В связи с тем, что существующая нормативная документация не приводит однозначную и подробную методику оценки надежности КА на этапе НЭО, то необходимо разработать универсальный подход по оценке указанного показателя надежности расчетно-экспериментальным методом. Вследствие ограниченного объема испытаний составных частей изделия и изделия в целом необходимо использовать метод объединения результатов испытаний и эксплуатации отдельных элементов (узлов, приборов, агрегатов) и его аналогов путем получения оценок надежности элементов непосредственно по результатам испытаний и эксплуатации с последующим расчетом показателей надежности КА в целом.

1. Общие положения и допущения по проведению оценки вероятности безотказной работы космического аппарата расчетно-экспериментальным методом на этапе наземной экспериментальной отработки.

Так как КА и его составные части (системы и оборудование) проходят ограниченный объем испытаний, то для оценки ВБР КА за САС расчетно-экспериментальным методом на этапе НЭО используется метод объединения результатов испытаний и эксплуатации отдельных элементов (узлов, приборов, агрегатов) КА и его аналогов путем получения оценок надежности элементов непосредственно по результатам испытаний и эксплуатации, с последующим расчетом показателей надежности в целом.

В соответствие с [4] при экспериментальной оценке показателей надежности многие задачи независимо от конкретного содержания имеют одинаковый алгоритм решения, так как для этапа статистической обработки не существенно:

- какое из свойств исследуется – безотказность, долговечность, ремонтпригодность и сохраняемость;
- обрабатываются ли результаты испытаний (специальных или совмещенных) или результаты наблюдений в процессе испытаний;
- производится восстановление отказавших изделий или их замена новыми;
- какими единицами измеряется наработка – количеством часов, циклов работы, срабатываний и т.д.

При экспериментальных оценках надежности независимо от того, какое свойство исследуется, все многообразие оцениваемых показателей сводится к показателям двух типов:

– показатели типа наработки – средняя или  $\gamma$ -процентная (наработка до отказа, наработка между отказами, до предельного состояния, срок сохраняемости, время восстановления и т.д.);

– показатели типа вероятности (безотказной работы, исправного состояния в произвольный момент, восстановления за заданное время и т.д.).

При определении показателей типа наработки непосредственно наблюдаемыми величинами являются случайные интервалы – наработки до отказа, между отказами, до предельного состояния, времени восстановления, времени хранения до отказа и т.п.

При определении показателей типа вероятности непосредственно наблюдаемыми случайными величинами являются числа событий в испытаниях – число отказов, число восстановлений, число предельных состояний и т.д.

Для оценки показателя надежности КА была привлечена статистика по наработкам, отказам КА-аналогов и его СЧ.

Под отказом аппаратуры считается полный отказ аппаратуры, влекущий за собой невозможность указанной аппаратурой выполнять свою целевую функцию.

## 2. Оценка вероятности безотказной работы космического аппарата расчетно-экспериментальным методом на этапе НЭО.

Пример оценки нижней доверительной границы ВБР КА удобно привести на примере перспективного космического аппарата. Для этого необходимо построить структурную схему надежности КА, а также собрать и обработать статистику по количеству видов испытаний и отказам составных частей перспективного космического аппарата (систем, приборов) и его (их) аналогов.

В состав модуля полезной нагрузки (МПН) и модуля служебных систем (МСС) перспективного космического аппарата входят такие составные части как: система терморегулирования (СТР), бортовой комплекс управления (БКУ), система ориентации и стабилизации (СОС), система электропитания (СЭП), система коррекции (СК), бортовой ретрансляционный комплекс (БРК), блок управления нагревателями (БУН), механические устройства МУ БС и МУ антенн (МУ), устройство отделения (УО), бортовая кабельная сеть (БКС), конструкция. В соответствии с указанным составом структурная схема надежности (ССН) космического аппарата представляется цепочкой из последовательно соединенных систем и оборудования КА.



Рис. 1. Структурная схема надежности перспективного КА

Оценка нижних доверительных границ таких составных частей перспективного КА: УО, МУ БС, МУ антенн, конструкции принимается равной 1, ввиду отсутствия отказов этих составных частей, ограниченных временем их работы, а также тем, что прочность данных узлов подтверждается правильным выбором материалов и расчетом прочности с необходимым запасом.

Для ССН последовательного типа применим метод эквивалентного слабейшего звена и в соответствие с этим методом [2] нижняя доверительная граница КА определяется как минимальное значение из всех нижних доверительных границ систем (кроме механических устройств), входящих в состав КА (худший случай):

$$P_{КА, ниж, довер} = \min \{ \underline{P}_{C_i} \} \quad (1)$$

где:  $\underline{P}_{C_i}$  – нижняя доверительная граница ВБР  $i$  – ой системы космического аппарата.

## 3. Оценка вероятности безотказной работы систем космического аппарата расчетно-экспериментальным методом на этапе НЭО.

Оценку нижней доверительной границы вероятности безотказной работы системы космического аппарата проводят исходя из наличия или отсутствия отказов составных частей системы по результатам испытаний этих составных частей автономно или в составе системы, а также испытаний составных частей-аналогов.

Для систем и их составных частей, по результатам испытаний которых на этапе НЭО, а также для их аналогов, отказов не зафиксировано, то оценку нижней доверительной границы вероятности

безотказной работы системы проводят по формулам таблицы 5 [2], с учетом структурной схемы надежности самой системы.

Для примера приведем оценку нижней доверительной границы вероятности безотказной работы БУН:

Значение доверительной вероятности установлено заказчиком  $\gamma = 0,7$ , и для этапа НЭО его обратная величина  $\beta$  составляет в соответствии с пунктом 2.3 [2]:

$$\beta = 1 - \gamma = 0,3 \quad (2)$$

В перспективном КА применяется два БУН, ССН этих БУН представляет собой последовательную цепочку, состоящую из 2-х последовательно соединенных БУН, так как каждый БУН управляет своей группой нагревателей.



Рис. 2. ССН БУН

Количество испытанных изделий, включая аналоги, успешно прошедших наземную отработку (без зафиксированных отказов), а также имеющих летную наработку (без зафиксированных отказов) ( $N$ ):  $N = 8$ .

Количество отказов изделий ( $d$ ):  $d = 0$ .

Количество однотипных последовательно соединенных изделий ( $n$ ):  $n = 2$ .

Так как отказов БУН не зафиксировано, то можно использовать формулу для нахождения нижней доверительной границы ВБР при безотказных испытаниях. Схема изображенная на рисунке 2 является аналогом ССН 01, указанной в [2]. В соответствии с указанной ССН, формула для оценки нижней доверительной границы БУН имеет вид:

$$\underline{P}_{БУН} = \beta^{\frac{1}{z_{\min}}} = 0,86 \quad (3)$$

где:  $\beta$  – величина обратная доверительной вероятности, установленной Заказчиком на этапе НЭО;  $N$  – количество испытанных изделий, включая аналоги, прошедшие наземные испытания и имеющие летную наработку без зафиксированных отказов.

Если для какого-либо оборудования, входящего в состав системы, в процессе НЭО были зафиксированы отказы, то для нахождения нижней доверительной границы ВБР системы можно использовать метод эквивалентного биномиального плана в соответствии с [2]. Выражение для нахождения нижней доверительной оценки ВБР системы имеет вид:

$$\underline{P}_C = 1 - \frac{\chi_{1-\beta}^2(2 \cdot D + 2)}{2 \cdot z_{\min} - D + 0,5 \cdot \chi_{1-\beta}^2(2 \cdot D + 2)} \quad (4)$$

где:  $\chi_{1-\beta}^2(2 \cdot D + 2)$  – квантиль значения хи-квадрат с вероятностью  $\beta$  и числом степеней свободы  $(2 \cdot D + 2)$  определяется в соответствии с таблицей 4 Приложения 11 [2],  $D$  – эквивалентное число отказов изделий системы,  $N$  – минимальное значение отношения количества испытываемых изделий системы к количеству однотипных последовательно соединенных изделий в этой системе.

В соответствии с [2] выражение для нахождения минимального значения отношения количества испытаний оборудования системы к количеству однотипных последовательно соединенных цепей в этой системе имеет вид:

$$z_{\min} = \min \left\{ \frac{N_i}{n_i} \right\} \quad (5)$$

Значение коэффициента испытаний оборудования системы определяется в соответствии с пунктом 3.3 [2] по формуле:

$$D = z_{\min} \cdot \left( 1 - \prod_{i=1}^m \left( 1 - \frac{d_i}{N_i} \right)^{n_i} \right) \quad (6)$$

где:  $m$  — количество разнотипных элементов, входящих в состав системы,  $n_i$  — количество однотипных элементов, входящих в состав системы,  $d_i$  — количество отказов элементов,  $N_i$  — количество испытаний элементов,  $z_{\min}$  — минимальное значение отношения количества испытываемых изделий к количеству однотипных последовательно соединенных изделий в этой системе.

В качестве примера можно привести оценку нижней доверительной границы бортового комплекса управления (БКУ). В состав БКУ входят: бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК), бортовая аппаратура телесигнализации (БАТС), блок управления БКУ (БУ БКУ), блок интерфейсный БКУ (БИ БКУ), блок сетевых фильтров (БСФ). Структурная схема надежности (ССН) БКУ приведена на рисунке 3.



Рис. 3. Структурная схема надежности БКУ

Значение доверительной вероятности установлено Заказчиком  $\gamma = 0,7$ , и для этапа НЭО его обратная величина  $\beta$  составляет в соответствии с пунктом 2.3 [2]:

$$\beta = 1 - 0,7 = 0,3 \quad (7)$$

Количество изделий, включая аналоги, испытанных успешно (прошедших наземную отработку без зафиксированных отказов, а также имеющих летную наработку без зафиксированных отказов) ( $N$ ):

1. БСФ=11, 2) БИ БКУ=13, 3) БЦВК=10, 4) БАТС=17, 5) БУ БКУ=33.

Количество отказов изделий ( $d$ ): 1) БСФ=0, 2) БИ БКУ=0, 3) БЦВК=0, 4) БАТС=0, 5) БУ БКУ=1.

Количество однотипных последовательно соединенных изделий ( $n$ ): 1) БСФ=1, 2) БИ БКУ=1, БЦВК=1, 4) БАТС=1, 5) БУ БКУ=1.

Так как отказы оборудования БКУ имели место, то для нахождения нижней доверительной границы ВБР можно использовать метод эквивалентного биномиального плана в соответствии с Разделом 2, таблицы 5, [2]:

$$z_1 = \left( \frac{N_1}{n_1} \right) = 11; \quad (8)$$

$$z_2 = \left( \frac{N_2}{n_2} \right) = 13; \quad (9)$$

$$z_3 = \left( \frac{N_3}{n_3} \right) = 10; \quad (10)$$

$$z_4 = \left( \frac{N_4}{n_4} \right) = 17; \quad (11)$$

$$z_5 = \left( \frac{N_5}{n_5} \right) = 33; \quad (12)$$

$$z_{\min} = \min \{ z_1, z_2, z_3, z_4, z_5 \} = 10 \quad (13)$$

$$D = z_{\min} \cdot \left( 1 - \prod_{i=1}^m \left( 1 - \frac{d_i}{N_i} \right)^{n_i} \right) = 0,303 \quad (14)$$

где:  $m$  — количество разнотипных элементов, входящих в состав системы;

В данном случае  $m = 5$ ;  $n_i$  — количество однотипных элементов  $i - \text{го}$ , входящих в состав системы.

Для  $\nu = 1 - \beta$  и  $L = 2 \cdot D + 2$  находим значение  $\chi^2$  по таблице [3],  $\chi^2 = 4,642$ .

В соответствие с п.3.4 [3] нижняя доверительная граница ВБР БКУ составит:

$$P_{\text{ниж\_БКУ}} = 1 - \frac{\chi_{1-\beta}^2 (2 \cdot D + 2)}{2 \cdot z_{\min} - D + 0,5 \cdot \chi_{1-\beta}^2 (2 \cdot D + 2)} = 0,7892 \quad (15)$$

После вычисления нижних доверительных границ ВБР за САС для каждой из бортовых систем, входящих в состав КА, нижняя доверительная граница ВБР КА ( $P_{\text{КА\_ниж\_довер}}$ ) определяется в соответствии с методом эквивалентного слабейшего звена по формуле (1) как худший случай.

Проведенные вычисления для перспективного КА связи показали, что значение нижней доверительной границы ВБР КА за САС составляет  $P_{\text{КА\_ниж\_довер}} = 0,68$ , что полностью удовлетворяет значению заданного Заказчиком:  $P_{\text{КА\_ниж\_довер}} \geq 0,65$  при  $\gamma = 0,7$ .

Заключение.

В соответствие с приведенной методикой можно оценивать значение показателей надежности КА расчетно-экспериментальным методом по результатам НЭО при недостатке статистических данных с привлечением КА-аналогов.

#### Библиографический список

1. ГОСТ РО 1410-001-2009. Системы и комплексы космические. Порядок задания требований, оценки и контроля надёжности.
2. РД50-476-84. Методические указания. Надежность в технике. Интервальная оценка надежности технического объекта по результатам испытаний составных частей. Общие положения.
3. ГОСТ 27.002-2015. Надежность в технике. Термины и определения.
4. Надежность технических систем: Справочник/Под ред. И.А. Ушакова.-М.: Радио и связь, 1985.

УДК 629.76

#### ПРОЕКТЫ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА

*М. Н. Мужикова, Т. М. Сахимов*

*Научный руководитель – О.Л. Прусова*

*Омский государственный технический университет*

В соответствии с российской (советской) классификацией ракет-носителей (РН) к РН сверхтяжелого класса (СТК) относятся ракеты, способные выводить на орбиты высотой 200 км космические объекты массой от 35 т и более [1]. Целью данной работы является выявление существующих в настоящее время у Российской Федерации проектов по созданию РН СТК.

Несмотря на то, что первоначально Роскосмос в лице прежней администрации внес в Федеральную космическую программу на 2016-2025 гг. план по созданию РН СТК, данная программа подверглась критике со стороны некоторых экспертов. По их мнению, могут возникнуть проблемы, связанные с невозможностью поиска коммерческих нагрузок для РН с грузоподъемностью от 80 т. Это сделает проект отечественной сверхтяжелой РН экономически не выгодным, а отказ от данного проекта в пользу многопусковых схем позволит заметно сократить бюджет на Федеральную космическую программу [2]. Однако такой путь развития российской космонавтики контрпродуктивен и не отвечает интересам России, так как сверхтяжелая РН нужна не столько для дальнего космоса, сколько для обеспечения национальной безопасности, как указывается в [3, с.15, 368].

Необходимо отметить, что в зарубежных странах уже активно ведутся разработки сверхтяжелых ракет, таких как SLS (Boeing), Big Falcon Rocket (SpaceX), Чанчжен-9 (CALT), поскольку РН сверхтяжелого класса обеспечивают неоспоримое преимущество в борьбе за информационное пространство.



В России планировалось создать сверхтяжелую РН для того, чтобы стало возможно осуществление запусков космических аппаратов нового поколения к Луне, Марсу, Юпитеру для их последующего подробного изучения. Но для того, чтобы подобный план воплотить в реальность, требуется РН с большой грузоподъемностью. Перед инженерами была поставлена задача по разработке ракетного летательного аппарата для осуществления полетов на Луну – с грузоподъемностью 90 т, на Марс – 170 т. Предположительно данная РН должна была запускаться с космодрома «Восточный».

Основные принципы, которые необходимо учитывать при создании отечественных РН СТК, следующие [4]:

- использование ранее реализованных разработок при создании РН различных классов в сочетании с новейшими перспективными техническими решениями при условии обеспечения высокой надежности, безопасности и безаварийности РН СТК (обеспечение сохранности стартовой установки при возникновении аварийных ситуаций на начальном участке полета РН);
- унификация различных типов РН СТК на основе модульного построения из унифицированных ракетных блоков;
- обеспечение выведения космического корабля на орбиту по пологой траектории при пилотируемых запусках для обеспечения допустимых перегрузок при отделении спускаемого аппарата от ракеты-носителя и возможность спасения экипажа корабля при аварийном выключении ДУ.

Разрабатываемые сегодня РН СТК должны включать в себя новейшие разработки в науке и технике, а также использовать предыдущий опыт работы в этом направлении. Что же нового можно сегодня выделить для возможности создания наиболее совершенных РН СТК? Перечислим основные из этих достижений:

- применение в качестве горючего экономически и экологически выгодного и перспективного горючего – жидкого метана;
- максимальное применение в конструкции РН композиционных материалов;
- использование лазера для зажигания топлива;
- максимальное внедрение в систему управления и контроля как на борту, так и в наземном оборудовании оптико-волоконных линий связи;
- использование цифровых систем для управления и контроля на борту и в наземном оборудовании;
- использование лазерных гироскопических приборов;
- применение современного программного обеспечения;
- использование результатов процесса микроминиатюризации в электронных и электромеханических устройствах.

Приведенные выше достижения позволят получить выгодную по стоимости и надежную РН СТК.

В данный момент есть два плана создания РН сверхтяжелого класса: развитие семейства «Энергия» (опыт предыдущего времени) и развитие семейства РН «Ангара», а в частности Ангара-А7.

РН Ангара-А7 находится в стадии ранней разработки, но уже известны её примерные характеристики [5]: стартовая масса составит около 1122 т, при которой будет доступно выведение до 35 т полезного груза на низкую круговую орбиту Земли за счет использования 7 универсальных ракетных модулей (УРМ). Возможные задачи, которые сможет выполнять ракета, – выведение тяжелых спутников на геосинхронные орбиты, а также другие коммерческие и федеральные полетные программы.

Развитие комплекса «Ангара» производится, в частности, по причине использования кислородно-водородных разгонных блоков, так как применение водорода позволяет более эффективно использовать топливо за счет наличия высокого удельного импульса для корректировки (разворота) орбиты. Вторым, не мало важным пунктом является использование освоенной производственной базы, а следовательно, уменьшение затрат и большей скорости запусков.

Данное направление было взято под контроль государственными чиновниками и в настоящий момент является одной из задач государственной важности, так как это обеспечит гарантированный и независимый доступ к дальнейшему освоению космического пространства наравне с другими странами.

Второй путь – это рассмотрение возможности использования советских наработок при создании российского ракетного летательного аппарата СТК.

Например, для создания российской сверхтяжелой РН предлагается использовать технологии советской РН «Энергия», созданной для запусков космических кораблей «Буран». В первую очередь, это технический и стартовый комплексы, созданные в 1980-х гг. на космодроме Байконур специально для РН «Энергия», которые предлагается переоборудовать под новую ракету, что приведет к значительному сокращению затрат на производство нового стартового комплекса. Можно собрать основных разработчиков РН «Энергия», у которых все еще есть материалы в архивах по этапной разработке и отработке элементов конструкции ракеты и ракеты в целом. Результаты летно-конструкторских испытаний данной ракеты тоже очень важно использовать в процессе создания РН СТК. [1]

На данный момент в России разработаны предложения по производству целого семейства сверхтяжелых РН на базе советской РН «Энергия»: «Энергия-3» (с грузоподъемностью порядка 80 т), «Энергия-5В» (100 т), «Энергия-5КВ» (105 т) и «Энергия-6» (165 т). Цифра в названии РН соответствует числу УРМ в составе ракетного блока первой ступени. Причем испытания УРМ будут выполнены за счет его использования в РН среднего класса «Энергия-1К». [6]

В качестве первого этапа создания РН СТК предложены три основных варианта:

1. двухступенчатая РН СТК с параллельным расположением первого и второго блоков, в состав которой входят кислородно-углеводородные ракетные блоки первой ступени и кислородно-водородный блок второй ступени – «Энергия-3», оснащенная двигателями РД-171МВ (РД-173) и РД-0120. Использование двигателя РД-0120, первый успешный пуск которого состоялся в 1987 г., будет использоваться по ряду весомых преимуществ:

- большая эффективность топлива на основе кислорода и водорода;
- наличие производственной базы в отрасли, опыта создания и летной эксплуатации ракетного блока;
- наличие большей части составных крупногабаритных элементов для изготовления двигателей на Воронежском механическом заводе;
- наличие отработанной конструкторской и технологической документации на двигатель РД-0120;
- удешевление стоимости за счет вышеперечисленных факторов.

2. трехступенчатая РН СТК – «Энергия-5КВ». Блоки первой и второй ступени РН будут собраны по пакетной схеме, т.е. расположены параллельно [7]. При стартовой массе 2400 т ракета первого этапа будет выводить на низкую околоземную орбиту полезную нагрузку около 100 т. Такой грузоподъемности достаточно для осуществления лунной пилотируемой миссии. В качестве двигателей первых двух ступеней будут использоваться следующие двигатели семейства ЖРД: РД-180 первой ступени РН «Атлас-5» и РД-191 первой ступени РН «Ангара». Данное обстоятельство позволит повысить качество и надежность РН СТК.

3. трехступенчатая РН СТК – «Энергия-5В». Известны названия двух типов ракеты, которые объявила корпорация «Энергия»: «Энергия-5В-ПТК» и «Энергия-5ВР-ПТК». Отличаться они будут комплектацией верхней ступени, которые создаются на базе кислородно-водородных двигателей РД-0146 и РД-0150.

Данная РН будет состоять из компонентов двух других ракет, а именно: верхняя водородная ступень от «Ангара-А5В» и первые две ступени от ракеты «Феникс». [8] Этот аппарат будет способен вывести двадцатитонную версию корабля «Федерация» на окололунную орбиту, что позволит развивать Российскую космическую программу и пилотируемую космонавтику.

На втором этапе предлагается создание ракеты-носителя «Энергия-6» грузоподъемностью 165 т по результатам разработки ракеты первого этапа, а также на базе советской РН «Энергия».

Запуски РН возможно осуществить с космодромов Байконур и Восточный.

При первой оценке стоимость создания РН «Энергия» сверхтяжелого класса составила приблизительно 700 млрд. руб. При выделении необходимого финансирования работы могут быть проведены в течение 7-8 лет. [3, с.370]

Из этого следует вывод, что создание сверхтяжелой РН на базе «Энергия» экономически выгодно и можно осуществить в короткие сроки.

В заключение можно сказать, что поскольку последние 20-25 лет в России не велись работы по созданию сверхтяжелых РН, будет более рационально воспользоваться наработками советских ученых в этой области и сочетать их с новейшими отечественными технологиями. Также очень важным является получение необходимого финансирования от государства для создания РН СТК в

более короткие сроки. Выполнение запусков по федеральным и коммерческим программам позволит быстро набрать необходимую статистику запусков РН СТК.

#### **Библиографический список**

1. Евтифьев М.Д., Остапенко А.В. Ракета-носитель сверхтяжёлого класса на базе РН «ЭНЕРГИЯ» с использованием современных достижений в науке и технике // Решетнёвские чтения. – 2015. – № 19. – С. 16-18.
2. Космическую программу приблизят к реальности // Космический дайджест. – 2015. – № 5 (108). – С. 5.
3. Блинов В.Н., Сеченов Ю.Н., Шалай В.В. Реальность проектов. Разработка и использование российских и зарубежных средств выведения в 2015 году: Справ. пособие. Минобрнауки России, ОмГТУ; КБ «Полет». – Омск: Изд-во ОмГТУ, 2016. – 472 с.
4. Власенко А.В., Скрябин В.В. Анализ развития ракет-носителей сверхтяжелого класса // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2016. – № 12. – С. 68-70.
5. Бахвалов Ю.О. Перспективы развития ракетно-космического комплекса Ангара // Проблемы машиностроения и надежности машин. – 2010. – № 6. – С. 3-8.
6. В России разработана концепция сверхтяжелой ракеты для пилотируемых космических полётов // Aviation Explorer. – 17 июля 2015.
7. Солнцев В.Л., Радугин И.С., Задеба В.А. Основные требования к маршевым двигателям перспективных ракет-носителей сверхтяжёлого класса с жидкостными ракетными двигателями // Космическая техника и технологии. – 2015. – № 2 (9). – С. 25-38.
8. Афанасьев И. Российский «супертяж» // Новости космонавтики. – 2017. – № 07 (414). – С. 4-6.

УДК 681.2.08

#### **ИССЛЕДОВАНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА ДЛЯ КВАДРОКОПТЕРА**

*Е. А. Нарушева*

*Арзамасский политехнический институт (филиал) ФГБОУ «НГТУ им. П.Е. Алексеева»*

В настоящее время малогабаритные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) набирают все большую популярность, как в гражданской, так и в военной промышленности. Дрон довольно прост в своем управлении, но в то же время обладает высокой стабильностью, автономно программируемыми функциями и возможностью автопилотирования.

Одной из разновидностей дронов является квадрокоптер, движение которого обеспечивают 4 винта.

Квадрокоптер состоит из многих механических, электрических и электронных модулей: роторы, блоки питания и управления, в состав которого входят акселерометры и гироскопы. Основная элементная часть блока управления строится на микроэлектромеханических системах (МЭМС). Это относится как к навигационным элементам (гироскопы, акселерометры), так и к процессорной части. Использование МЭМС привело к значительному снижению массогабаритных показателей, что повлекло за собой возможность их применения в миниатюрных летательных аппаратах.

Полет квадрокоптера определяется не только на земле, но и условиями окружающей среды. При этом необходимо сопоставлять информацию об окружающем мире и собственным положением при планировании траектории, для определения последующего шага движения. Данная задача называется планированием траектории.

Основной задачей планирования пути является определение геометрической траектории полета. Ее реализация зависит от аппаратной части. Основными средствами для планирования являются: энкодеры, инерциальные датчики, системы технического зрения и генерирования траектории на основе данных навигационных и локационных систем. Каждый из этих средств имеет свои достоинства и недостатки. Но для квадрокоптера наиболее оптимальной является определение траектории с помощью инерциальных датчиков.

Инерциальные датчики навигации квадрокоптера включают в себя МЭМС гироскопы и акселерометры. Иногда возможно использование и магнитометров. Состояние полета включает в себя шесть степеней свободы. Это три вращательных (вдоль оси тангажа, вдоль оси крена и вдоль оси рыскания) и три поступательных движения (относительно тех же осей). Определение параметров

вращательное движение возможно при помощи МЭМС гироскопа, а параметров поступательного - акселерометра. Опираясь на показатели с данных датчиков можно получить всю информацию о местоположении дрона. К сожалению, в настоящее время отечественный рынок не может предложить конкурентоспособную МЭМС базу для квадрокоптеров, поэтому были разработаны элементы навигационных датчиков для квадрокоптера [1].

Для построения микромеханического гироскопа квадрокоптера выбран чувствительный элемент RR-типа, для которого предполагается угловое движение как вынужденное, так и измерительное. Чувствительный элемент представлен на рисунке 1. Аналогичную схему построения использует фирма ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург, Россия).

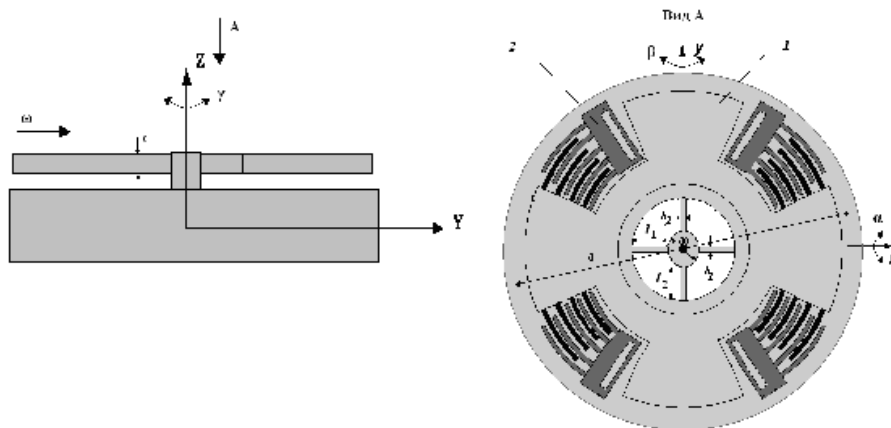


Рис. 1. Чувствительный элемент микромеханического гироскопа

Ротор (1) соединен с подложкой посредством анкера, относительно которого жесткие связи сформированы с помощью двух пар упругих элементов (торсионов). Вынужденное вибрационное вращение ротора по координате  $\gamma$  вокруг оси Z, перпендикулярной к плоскости гироскопа, осуществляется роторными и статорными (2) структурами гребенчатых двигателей. Конструктивно подвесы имеют разные параметры (длину и ширину), но толщина одинакова во всех элементах ротора.

В режиме движения инерционная масса гироскопа осуществляет колебания по координате  $\gamma$ , при этом все четыре упругих элемента подвергаются деформациям изгиба. В режиме чувствительности в зависимости от ориентации внешнего воздействия (угловой скорости поворота основания квадрокоптера) возможны два предельных случая. Первый, когда движение происходит по координате  $\alpha$  вокруг оси X, короткие торсионы работают на изгиб, а длинные на кручение. Второй, когда движение происходит по координате  $\beta$  вокруг оси Y, длинные торсионы работают на изгиб, а короткие на кручение.

При появлении переносных угловых скоростей основания квадрокоптера  $\Omega_x$  и  $\Omega_y$ , которые для гироскопа являются прецессией, возникают переменные моменты сил Кориолиса, вызывающие колебания ротора по перекрестным осям. Можно считать, что при работе гироскопа деформируются только упругие элементы.

Для режима движения по координате  $\gamma$ , полагая, что внутренние концы торсионов имеют жесткую связь с анкерами, а силы приложены к наружным концам, которые «свободны», за счет вращательного движения ротора определяются показатели жесткости и собственных частот.

Следует обратить внимание на сильную зависимость характеристик микрогироскопа, в частности частот собственных колебаний, от геометрических параметров подвеса.

Для микромеханического гироскопа в рамках квадрокоптера обычно требуется амплитуда колебаний  $\gamma \approx 1^\circ$  на частоте  $\omega = 3000$  Гц. Требуемое значение можно обеспечить только в резонансном режиме работы, при котором частота генератора, обеспечивающего колебательный режим, отличается от частоты  $\omega$  на 10%. Поэтому объектом исследования в ходе работы стало определение показателей перемещения, деформации и возникающих напряжений под действием частот собственных колебаний.

Для предложенного конструктивного решения чувствительного элемента микромеханического гироскопа необходимо определение оптимальных геометрических параметров. Определение общей геометрии не является основной задачей. Важным является определение формы и размеров отдельных

элементных решений чувствительного элемента микромеханического гироскопа. В рамках проводимых исследований решались три задачи: определение показателей перемещения, деформаций и возникающих напряжений под действием внешних сил с учетом собственных колебаний.

Учитывая отсутствие возможности исследования реальной модели, применено математическое программное моделирование. Для этого была использована среда SolidWorks, зарекомендовавшая себя наиболее востребованной системой автоматизированного проектирования в приборостроении. Программа непрерывно развивается, причем движение происходит и за счет развития имеющихся возможностей, и через расширение круга решаемых задач.

Для исследования была построена математическая модель с определением первичных геометрических параметров: толщина балок –  $st=20 \cdot 10^{-6}$  (м); длина балки  $l_1 = 0.8 \cdot 10^{-3}$  (м); длина балки  $l_2 = 0.5 \cdot 10^{-3}$  (м); ширина балки  $b_1 = 20 \cdot 10^{-6}$  (м); ширина балки  $b_2 = 15 \cdot 10^{-6}$  (м).

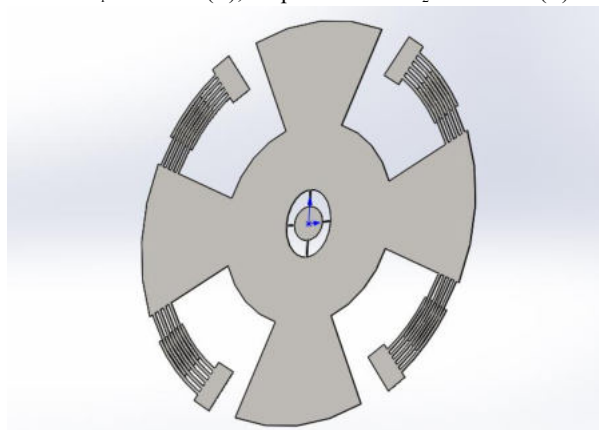


Рис. 2. 3D- модель

При помощи пакета Simulation были заданы параметры статического исследования, а также показатели и направление внешних нагрузок. Расчет показал, что электростатическая сила составила  $12,74 \cdot 10^{-9} \text{ Н}$ , а величина момента микродвигателя составила  $M_{\Sigma\gamma} = 1,09 \cdot 10^{-10} \text{ Н} \cdot \text{м}$ . Данные показатели выбраны как величины внешних нагрузок.

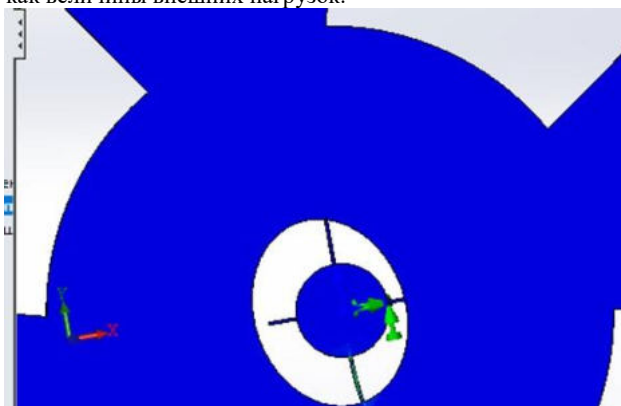


Рис. 3. Разрыв торсиона от ротора под действием внешних нагрузок

Анализируя полученные показатели, было выявлено, что жесткость торсионов при первоначальных показателях, оказалась недостаточной, поэтому появлялись недопустимые деформации и большие перемещения. Возникающие при этом напряжения выходили за рамки предельных, что вызывало разрушение отдельных элементов конструкции, а именно как видно на рисунке 3 разрыв торсиона чувствительного элемента.

Изменив показатели ширины длинного торсиона до 30 мкм было проведено повторное моделирование.

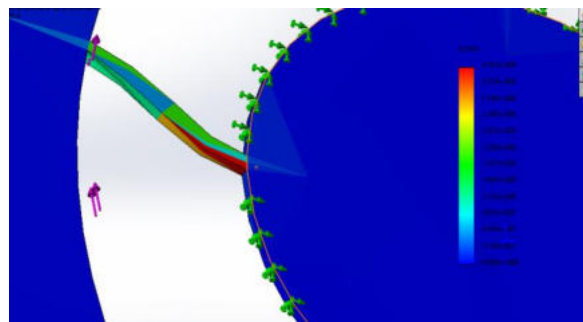


Рис. 4. Показатели деформации в результате повторного моделирования

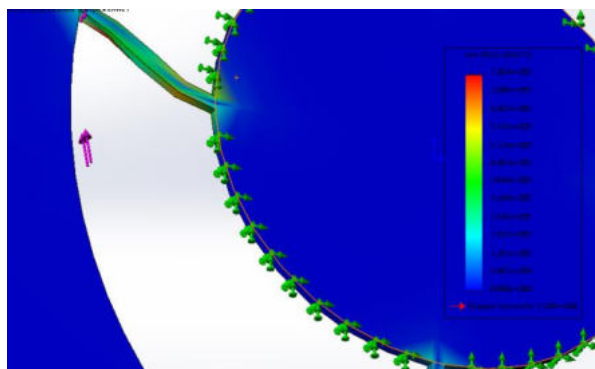


Рис. 5. Показатели напряжения в результате повторного моделирования

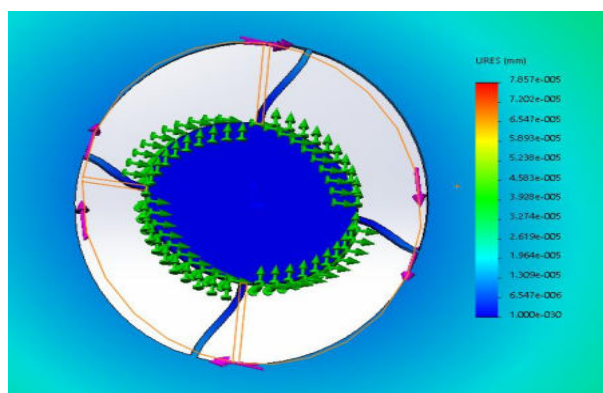


Рис. 6. Показатели перемещения в результате повторного моделирования

Корректировка геометрических параметров позволила добиться оптимальных характеристик чувствительного элемента микромеханического гироскопа для квадрокоптера в рамках имитационного исследования.

#### Библиографический список

1. Карасева Е.А., Рыгова Т.Г., Карасева Т.В. Разработка отечественной навигационной базы для квадрокоптера. Научно-практический журнал «Приволжский научный вестник», №4 (56), 2016г., 34-40 стр.

УДК.629.78

## РАЗРАБОТКА УПРОЩЕННЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ОРИЕНТИРУЮЩИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

*А. Ю. Петрова, И. Н. Тутух*

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

К ориентирующим системам космического назначения относятся платформы точного наведения, представляющие собой манипуляторы орбитального базирования. Точность отработки программной траектории при внешних возмущениях зависит как от приводных модулей, включающих электродвигатели, редуктора, претензионные опоры, транзитные кабели, датчики линейных и угловых смещений, так и от жесткостных и инерционных характеристик элементов платформы и размещенной на ней полезной нагрузки. Построение конечномерных моделей с последующим расчетным анализом частот и форм колебаний системы «платформа-полезная нагрузка» является важнейшей частью расчетно-теоретических методов проектирования ориентирующих систем космического назначения. Для моделирования поведения всего космического аппарата (КА) на эксплуатационные возмущения требуется построение полной расчетной модели, отражающей геометрические, жесткостные, инерционные свойства КА, включая всю размещенную на борту нагрузку. Задача построения максимально упрощенной расчетной модели, отвечающей динамическим свойствам исходной полной дискретизации, иллюстрируется на примере двухосной платформы наведения (ДПН) «Монитор».

Установка ДПН «Монитор» предполагается на российском сегменте международной космической станции (МКС) для мониторинга ее состояния, поддержки работы космонавтов при внекорабельной деятельности, проведения научных исследований.

ДПН устанавливается на штанге, которая крепится к наружной поверхности корпуса служебного модуля МКС. Полезная нагрузка (ПН) (массой не более 65кг) включает в себя приборы и гермоблок с телеаппаратурой.

В состав ДПН входят (рис.1): блоки электромеханических приводов со встроенными датчиками углов поворота и управляемыми тормозами, обеспечивающие разворот и удержание ПН вокруг двух взаимно перпендикулярных осей  $\alpha$  1 и  $\beta$  2; кронштейн крепления ПН со стыковочной панелью 3; отсек блоков электроники с активной частью системы обеспечения теплового режима 4; переходной угольник 5; кабельная сеть.

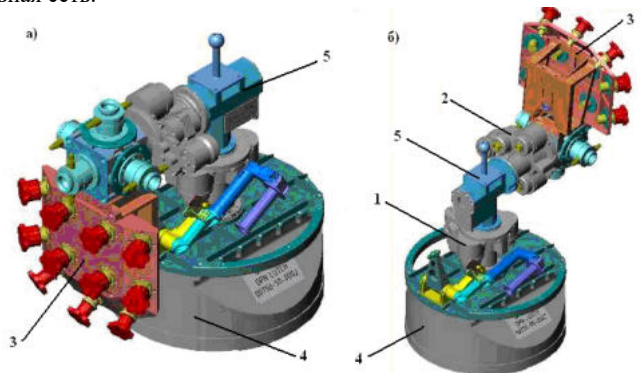


Рис. 1. ДПН в транспортном (а) и рабочем (б) положении

Полная динамическая расчетная модель включает в себя модели всех узлов платформы ниже основание, на котором закреплены опорный стакан с подшипниками для вращения поворотной втулки, втулку, два двигателя, тормоз, два датчика угла поворота, узел крепления шестерни, шестерню и крышку. Соединение приводов  $\alpha$  и  $\beta$  осуществляется через угловой элемент. Полезная нагрузка в виде сосредоточенной массы закреплена на кронштейне. При конечномерной дискретизации использованы балочно-оболочечные элементы. Учет зацепления шестерен осуществляется введением в узлы контакта дополнительных степеней свободы, обеспечивающих их независимое вращение. Все характеристики моделей соответствуют конструкторской документации. Модели трехмерны и позволяют определять перемещения всех узлов при произвольном кинематическом или силовом воздействии со стороны КА.

Расчетное определение собственных частот и форм колебаний на базе конечномерных моделей, полностью отвечающих геометрическим, жесткостным и инерционным свойствам реальной конструкции, - важная часть динамического анализа объекта. Упрощенная модель, идентичная по низшим частотам и модам собственных колебаний и содержащая минимально необходимое для этого число степеней свободы, служит для моделирования отклика всего КА на эксплуатационные возмущения.

При пространственной триангуляции ДПН использован 1191 балочно-оболочечный элемент и задействовано 3014 степеней свободы. В конечномерную модель введена реальная крутильная жесткость приводов  $\alpha$  и  $\beta$ , найденная на основании натурального эксперимента и учитывающая микролюфты и податливости зубчатых пар. Расчет собственных частот и форм проводился методом обратных итераций.

Внешний вид полной расчетной модели и низшие моды собственных колебаний показаны на рис.2. Первая частота 8,38гц связана с изгибными колебаниями отсека блоков электроники относительно оси k. Частоте 8,70гц отвечает изгиб отсека блоков электроники относительно оси i и кручение (в основном) привода  $\alpha$ . Третьей моде (на частоте 17,17гц) соответствуют изгибные колебания отсека блоков электроники и переходного угольника относительно оси k.

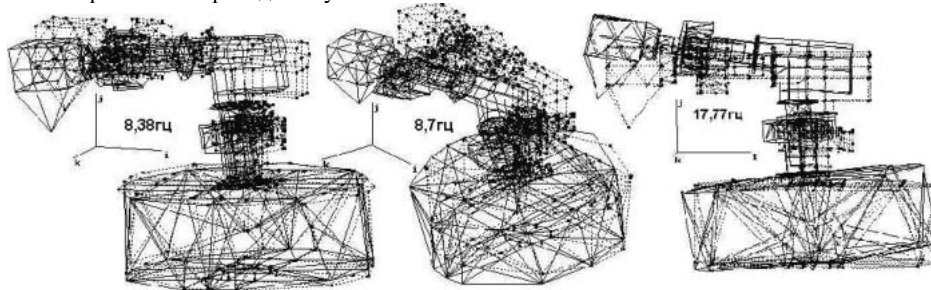


Рис. 2. Нижние частоты и формы собственных колебаний ДПН

Построение упрощенной динамической модели ДПН (рис.3) осуществлялось следующим образом.

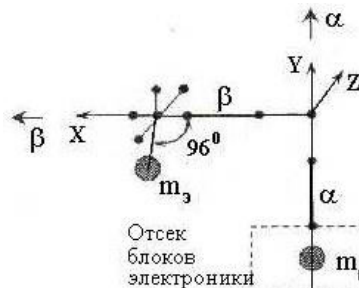


Рис.3. Упрощенная динамическая модель ДПН.

Из полной расчетной триангуляции выделялись отдельные самостоятельные узлы: привода  $\alpha$  и  $\beta$ , переходной угольник, отсек блоков электроники и кронштейн крепления ПН. Используемые в упрощенной модели элементы представлялись в виде стержней, однородных по всей длине и соединенных между собой в узловых точках. Массы приборов, установленных в отсеке блоков электроники, ( $m_6$ ) и стыковочной панели ( $m_3$ ) учтены в качестве сосредоточенных.

Адекватность полной и упрощенной, содержащей 12 элементов и 72 обобщенных степени свободы, динамических моделей достигается соответствием жесткостных и инерционно-массовых характеристик рассматриваемых элементов и узлов и подтверждается совпадением полученных результатов. Так, найденные по упрощенной расчетной схеме значения трех низших собственных частот составили: 8,37; 8,70; 17,83гц при совпадении соответствующих форм колебаний.

Предложенная методика разработки упрощенных динамических моделей также может быть использована при анализе динамического поведения сложных технических систем, действующих в различных областях техники.



**СПОСОБЫ ГАЗИФИКАЦИИ ЖИДКОСТИ***Е. А. Пешкова, О. Л. Прусова**Омский государственный технический университет*

В настоящее время существует несколько проблем, связанных с остатками жидкости в баках и других емкостях ракет, возникающими на определенных этапах производства и эксплуатации ракет. Так, после промывки и очистки в баках остается жидкость, которая впоследствии может привести к коррозии поверхностей бака. Также жидкость заполняет микронеплотности стенок бака, что снижает качество контроля герметичности бака газовыми методами. Проблема сушки баков ракет на этапе их производства поставлена ПО «Полет» (г. Омск).

Целью данной работы является выявить существующие способы газификации жидкости в замкнутой емкости.

Ранее в работе [1] было предложено использовать для осушки поверхностей стенок бака вихревую трубу (ВТ), принцип действия которой основан на эффекте Ранка-Хилша. Данный эффект заключается в разделении в трубе закрученного потока газа на холодный центральный и горячий периферический. Описана возможность создания вакуума с помощью вихревой трубы, преимущества данных систем по сравнению с другими, используемыми для аналогичных целей. Предложены различные варианты применения ВТ для сушки баков, например, в качестве источника горячего осушенного воздуха, которым продувается модельная емкость, для вакуумирования осушаемого бака и в качестве источника потока горячего газа. Также была приведена возможная схема экспериментальной установки, которая включает в себя несколько вихревых труб, каждая из которых работает для достижения определенного эффекта.

Однако в ходе исследования [1] не был проведен эксперимент, который смог бы подтвердить возможность использования вихревых труб для осушки баков, не были рассчитаны оптимальные параметры ВТ, позволяющие получить на выходе заданные характеристики. Также не была описана математическая модель процесса. Кроме того, вихревые трубы имеют ряд недостатков, описанных в [2]. Следует отметить такие проблемы применения ВТ на предприятии, как необходимость установки мощных компрессоров, повышенный уровень шума, высокая загрязняемость ВТ при работе с газами, которые содержат различные дисперсные частицы (в том числе и воздух). В связи с этим рассмотрим, какие методы газификации жидкости предлагаются в других работах.

Следует упомянуть, что существует еще одна проблема, возникающая в процессе эксплуатации ракетной техники. При полете ракеты заборные устройства бака не позволяют полностью использовать все топливо, находящееся в баке отходящей части ступени ракеты. В итоге при падении отработавшей ступени ракеты на поверхность Земли оставшиеся в баках ступени токсичные компоненты топлива могут попасть в окружающую среду, что негативно скажется на экологической обстановке в месте падения ступени. Следовательно, от подобных остатков топлива в баках нужно избавляться. Это предлагается делать различными способами.

В [3] описан способ моделирования газификации остатков жидких компонентов ракетного топлива в баке отходящей части ступени ракеты-носителя с помощью конвективного воздействия. Предложен экспериментальный стенд, пневматическая схема которого представлена на рис. 1. В экспериментальную установку вводят газ-теплоноситель (ТН), предварительно нагреваемый теплоэлектронагревателем. Следовательно, газификация остатков жидкости происходит за счет действия на нее струи ТН. Кроме того создаются условия, близкие к реальному полету (невесомость), которые позволяют выявить воздействие на жидкость сил, возникающих в реальных условиях. Это делается потому, что в реальных условиях, то есть в условиях малой гравитации, жидкость ведет себя иначе, чем в условиях Земного тяготения. Приближение к реальным условиям достигается путем поворота экспериментальной установки на определенный угол относительно горизонта. В результате гравитационные силы, действующие на набегающую каплю, уравниваются аэродинамическими силами струи газа. Рассматриваются такие пары «жидкость – ТН», как «вода – воздух», «керосин – пары воды», «керосин – воздух», «ацетон – воздух», «спиртовая смесь – воздух». Указывается, что с помощью процесса газификации модельной жидкости можно смоделировать газификацию другой реальной жидкости, например, газифицируя воду, можно смоделировать газификацию азотной кислоты, с помощью этанола – тетраоксид азота, который применяется в ракетной технике в качестве окислителя.

В [4] описываются теоретико-экспериментальные исследования процесса газификации жидких остатков компонентов ракетного топлива (керосина и кислорода) также под действием потока теплоносителя. Подбираются значения скорости потока ТН, температуры ТН, длины пластинки, которая подвергается обдуву теплоносителем. По полученным экспериментально зависимостям числа Нуссельта от числа Рейнольдса и Прандтля определено количество теплоты, затрачиваемое на газификацию компонентов ракетного топлива. Установлено время газификации остатков компонентов топлива: примерно 120-130 с для кислорода (210 кг) и керосина (460 кг) в баках блока «И» ракеты-носителя «Союз-2.1В». Также установлено, что большая часть теплоты расходуется на нагрев стенок бака и компонента топлива. Однако в [3] и [4] не описана математическая модель процесса газификации жидкостей предложенным способом.

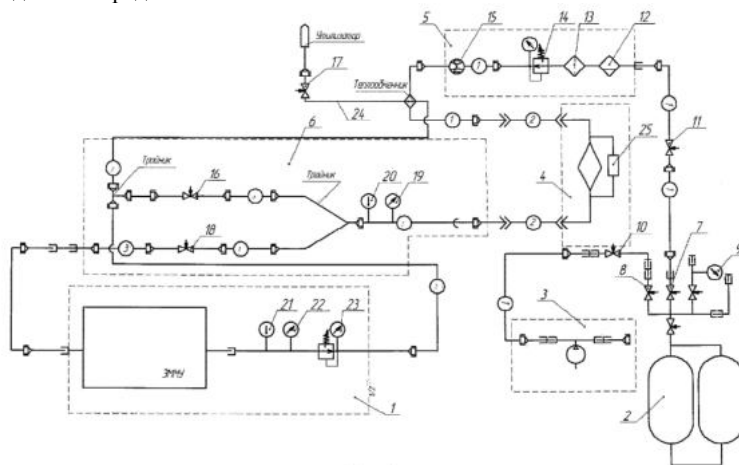


Рис.1. Схема экспериментального стенда [3]

В работе [5] описан способ моделирования процесса газификации остатков компонентов ракетного топлива в баке отделяющейся ступени ракеты-носителя и устройство для этого моделирования. В данном способе газификации жидкость подвергают воздействию газа-теплоносителя и ультразвука. Для этого к поддону, на котором находится жидкость, подключают пьезоэлектрический излучатель, а струю газа, подаваемую через один из патрубков, входящих в экспериментальную установку, пропускают через ультразвуковой газоструйный излучатель. Под воздействием ультразвука происходит дробление капель жидкости и изменение коэффициентов теплопроводности. Параметры ТН и ультразвукового излучения подбирают таким образом, чтобы уменьшить время, затрачиваемое на процесс газификации, а также уменьшить затраты энергии и массы ТН. Однако не разработана математическая модель процесса газификации жидкости при воздействии на нее ТН и ультразвука.

В [6] были описаны аналитические и физические модели газификации жидких компонентов ракетного топлива при воздействии на них струи ТН совместно с нагревом поддона, в котором находится жидкость. Было проведено численное и экспериментальное моделирование процессов тепло- и массопереноса при конвективном теплообмене и теплообмене излучением при течении потока горячего газа (теплоносителя) в замкнутом объеме с остатками жидкости. Разработан экспериментальный стенд, включающий в себя экспериментальную модельную установку с поддоном для модельной жидкости с двумя возможными расположениями жидкости (поверхности типа «зеркало» и «капля»), компрессор, нагреватель, ресивер, датчики температуры, влажности и давления, а также датчики, измеряющие скорость потока газа. Этот стенд может использоваться для моделирования и исследования процесса испарения жидкости с различными параметрами теплоносителя. В данной работе сравниваются аналитические и физические модели процесса испарения, отмечается, что результаты сравнения являются удовлетворительными.

Теоретическим исследованиям испарения с поверхности свободной жидкости (в данном случае – воды) в термовакuumных условиях посвящена работа [7]. Исследование проводится с целью определения наиболее оптимальных параметров, которые будут обеспечивать работу системы с наименьшими затратами энергии: для воды эти параметры определяются энергозатратами на нагревание и на удаление образующихся в процессе испарения паров воды. Получены и исследованы

основные уравнения данного процесса, найден поток жидкости с единицы площади. Но в ходе данного исследования не было проведено экспериментальные моделирование для подтверждения результатов теоретического исследования.

Итак, применение рассмотренных способов газификации жидкости актуально для удаления остатков топлива из баков отработавших ступеней ракет-носителей. Но их также можно использовать и для осушки баков ракет на этапе их производства.

Таким образом, для газификации остатков жидкости в баке ракеты (как при производстве, так и при эксплуатации) возможно применение следующих способов:

- сушка бака с помощью вихревой трубы: вакуумная или продуванием сухим горячим воздухом;
- газификация жидкости при конвективном воздействии потока горячего газа-теплоносителя;
- газификация жидкости при воздействии потока ТН и ультразвука;
- газификация жидкости при конвективном воздействии (поток ТН) и воздействии излучением (при нагреве самого поддона с жидкостью);
- испарение жидкости при термовакuumном воздействии.

В дальнейших работах планируется установить метод газификации жидкости, наиболее подходящий для решения проблемы сушки баков ракет в процессе их производства.

#### **Библиографический список**

1. Пешкова Е.А., Прусова О.Л. Возможность использования вихревых труб для сушки баков ракет // *Аэрокосмическая декада: материалы X Всероссийской студенческой научно-технической школы-семинара*. М.: Изд-во «Доброе слово», 2017. – С. 39-41.

2. Пешкова Е.А., Прусова О.Л. Проблемы применения вихревых труб для осушки топливных баков ракет // *Старт-2017: Тезисы докладов III Общероссийской молодежной науч.-техн. конф.* / Балт. гос. техн. ун-т. СПб, 2017. – С.11.

3. Пат. 2461890 Российская Федерация, МПК G09B23/00. Способ моделирования процесса газификации остатков жидкого ракетного топлива в баках отделившейся части ступени ракеты-носителя и устройство для его реализации / Трушляков В. И., Куденцов В. Ю., Лесняк И. Ю. и др. Опубликовано: 20.09.2012 Бюл. № 26.

4. Лесняк И.Ю. Теоретико-экспериментальные исследования процесса газификации жидкости // материалы VIII Всероссийской научной конференции «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли», посвященной памяти главного конструктора ПО "Полёт" А.С. Клинышкова. Омск: ОмГТУ, 2013. – С. 109-113.

5. Пат. 2474816 Российская Федерация, МПК7 G01N29/02, B64G7/00. Способ моделирования процесса газификации остатков жидкого ракетного топлива и устройство для его реализации / Трушляков В. И., Куденцов В. Ю., Лесняк И. Ю. и др. Опубликовано: 10.02.2013 Бюл. № 4.

6. Trushlyakov, V. Theoretical and experimental investigations of interaction of hot gases with liquid in closed volume / V. Trushlyakov, S. Lavruk // *Acta Astronautica*. – 2015. – № 109. – P. 241–247.

7. Слёзнов В.В., Кутовой В.А., Николайчук Л.И. К теории испарения воды при термовакuumной сушке // *Пром.теплотехника*. – 2006. – Т. 28, № 5. – С. 54-58.

УДК 621.45.035.5

#### **МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭНЕРГОПОДВОДА В СОПЛОВЫЕ ТЕЧЕНИЯ**

*Э. И. Погоня, Н. А. Брыков*

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

Исследование нестационарного подвода энергии в потоки газа является актуальным направлением развития аэрогазодинамики. Влияние энергоподвода на обтекание летательных аппаратов может приводить к снижению волнового сопротивления, изменению подъемной силы и аэродинамических моментов, а также к местному перестроению ударно-волновой структуры, поверхностного трения, пиков давления и тепловых потоков в окрестности отдельных элементов [1]. Нестационарный локализованный энергоподвод применяется для управления течением в каналах, соплах, воздухозаборниках, в камерах сгорания для интенсификации процессов смешения и стабилизации горения. Подобный принцип воздействия на поток возникает в плазмотронах переменного тока, высоковольтных выключателях грозовой защиты и в других технических

устройствах. Проблема изучения сверхзвуковых внутренних течений с интенсивным импульсно-периодическим подводом энергии связывается также с созданием газодинамических силовых установок, в частности, лазерных ракетных двигателей.

Нестационарное течение невязкого сжимаемого газа описывается уравнениями Эйлера, в одномерном приближении данная система уравнений имеет следующий вид:

$$\frac{\partial}{\partial t}(S(x,t)U) + \frac{\partial}{\partial x}(S(x,t)F) = G, \quad (1)$$

где  $S(x,t)$  – площадь поперечного сечения;  $U, F, G$  – вектора переменных и источникового члена, которые можно определить как:

$$U = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho E \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ (\rho E + p)u \end{pmatrix}, \quad G = \begin{pmatrix} 0 \\ p \frac{dS}{dx} \\ 0 \end{pmatrix},$$

где  $\rho$  – плотность;  $u$  – скорость газа;  $p$  – давление;  $E$  – полная энергия единицы массы. Систему газовой динамики (1) необходимо дополнить уравнением состояния:  $p = (\gamma - 1)(\rho E - \rho u^2 / 2)$ , где  $\gamma$  –

показатель адиабаты. Ненулевой источниковый член  $G$  в уравнении импульсов обусловлен воздействием стенок канала на газ. Для численного решения системы (1) используется метод Годунова, основанный на технологии контрольного объема с вычислением потоков по схеме распада разрыва.

В расчетах для идеального совершенного газа чаще всего используются упрощенные модели энергоподвода, из наиболее популярных можно выделить Т-модель и Q-модель [2]. Т-модель предполагает мгновенный энергоподвод в сферическую или эллипсоидальную область канала, тогда как Q-модель позволяет анализировать влияние нестационарного импульсно-периодического подвода энергии определённой продолжительности и частоты. Также интересным для исследований представляется подвод энергии в поток за счет движения и выгорания частиц твердого топлива

Т-модель – наиболее упрощенная модель описания мгновенного энергоподвода. Подвод энергии задается распределением температуры в начальный момент времени, которое для источника в виде эллипсоида с центром в точке  $(x_0, y_0)$  и размерами полуосей  $R_x$  и  $R_y$  определяется соотношением:

$$T(x, y) = T_\infty + \Delta T_0 \exp \left[ - \left( \frac{x - x_0}{kR_x} \right)^2 - \left( \frac{y - y_0}{kR_y} \right)^2 \right],$$

где  $T_\infty$  – температура окружающего газа или набегающего потока,  $\Delta T_0 = T_0 - T_\infty$  – приращение температуры в центре зоны энергоподвода. Чем меньше параметр  $0,5 \leq k \leq 1$ , тем меньше разрыв газодинамических параметров на границе зоны энергоподвода. Значение определяющего параметра модели  $\Delta T_0 = E_A / \rho_\infty c_V I$ , где  $E_A$  – поглощенная средой энергия,  $\rho_\infty$  – плотность газа в набегающем потоке,  $c_V$  – удельная теплоемкость газа при постоянном объеме, а значение интеграла

$$I = \int_{V_0} \exp \left[ - \left( \frac{x - x_0}{kR_x} \right)^2 - \left( \frac{y - y_0}{kR_y} \right)^2 \right] dV$$

определяется численно. Как видно, Т-модель позволяет моделировать только единичный импульс энергоподвода и при этом никак не учитывает его продолжительность.

Q-модель позволяет анализировать влияние нестационарного, одиночного и импульсно-периодического подводов энергии различной продолжительности  $\tau$  и частоты  $f_0$ . Для q-модели источниковый член в уравнении сохранения энергии  $G$  системы (1) не нулевой, и имеет следующий

вид:  $G = (0 \quad p \, dS/dx \quad \rho q)$ , где  $q$  – подводимая удельная мощность (в единицу массы) в область в виде эллипсоида с центром в точке  $(x_0, y_0)$  и размерами полуосей  $R_x$  и  $R_y$  определяется формулой:

$$q(x, y, t) = q_0 f(t) \exp \left[ - \left( \frac{x - x_0}{kR_x} \right)^2 - \left( \frac{y - y_0}{kR_y} \right)^2 \right],$$

где  $q_0$  – удельная мощность энергоподвода в центре энергоисточника, параметр  $0,5 \leq k \leq 1$ , определяет значения  $q$  на границе области энергоподвода. Определяющий параметр модели  $q_0$  находится по соотношению  $q_0 = E_A / (\rho_\infty I \tau)$ .

В качестве объекта исследования выбрано профилированное сопло Лавая (рис. 1), давление и температура в ресивере  $p_0 = 41$  атм,  $T_0 = 2000$  К, газ – воздух. Вертикальными пунктирными линиями показаны сечения, в которых осуществляется энергоподвод ( $x = -0,013$  м,  $x = 0,013$  м).

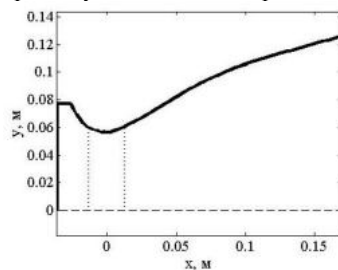


Рис. 1. Вид соплового канала

На рис.2 – рис.5 представлены результаты численного моделирования по влиянию нестационарного энергоподвода в дозвуковую и сверхзвуковую области соплового канала на течение газа и параметры двигательной установки.

Рассмотрим влияние единичного импульсного подвода энергии в дозвуковую область. В качестве математической модели выберем q-модель. Результаты исследований изменений газодинамических параметров в дозвуковой части приведены на рис.2 – 3.

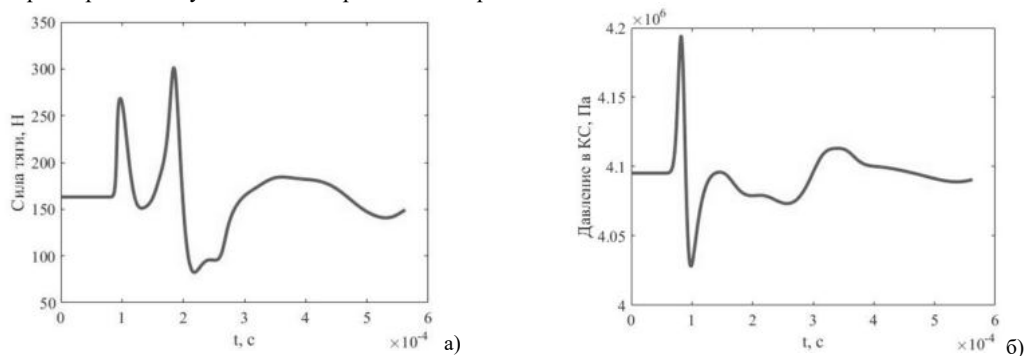


Рисунок 2 – Влияние энергоподвода в дозвуковой части ( $x = -0,013$  м) на изменение силы тяги (а), на изменение давления в камере сгорания (б)

На рис. 2а представлено влияние энергоподвода на изменение силы тяги  $F_m = v_a \rho_a S_a$  (параметры с индексом «а» соответствует выходному сечению сопла). На рис. 2б отображено изменение давления в ресивере, распространение возмущения от энергоподвода в противоположную сторону от течения газа.

Влияние энергоподвода в дозвуковой области соплового канала на газодинамические характеристики течения отображены на рис. 3: локальное изменение плотности (рис. 3а) и числа Маха

(рис. 3б). Здесь и далее каждая линия на графике соответствует своему времени, шаг по времени между кривыми одинаковый. Видно распространение возмущения как по потоку, так и против потока. По кривым числа Маха можно судить об частичном ускорении потока

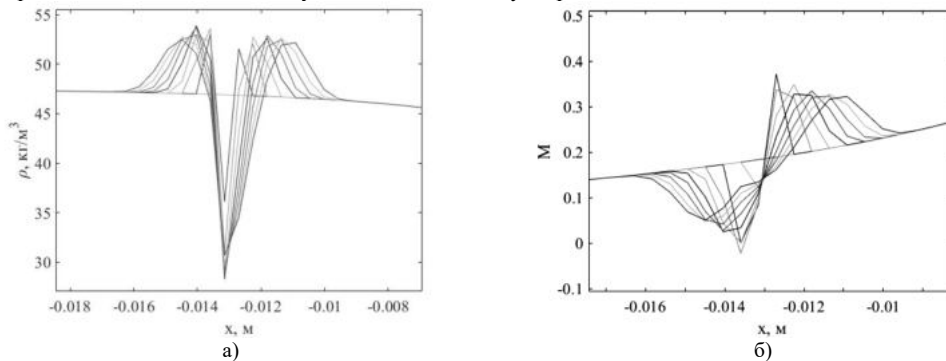


Рисунок 3 – Влияние энергоподвода в дозвуковой части сопла ( $x=-0,013$  м) на локальное изменение плотности (а), на локальное изменение числа Маха (б)

Влияние единичного импульсного подвода энергии в сверхзвуковую область соплового канала приведено на рис. 4 – 5. В качестве математической модели выбрана q-модель с теми же параметрами, что и в предыдущем расчёте.

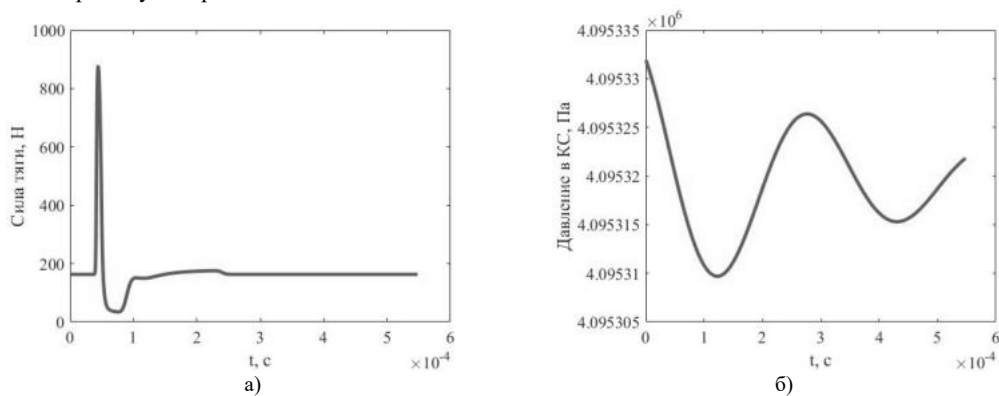


Рисунок 4 – Влияние энергоподвода в сверхзвуковой части сопла ( $x=0,013$  м) на изменение силы тяги (а), на изменение давления в камере сгорания (б)

На рис. 4а представлено влияние энергоподвода на изменение силы тяги  $F_m$ , после практически скачкообразного увеличения тяги, данный параметр достаточно быстро приходит к своему рабочему значению. На рис. 4б отображено изменение давления в ресивере. За счет близкого расположения сечения энергоподвода к дозвуковой области и локальному замедлению потока при энергоподводе до чисел Маха меньше 1 (рис. 5б) возмущение оказывает влияние на параметры газа в ресивере. Однако амплитуда изменения давления мала и составляет по порядку  $1e-3$  атм.

Рис. 5 посвящен влиянию энергоподвода в сверхзвуковой области сопла на газодинамические характеристики течения. В частности, на рис. 5а представлено изменение плотности потока, а на рис. 5б – числа Маха.

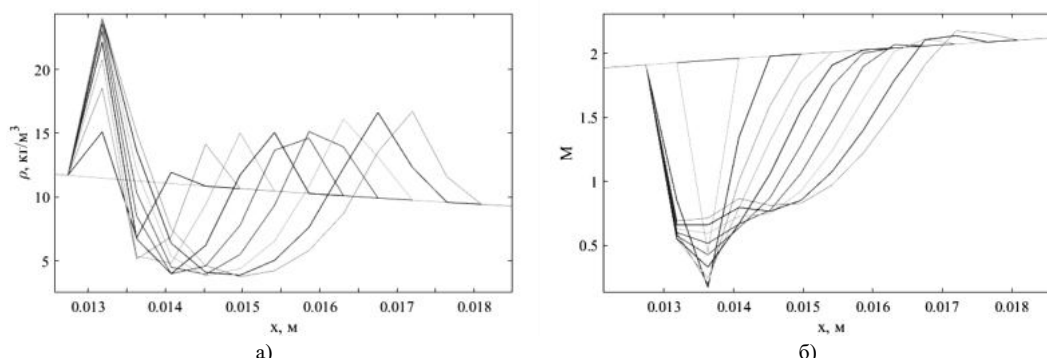


Рисунок 5 – Влияние энергоподвода в сверхзвуковой части сопла ( $x=0,013$  м) на локальное изменение плотности (а), на локальное изменение числа Маха (б)

Заключение.

Энергоподвод в дозвуковую область соплового канала значительно изменяет структуру течения. Возмущения распространяются в обе стороны, как по потоку, так и против него, поэтому происходит существенное изменение как давления в ресивере, так и параметров потока на выходном сечении, что приводит к изменению силы тяги.

Энергоподвод в сверхзвуковую область сопла также приводит к значительному изменению параметров потока на выходном сечении и, соответственно, силы тяги. В связи с тем, что сечение энергоподвода расположено близко к дозвуковой области сопла, возмущения от подвода энергии в поток влияют на параметры газа в ресивере, однако данное влияние настолько мало, что им можно пренебречь.

#### Библиографический список

1. Желтоводов А.А., Пимонов Е.А. Численное моделирование развития зоны энергоподвода в покоящейся воздушной среде и в сверхзвуковом потоке при взаимодействии с прямым скачком. – Журнал технической физики, том 83, вып. 2. – 2013 г.
2. Брыков Н.А., Волков К.Н., Емельянов В.Н., Тетерина И.В. Течения идеального и реального газа в каналах переменного сечения с нестационарным локализованным подводом энергии. Выч. мет. программирование, том 18, вып. 1. – 2017 г. 20–40 стр.

УДК

#### САЖЕОБРАЗОВАНИЕ В КИСЛОРОДНО-КЕРОСИНОВОМ ВГГ ЖРД

*А. Ю. Попов. Ю. В. Анискевич*

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

Горение углеводородных топлив обычно сопровождается образованием частиц сажи. Процесс сажеобразования – это сложное явление, которое объединяет несколько химических и физических процессов, таких как гомогенная нуклеация зародышей частиц сажи в газовой фазе, поверхностный рост частиц сажи в реакциях с активными частицами газовой фазы, происходящий одновременно с коагуляцией частиц сажи, что негативно влияет на работу газогенератора.

В основе сажеобразования лежит склонность атомов углерода образовывать при высокой температуре в газовой фазе разнообразные кластеры. Если пары любого элемента периодической системы, находящиеся при температурах выше 1000 К в равновесии со своей твердой фазой, состоят преимущественно из мономеров (атомов) и димеров, то углерод, находящийся в равновесии с газовой фазой, при температурах свыше тысячи градусов содержит не только димеры и тримеры, но и кластеры размером  $10 < n < 30$  частиц. Только углерод, в отличие от других тугоплавких элементов, способен образовывать столь прочные кластеры, которые могут существовать в газовой фазе вплоть до температур 3000–4000 К. Было установлено, что в пламенах размеры частиц сажи в зависимости от условий организации сжигания топлив могут изменяться приблизительно в пределах от 1 до 1000 нм.

Минимальный размер частиц сажи (порядка 1-1.5 нм) установлен на основе электронно-микроскопических исследований. Такие частицы имеют порядка 600...2000 атомных единиц массы, т.е. включают в себя примерно 50...160 атомов углерода. Процессы отложения углерода на поверхности имеют тенденцию к самоускорению, т.е. автокатализу [2,3]. Всё вышеописанное приводит к:

1. Постепенному повышению давления в газогенераторе, что критично при большом времени его работы.
2. Повышению давления в тракте наддува восстановительным газом бака с горючим (при наличии).
3. Механизмы сажеобразования до сих пор слабо изучены, но некоторые экспериментальные работы помогает установить зависимости, например:
4. Образование сажи происходит в основном в циркуляционной зоне.
5. Отложению сажи способствует температуры ниже 900 °С, в особенности 600-700 °С

Для оценки роли коагуляции частиц сажи в процессе сажеобразования были выполнены численные расчёты с учётом и без учёта коагуляции (рис.1). Действие коагуляции заключается в уменьшении реакционной поверхности сажевого аэрозоля вследствие слипания частиц сажи и

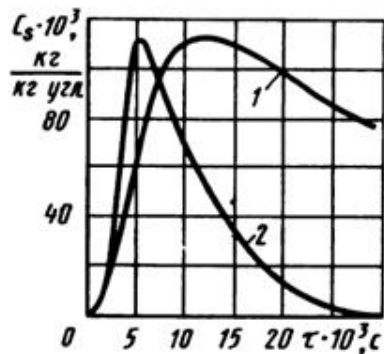


Рис. 1. Влияние коагуляции частиц сажи на массовый выход сажи ( $\alpha=0.4$ ;  $p=2.5$  МПа);  $T_0=573$  К; топливо - керосин ТС-1; 1 - с учётом коагуляции; 2 - без учёта коагуляции) [2]

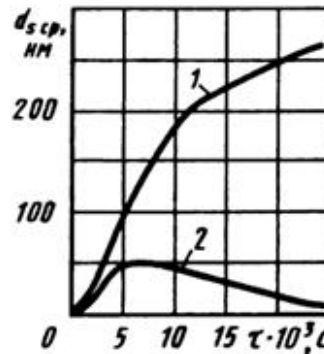


Рис. 2. Зависимость среднего диаметра частиц сажи от времени пребывания ( $\alpha=0.4$ ;  $p=2.5$  МПа;  $T_0=573$  К; топливо - керосин ТС-1; 1 - с учётом коагуляции; 2 - без учёта коагуляции) [2]

снижению эффективной скорости поверхностных реакций частиц сажи. Это ведёт к снижению массовой скорости сажеобразования в пламени и существенному возрастанию времени полного выгорания образовавшихся частиц сажи. Последнее устанавливается также увеличением размеров частиц сажи (массы отдельной частицы) вследствие коагуляции (рис.2).

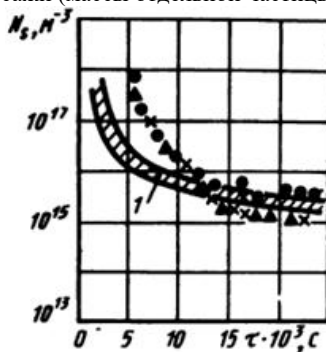


Рис. 3. Зависимость числа частиц сажи в единице объёма от времени пребывания ( $\bullet$  -  $C_6H_6$ ,  $C/O=0.71$ ;  $\blacktriangle$  -  $C_2H_4$ ,  $C/O=0.73$ ;  $\times$  -  $C_2H_4$ ,  $C/O=0.68$ ; 1 - расчётные данные для керосина ТС-1 при различных значениях  $\alpha$  и  $p$ ) [2]

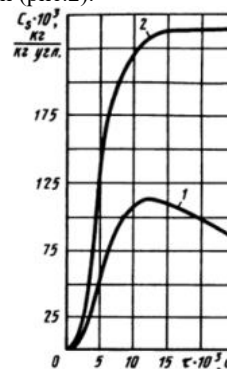


Рис. 4. Влияние газификации частиц на массовый выход сажи при сжигании топлива ( $\alpha=0.4$ ;  $p=2.45$  МПа;  $T_0=573$  К; топливо - керосин ТС-1; 1 - с учётом газификации; 2 - без учёта газификации) [2]



Штучная концентрация частиц сажи по результатам расчёта (рис.3) незначительно зависит от давления и состава смеси. Это показывает, что число частиц сажи в продуктах сгорания определяется в основном физическими процессами коагуляции, т.е. свойствами самих частиц, а его различия в начальный период развития процесса сажеобразования быстро сглаживаются.

Аналогичным образом на основе численного моделирования оценивалось влияние процессов газификации частиц сажи на изменение массового выхода сажи при сжигании топлива (рис. 4).

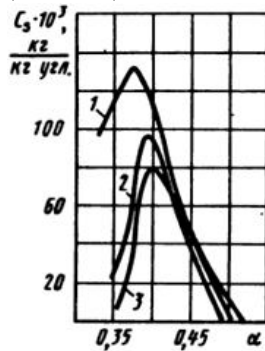


Рис. 5. Влияние теплопроводности на зависимость массового выхода сажи от состава топливовоздушной смеси по данным расчёта ( $p=2.45$  МПа;  $T_0=573$  К; 1 - адиабатные условия,  $d\bar{Q}=0\%$ ; 2 -  $d\bar{Q}=15\%$ ; 3 -  $d\bar{Q}=24\%$ ) [2]

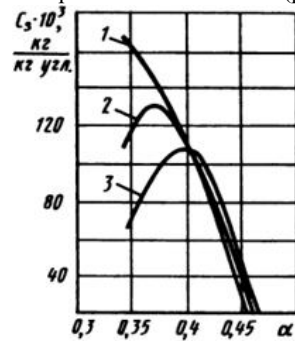


Рис. 6. Влияние начальной температуры на зависимость массового выхода сажи от состава топливовоздушной смеси по данным расчёта ( $p=2.45$  МПа;  $\tau=13 \times 10^{-3}$  с; 1 - при  $T_0=623$  К; 2 - при  $T_0=573$  К; 3 - при  $T_0=523$  К) [2]

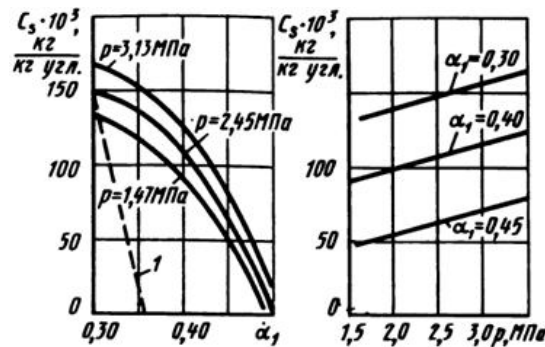


Рис. 7. Зависимость массового выхода сажи от коэффициента избытка воздуха, давления (топливо - керосин ТС-1,  $\tau_1=13 \times 10^{-3}$  с;  $T_0=573$  К; 1 - массовый выход сажи при термодинамическом равновесии) [2]

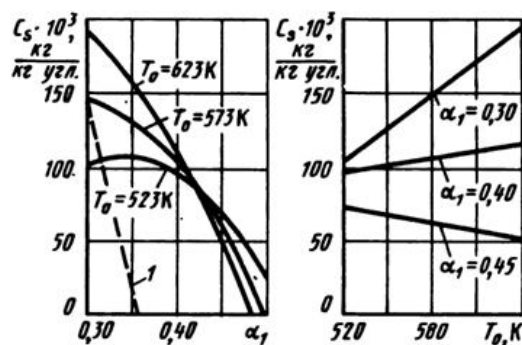


Рис. 8. Зависимость массового выхода сажи от коэффициента избытка воздуха, начальной температуры воздуха (топливо - керосин ТС-1,  $\tau_1=13 \times 10^{-3}$  с;  $p=2.45$  МПа; 1 - массовый выход сажи при термодинамическом равновесии) [2]

Расчёты свидетельствуют о том, что неучёт этих процессов ведёт к значительным ошибкам, причём не только количественным, но и качественным.

Проведённые расчёты позволили установить, что порог сажеобразования не является величиной постоянной даже для одного топлива. Как показано на рис. 5 и 6, значение  $\alpha$  возрастает с увеличением теплотеря в пламени или с уменьшением начальной температуры гомогенной углеводородовоздушной смеси. Таким образом, коэффициент избытка воздуха, соответствующий порогу сажеобразования, неправомерно использовать в качестве параметра, характеризующего склонность углеводородных топлив к сажеобразованию при горении.

На рис. 7, 8 представлены результаты экспериментов, характеризующие влияние коэффициента избытка воздуха смеси на выход сажи при горении. Количество образовавшейся сажи выражено в массовых долях по отношению к количеству углерода в исходном топливе, что наглядно показывает, какая его часть выделяется при горении богатой смеси в виде конденсированной фазы. Видно, что в пламенах гомогенных керосиновоздушных смесей сажеобразование происходит только в области с  $\alpha < 0.55$ , когда в смеси содержится значительный избыток топлива. С увеличением доли топлива и уменьшением коэффициента избытка воздуха количество сажи в продуктах сгорания возрастает вплоть до границы богатого срыва пламени. При этом 20% углерода, содержащегося в исходном топливе (керосин ТС-1), выделяется в виде сажи и продукты сгорания содержат чрезвычайно высокую её концентрацию. Таким образом становится очевидным, что даже небольшие локальные зоны горения богатых смесей с  $\alpha = 0.30 \dots 0.35$  могут оказать существенное влияние на дымление авиационных камер сгорания.

В настоящий момент применяются следующие методы противодействия сажеобразованию в ЖРД:

1. Добавление антисажевых присадок.
2. Балластировка водой газогенератора.

Авторы статьи [1] сообщают, что по результатам вычислений балластировка водой препятствует сажеобразованию и, одновременно, приводит к увеличению удельного импульса.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Обозначена нерешённая задача по предотвращению образованию сажи в газовых трактах восстановительных газогенераторах жидкостных ракетных двигателях, работающих на топливной паре кислород-керосин.
2. Приведены основные методы очистки ЖРД от сажевых отложений, применяющиеся в двигателестроительной промышленности.

#### Библиографический список

1. Анализ возможности исключения сажеобразования в кислородно-керосиновом жидкостном ракетном двигателе/Акиншин И.А. [и др.]//Вестник Воронежского Государственного Технического Университета – т.10 – 2014 – с.86-89.
2. Образование и выгорание сажи при сжигании углеводородных топлив/Ф.Г. Бакиров, В.М. Захаров, И.З. Полещук, З.Г. Шайхутдинов. Машиностроение, 1989. 124 с.
3. Арутюнов, В.С. Окислительная конверсия природного газа/В.С. Арутюнов. 2011. 590 с.

УДК 669.713

#### КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ ФЕРМЕННОГО ОТСЕКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С НАДДУТЫМИ ПОЛЫМИ СТЕРЖНЯМИ

*А. О. Розылко*

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

Минимизация массы конструкции любого летательного аппарата всегда была актуальной задачей. Чем выше конструктивное совершенство летательного аппарата, тем на большую дальность он сможет доставить полезную нагрузку.

Рассмотрение работы летательных аппаратов в космосе позволяет сделать вывод о том, что уменьшение массы конструкции изделия помогает либо увеличить массу доставляемой полезной нагрузки на целевую орбиту, либо увеличить возможное к изменению значение характеристической скорости – разности импульсной скорости и потерь скорости (формула 1). Увеличение возможной к изменению характеристической скорости позволяет увеличивать высоты орбит доставляемой

полезной нагрузки, обеспечивать разведение спутников по целевым орбитам, сокращать время доставки изделий в требуемую область, и совершать другие полезные действия.

$$\Delta V_{\text{хар}} = \Delta V_{\text{имп}} - \Delta V_{\text{пот}} = -I_{\text{уд}} \ln(1 - \mu_{\text{T}}) - \Delta V_{\text{пот}} \quad (1)$$

где  $\Delta V_{\text{хар}}$  – возможная к изменению характеристическая скорость,  $\Delta V_{\text{имп}}$  – располагаемая импульсная скорость летательного аппарата,  $\Delta V_{\text{пот}}$  – сумма потерь скорости (в первую очередь, гравитационные потери скорости),  $I_{\text{уд}}$  – удельный импульс тяги двигателя космического аппарата,  $\mu_{\text{T}}$  – относительная масса топлива (отношение массы топлива к полной массе аппарата)

Масса конструкции косвенно влияет на относительную массу топлива: уменьшение массы конструкции, при прочих равных, увеличивает относительную массу топлива, что влечёт за собой все вышеописанные положительные изменения.

Одним из массивных элементов конструкции многих видов летальных аппаратов являются ферменные отсеки. Ферменными отсеками называются негерметичные пространственные стержневые конструкции, использующиеся, главным образом для передачи нагрузок между элементами летательных аппаратов, которые по каким-либо причинам не могут быть соединены непосредственно друг с другом.

Статья описывает предложенную автором концепцию создания ферменного отсека летательного аппарата с наддутыми полыми стержнями. Ожидается, что предлагаемое нововведение, при определённых условиях, позволит уменьшить массу ферменного отсека, а значит и массу конструкции всего летательного аппарата. Также, возможно рассмотрение ситуации, когда ожидается упрочнение ферменного отсека без уменьшения его массы, что тоже является важным свойством конструкции.

#### 1. Описание ферменных конструкций летальных аппаратов

Ферменные конструкции широко применяются в различных летательных аппаратах.

В баллистических ракетах и ракетах-носителях ферменные отсеки часто играют роль межступенных – соединяющих ракетные блоки в тех случаях, когда непосредственное соединение блоков между собой нецелесообразно. Такие случаи возникают чаще всего из-за того, что двигатель ракетного блока выходит за габарит топливных баков, и требуется стыковка ступеней ракеты с сохранением пространства для двигателя. Такая ситуация изображена на рисунке 1. Также ферменные отсеки в описанном случае полезны для беспрепятственного прохождения продуктов сгорания при запуске двигателя верхнего ракетного блока, если этот процесс предусмотрен схемой разделения ступеней.

В космических аппаратах, в том числе транспортных, ферменные конструкции применяются, например, для соединения баков сложной формы, крепления двигательных установок, а также, для разнесения других элементов космического аппарата, если это необходимо по компоновочным или иным причинам. На рисунке 2 показан транспортный космический аппарат, в котором применены ферменные конструкции.

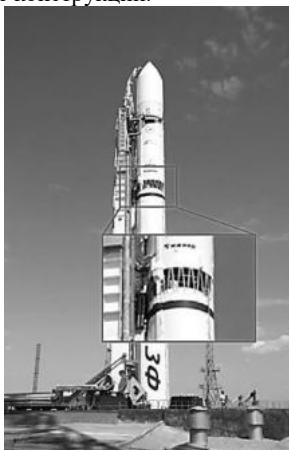


Рис. 1. Ракета-носитель «Зенит» и её ферменный межступенной отсек

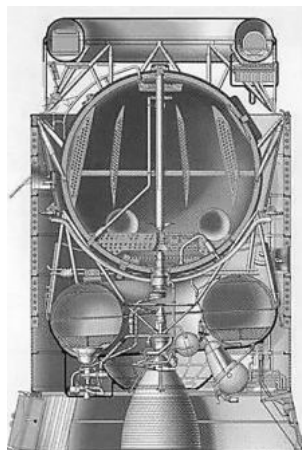


Рис. 2. Разгонный блок «ДМ» с ферменными конструкциями в компоновке

#### 2. Идея надува тонкостенных полых стержней избыточным давлением

Возникло предположение, заключающееся в том, что если нагруженный заданной осевой силой стержень ферменной конструкции надуть внутренним давлением, с одновременным утончением

стенки, то это позволит уменьшить его массу, в то же время, сохранив требуемую несущую способность.

Возможна другая постановка идеи: наддув тонкостенного полого стержня избыточным давлением может увеличить его несущую способность по сравнению с тем же стержнем без наддува.

Подтверждение одной из постановок идеи позволит судить о верности и другого утверждения, так как предполагаемый физический принцип действия в этих двух случаях одинаков.

### 3. Применяющиеся наддутые избыточным внутренним давлением конструкции

В конструкции многих баллистических ракет и ракет-носителей используется наддув топливных баков избыточным внутренним давлением. Хотя, в большинстве случаев, наддув, наддув, в первую очередь, требуется для обеспечения бескавитационной работы двигателя, избыточное давление внутри тонкостенного герметичного объёма повышает несущую способность конструкции. Такой способ упрочнения топливного бака описан в книге Березикова В.В., Бурова М.А. и др. «Конструкция управляемых баллистических ракет» [1]. Внутреннее давление компенсирует воздействие на бак сжимающих нагрузок. В учебном пособии В.И. Погорелова «Прочность и устойчивость тонкостенных конструкций» [2] указано, что внутреннее давление в топливном баке не только уменьшает осевую сжимающую силу, но и повышает критические напряжения потери его устойчивости. Давление наддува позволяет уменьшить массу бака, так как, при заданной нагрузке на него, становится возможным уменьшение толщины стенок, или уменьшение числа элементов силового набора, таких, как, например, шпангоуты или стрингеры.

В ракете-носителе «Энергия» центральный кислородно-водородный блок во время подготовительных операций и транспортировки в незаправленном состоянии наддувался избыточным внутренним давлением для сохранения высокой прочности конструкции. Об этом рассказано в книге Б.И. Губанова «Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Том 3: «Энергия» – «Буран» [3].

Если рассматривать конструкции не только из ракетно-космической области, а в области наддутых конструкций вообще, то можно привести следующие примеры использования избыточного внутреннего давления, например, надувные спасательные плоты, трубка Бурдона – трубчатая пружина, как составная часть манометра.

Очевидным является тот факт, что наддутый тонкостенный спасательный плот имеет большую несущую способность, чем он же в сдутом состоянии. На рисунке 3 показан надувной спасательный плот в рабочем состоянии; в сложенном, сдутом виде он уместится в небольшом контейнере.



Рис. 3. Надувной спасательный плот

Основным элементом пружинного манометра является трубка Бурдона – трубчатая пружина, стремящаяся распрямиться при увеличении внутри неё давления, относительно атмосферного. Движение пружины преобразуется в поворот стрелки устройства. Конструкция манометра показана на рисунке 4. Данный пример можно использовать аналогом предлагающейся идеи, так как одна из форм потери устойчивости тонкостенного полого стержня совпадает с формой трубки Бурдона, а значит, можно предположить, что внутреннее давление будет стремиться распрямить прогибающийся, сжатый стержень, что повысит критические напряжения потери его устойчивости. На рисунке 5 показана расчётная схема задачи Эйлера об устойчивости сжатого стержня.



Рис. 4. Конструкция пружинного манометра

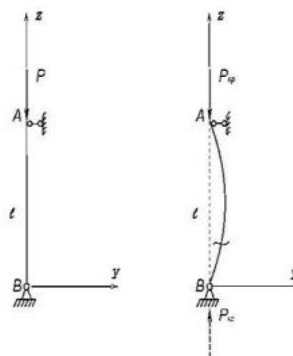


Рис. 5. Задача Эйлера об устойчивости сжатого стержня

#### 4. Описание предлагаемой конструкции стержня

Предлагается конструкция ферменного отсека, содержащая набор тонкостенных герметичных полых стержней, шарнирно соединённых с двумя кольцевыми шпангоутами. С помощью шпангоутов отсек соединяется с другими частями летательного аппарата, например, с баками или двигателем. Внешний вид ферменного отсека изображён на рисунке 6.

В конструкцию стержней ферменного отсека может быть вмонтирован обратный клапан с функцией стравливания давления, для возможности многократного наддува стержня в процессе производства, испытаний и эксплуатации. Для контроля значений избыточного давления, в стержне может быть установлен датчик. Информация о величине давления в стержнях важна, так как, в случае, если предлагаемая идея будет работоспособна, от величины давления напрямую будет зависеть несущая способность ферменного отсека. Вероятно, могут быть применимы такие конструкции стержней, которые без наддува вообще не будут иметь несущей способности. Дополнительно, конструкция стержня может быть подкреплена внутренним силовым набором, например шпангоутами или стрингерами. На рисунке 7 показана примерная схема предлагаемого стержня с размещёнными на нём клапаном, датчиком давления и набором нескольких шпангоутов.

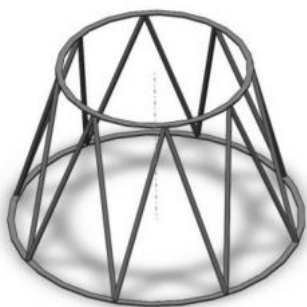


Рис. 6. Ферменный отсек летательного аппарата

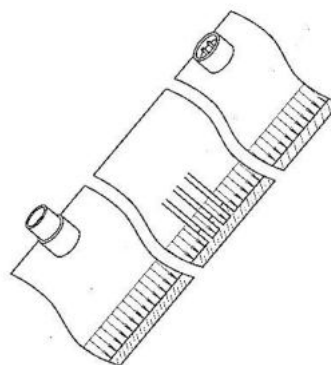


Рис. 7. Конструкция наддутого стержня

Стержни, вероятно, могут быть изготовлены из различных материалов: это может быть и тонкий металлический прокат, стальной, алюминиевый или какой-либо ещё; могут быть применены материалы на основе резины, например, с армированием её в одном или нескольких направлениях; или могут использоваться композитные материалы.

Главным критерием выбираемого материала, скорее всего, будет упругость. Полезным может быть повышенная несущая способность материала стержня в тангенциальном направлении, то есть препятствование раздуванию в направлениях, перпендикулярных оси стержня.

Заключение

Дальнейшее развитие исследования предлагаемой идеи наддува стержней ферменных конструкций избыточным внутренним давлением для уменьшения их требуемой массы, или для увеличения несущей способности будет заключаться в проведении численной проверки жизнеспособности методом конечных элементов, поиска аналитических зависимостей для проверки результатов численного моделирования, и определения, возможен ли положительный эффект от наддува стержней избыточным давлением.

В случае, если положительный эффект будет продемонстрирован, полезным будет создание методики синтеза оптимального ферменного отсека предлагаемой конструкции по заданным начальным данным.

В том же случае, возможны будут исследования различных зависимостей, возникающих при расчёте ферменных конструкций с наддутыми стержнями и рекомендации по их эксплуатации.

#### **Библиографический список**

1. Березиков В.В., Буров М.А. и др. «Конструкция управляемых баллистических ракет», М., Воениздат, 1969, с. 26
2. Погорелов В.И. «Прочность и устойчивость тонкостенных конструкций», Балт. гос. техн. ун-т – СПб., 2005, с. 118
3. Губанов Б.И. «Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Том 3: «Энергия» – «Буран», Нижний Новгород, издательство НИЭР, 1998, глава 15
4. Сайт-источник: <http://www.buran.ru/htm/gubanov3.htm>, дата обращения: 31.03.2018

УДК

### **ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПОРАЖЕНИЯ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ ОСКОЛОЧНО-ФУГАСНОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ БОЕВОЙ ЧАСТЬЮ.**

*Д. А. Смирнов, С. Н. Ельцин, М. М. Степанов*

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

Современные системы наведения способны обеспечить кинетический перехват ГЧ БР на скоростях более 10км/сек. Широко известен перехват противоракетой GBI головной части-мишени межконтинентальной баллистической ракеты, который произошел 30 мая 2017г. Кроме того, известна и успешная статистика перехвата противоракетой THAAD, которая в 2007г. перехватывала ракеты SCUD, в 2012г. перехватывала ракету мишень E-LRALT. Несмотря на успешные перехваты баллистических целей противоракетами ближнего и дальнего космоса, возможны небольшие промахи порядка нескольких метров, которые могут происходить в связи с неточностями работы системы наведения. Для того, чтобы компенсировать эти небольшие промахи, целесообразно использовать неконтактные средства поражения, например осколочно-фугасные боевые части.

Из-за больших скоростей встречи годограф разлета осколочного поля и сфера разлета ПД очень сильно деформируется в динамике, поэтому представляет интерес определения возможных точек подрыва ОФБЧ для обеспечения поражения цели. Знания о характеристиках движения ГЧ и противоракеты, а также конструкции ГЧ и ОФБЧ противоракеты позволяет построить качественную картину зоны поражения цели.

Для расчета полета ракеты с ГЧ на активном участке траектории воспользуемся пакетом ППП САПР БГТУ РБ. Для расчета полета траектории головной части на пассивном участке траектории воспользуемся системой дифференциальных уравнений [1]:

$$\frac{dl}{dt} = \frac{R_3}{R_3 + h} v \cos\theta$$

$$\frac{dh}{dt} = -v \sin\theta$$

$$\frac{dv}{dt} = -c_{x0} \rho(h) S \frac{v^2}{2m} + g \sin\theta$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g \cos\theta}{v} - \frac{v \cos\theta}{R_3 + h}$$

где:  $\frac{dl}{dt}$  – изменение расстояния по оси  $OX$  ГЧ с течением времени;  $\frac{dh}{dt}$  – изменения высоты полета

по оси  $OY$  ГЧ с течением времени;  $\frac{dv}{dt}$  – изменение скорости полета ГЧ с течением времени;  $\frac{d\theta}{dt}$  –

изменение угла возвышения с течением времени;  $\rho(h)$  – закон изменения плотности воздуха от высоты,  $c_{x0}$  – коэффициент лобового сопротивления ГЧ;  $S$  – площадь мишени ГЧ;  $R_3$  – радиус земли;  $g$  – скорость свободного падения тела (9.81 м/сек);  $\rho_0$  – плотность воздуха при высоте  $h=0$  (1.225 кг/м<sup>3</sup>).

Данная система уравнений справедлива только моноблочной ГЧ или для первого отделяемого блока РГЧ ракеты типа LGM Minuteman-3. Отделение первого боевого блока происходит в конце активного участка траектории, а разделение последующих осуществляется после их развозки боевой ступенью в точки, заданные программой полета.

Экспортируя данные конца активного участка в краевые условия системы дифференциальных уравнений, получаем характеристики движения ГЧ, а также положение ее в пространстве на момент подрыва ОФБЧ.

В качестве объекта воздействия ОФБЧ возьмем головную часть ракеты LGM Minuteman-3 со следующими характеристиками [2]; калибр ГЧ – 0,541 м; длина ГЧ – 1,811 м;

Предполагаемые используемые конструкционные материалы, используемые в ГЧ:

- ТЗП – асботекстолит ( $\rho=1600$ кг/м<sup>3</sup>,  $\sigma_{дин}=2,8$ ГПа,  $h=40$ мм);
- Корпус – алюминий ( $\rho=2700$ кг/м<sup>3</sup>,  $\sigma_{дин}=0,93$ ГПа,  $h=3$ мм);
- Оболочка ВВ – сталь ( $\rho=7800$ кг/м<sup>3</sup>,  $\sigma_{дин}=1$ ГПа,  $h=30$ мм);
- ВВ – окфол ( $A=0.012$ ,  $B=1900$ ,  $K=0.57$ ,  $n=0.30$ );
- Устойчивость к избыточному внешнему давлению – 1000кПа;
- Доверительная вероятность поражения – 0,95.
- Характеристики ОФБЧ:
- диаметр БЧ – 0,3 м; длина БЧ – 0,45 м; ВВ – ОМА;
- Материал осколков – вольфрам, размеры одного осколка 15x15x15мм.

Определим примерные параметры встречи объектов, реализовав наведение боевой ступени с расстояния не более 300 км от цели и на высоту точки встречи в диапазоне от 200 до 600км. Такая высота и такая дальность перехвата обосновывается работой современных заатмосферных перехватчиков типа SM-3[3]. Наведение будем осуществлять по методу пропорционального сближения (угловая скорость касательной к траектории летательного аппарата пропорциональна угловой скорости линии визирования).

Система уравнений, описывающая движение перехватчика в этом случае [4]:

$$\frac{dr}{dt} = v_{ц} \cos(\theta_{ц} - \varphi) - v \cos(\theta - \varphi)$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{1}{r} [v_{ц} \sin(\theta_{ц} - \varphi) - v \sin(\theta - \varphi)]$$

$$\frac{d\theta}{dt} = k \frac{d\varphi}{dt}$$

$$\frac{dx}{dt} = v(t)\cos\theta \quad (1)$$

$$\frac{dy}{dt} = v(t)\sin\theta$$

$$\frac{dv}{dt} = -c_{x0}\rho(h)S \frac{v^2}{2m} + g\sin\theta$$

$$n_y = \frac{v(d\theta_y/dt)}{g}$$

где:  $v$  – скорость движения ракеты;  $v_c$  – скорость движения цели;  $\theta$  – угол тангажа ракеты;  $\theta_c$  – угол тангажа цели;  $\varphi$  – угол наклона линии визирования ракеты;  $r$  – расстояние между ракетой и целью;  $k$  – коэффициент пропорциональности;  $g$  – гравитационная постоянная;  $m$  – масса ракеты;  $S$  – площадь мишени ракеты;  $c_{x0}$  – коэффициент лобового сопротивления ракеты;  $\rho$  – плотность воздуха на данной высоте.  $\frac{dr}{dt}$  – описывает изменение расстояния между ракетой и целью;  $\frac{d\varphi}{dt}$  – описывает угловую скорость вращения линии визирования ракеты;  $\frac{d\theta}{dt}$  – описывает угловую скорость вращения ракеты;  $\frac{dx}{dt}, \frac{dy}{dt}$  – описывает изменение соответствующих координат с течением времени ракеты;  $\frac{v(d\theta_y/dt)}{g}$  – описывает нормальные поперечные перегрузки, испытываемые ракетой.

На момент встречи ГЧ движется со скоростью 6,6 км/сек и с углом тангажа 3220, а боевая ступень перехватчика со скоростью 6,9 км./сек и с углом тангажа 1250 (рис.1). Углы тангажа отсчитываются от оси ОХ против часовой стрелки.

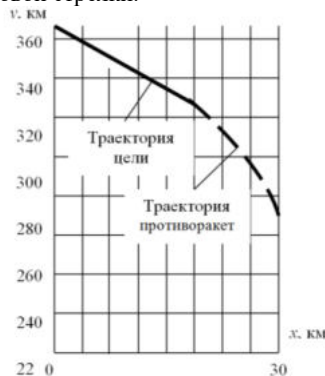


Рис. 1 «Траектория наведения противоракетны на цель при работе ГСН»

Сделаем следующие допущения для решения задачи поражения:

- После подрыва осколки и ПД относительно цели движутся со скоростями порядка 10 км/сек, при этом расстояние между объектами не превышает несколько метров, поэтому принимается, что цель после подрыва движется равномерно и прямолинейно;
- Поскольку перехват осуществляется на большой высоте (порядка 200 км), то можно принять, что осколки и ПД также движутся равномерно и прямолинейно;
- Воздействие ПД и осколочного поля протекает за время 10-5-10-6 сек. Поскольку сама ГЧ является достаточно инертным телом, то принимается, что попадание  $i$ -го осколка или  $i$ -го элемента ПД не влияет на направление и скорость движения цели, поэтому расчет для элемента с номером  $i+1$  проводится в тех же условиях, что и для  $i$ -го элемента;
- Все пространство внутри корпуса БЧ заполнено равномерно одним взрывчатым веществом;
- Размер осколков много меньше размеров ГЧ, поэтому их можно представить в виде материальных точек, лежащих на поверхности ГЧ;



- Торцевой разлет каких-либо фрагментов не учитывается;
- Инициирование ВВ происходит в середине ОФБЧ;
- Падение давления ПД начинает происходить от точки инициирования ВВ;
- Цель аппроксимируем в конус;

При подрыве ОФБЧ ПД разлетаются в статике сферически. Однако из-за больших скоростей цели и ракеты в динамике данное правило нарушается (рис.2а). Зона разлета ПД с учетом скорости перехватчика трансформируется в деформируемый эллипсоид, на переднем фронте которого скорость определится суммой скоростей ПД и скорости перехватчика на задней границе – разницей (рис.2б).

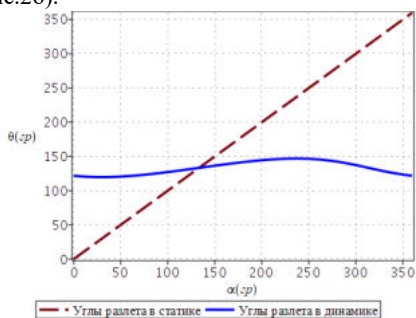


Рис.2а «График распределения углов разлета ПД».

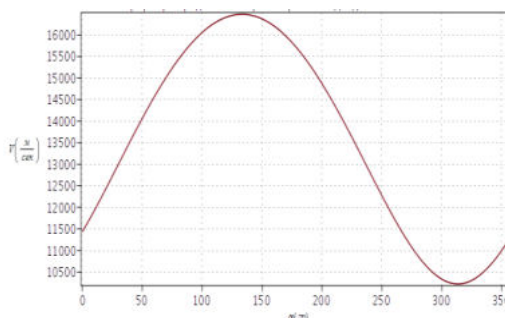


Рис.2б «График распределения скоростей разлета ПД в динамике при заданных условиях встречи»

Осколочное поле при рассмотрении картины в динамике (рис.3б) также значительно изменяется в отличие от картины в статике(рис.3а).

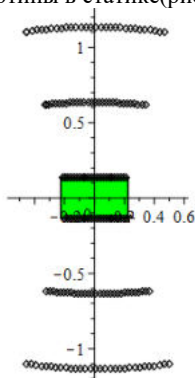


Рисунок 3а «Разлет осколочного поля в статике»

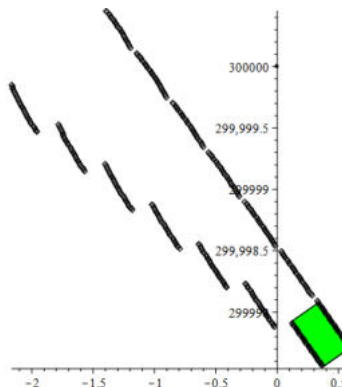


Рис. 3б «Разлет осколочного поля в динамике при заданных условиях встречи»

Собственная скорость разлета ПД определяется скоростью детонации ВВ  $D$  и коэффициентом полнотрып  $k$  (как правило, для большинства ВВ  $k=3$ ) [5]:

$$v_{ПД} = \frac{D}{\sqrt{k^2 + 1}};$$

Избыточное давлени ПД в космосе определяется по формуле Садовского [6]:

$$\Delta P = 0.7 \frac{U}{U_T} \frac{q}{R^3} [\text{МПа}];$$

$U$  – удельная энергия взрыва ВВ;  $U_T$  – удельная энергия взрыва тротила;  $q$  – масса ВВ;  $R$  – расстояние от точки инициирования до поверхности объекта.

Вероятность поражения цели продуктами детонации определяется функцией Лапласа:

$$\Phi(X) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{\frac{\Delta x}{2}} \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) dt;$$

$$\Delta x = \frac{\Delta p - \Delta p_{\text{пор}}}{\sigma_{\Delta p_{\text{пор}}}}; \quad \sigma_{\Delta p_{\text{пор}}} = (0,15 \dots 0,3) \Delta p_{\text{пор}};$$

$\Delta p_{\text{пор}}$  – устойчивость цели к фугасному воздействию.

Скорость полета осколка определяется соотношением массы взрывчатого вещества к массе осколков в шаровом поясе, которому принадлежит осколок [7]:

$$v_{\text{оск}} = 0,5D \sqrt{\frac{\varphi_1 \alpha}{2 + 4 \frac{\alpha}{\varphi}}}, \quad \alpha = \frac{m_{\text{ВВ}i}}{m_M};$$

$D$  – скорость детонации ВВ;  $\varphi_1$  – коэффициент, учитывающий потери энергии, идущей на разрушение оболочки,  $\varphi_1=0,9$ ;  $m_{\text{ВВ}i}$  – масса взрывчатого вещества, приходящегося на осколки  $i$ -го пояса;  $m_M$  – масса осколков в  $i$ -м поясе;  $\varphi$  – коэффициент, учитывающий форму боевой части ( $\varphi=4$  для цилиндрической боевой части).

Угол склонения осколочного поля крайних шаровых поясов при удлинении 1,5 составляет примерно 150 относительно нормали, проведенной к оси симметрии ОФБЧ.

В ситуации, при которой имеет место попадание осколка в цель, можно переходить к оценке пробития осколком корпуса головной части противника. Толщина пробития преграды осколком с вероятностью 0.5 [7]:

$$h = 0,138 d_1 \rho_1 \frac{v_B}{\sqrt{\sigma_2 \rho_2}};$$

Остаточная скорость осколка после пробития преграды [7]:

$$v_{\text{ост}} = v_B - \delta \sqrt{K_{\text{пр}} \frac{d_1}{q}};$$

$$K_{\text{пр}} = 52,5 \sigma_2 \rho_2 \frac{q}{d_1^2 \rho_1^2};$$

$v_B$  – скорость встречи осколка с преградой;  $\delta$  – толщина преграды;  $\sigma_2$  – динамический предел текучести материала преграды;  $\rho_2$  – плотность материала преграды;  $d_1$  – приведенный диаметр осколка;  $\rho_1$  – плотность материала осколка;  $q$  – масса осколка;

Под толщиной преграды  $\delta$  понимается толщина, которая образуется при подходе осколка к преграде (7 рис):

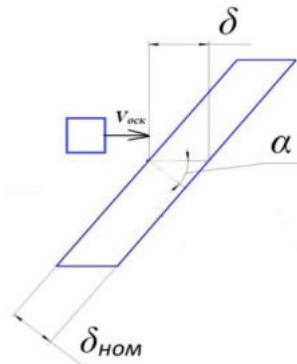


Рис.4 «Подход осколочного элемента к преграде».

$$\delta = \frac{\delta_{\text{ном}}}{\sin(\alpha)};$$

$\delta_{\text{ном}}$  – номинальная толщина преграды;  $\alpha$  – угол подхода осколка к преграде.

В случае, если преграда является многослойной, то начальная скорость перед пробитием  $i+1$  слоя равняется остаточной скорости после пробития  $i$ -го слоя преграды.

При сквозном пробитии преградыосколок достигает взрывчатого вещества, которое располагается вокруг ядра. Приобладании соответствующей остаточной после пробития кинетической энергией осколок способен вызвать локальную детонацию этого взрывчатого вещества. Вероятность инициирования взрывчатого вещества с вероятностью 0.5 определяется остаточной скоростью внедрения в ВВ[8]:

$$v_{05} = v_r (1 + A_{m0} h_{об}) \text{ где}$$

$$A_{m0} = \frac{0,376}{m_0^{0,639} \sin(\alpha)^{0,0117}} ;$$

$$v_r = \frac{B}{k_\phi^{1/3} m_0^{2/9} \sin(\alpha)}$$

$B$  – имперический коэффициент, определяющийся типом ВВ;  $k_\phi$  – коэффициент формы осколка  $m_0$  – масса осколка;  $\alpha$  – угол встречи осколка с целью;

Вероятность инициирования ВВ одиночным осколком принимает значение 0 при скорости встречи меньше  $0,85V_{05}$  и принимает значение 1 при скорости встречи больше  $1,15V_{05}$ . Промежуточные значения вероятности, как показывают эксперименты хорошо аппроксимируются линейной зависимостью, соединяющей значения вероятности инициирования ВВ 0 и 1[7].

Результирующая вероятность поражения осколочно-фугасной боевой частью определяется по формуле вероятности для двух взаимно-независимых событий:

$$P = 1 - (1 - (1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{ин} \prod_{j=1}^n P_{i,проб})))(1 - P_\phi) ;$$

$P_{ин}$  - вероятность инициирования ВВ  $i$ -ым осколком;  $P_{i,проб}$  – вероятность пробития  $i$ -ым осколком  $j$ -го слоя преграды;

В случае прямого попадания, в силу большой массы перехватчика с БЧ, будем считать цель пораженной. Прямое попадание определяется только внешними габаритами цели и БЧ.

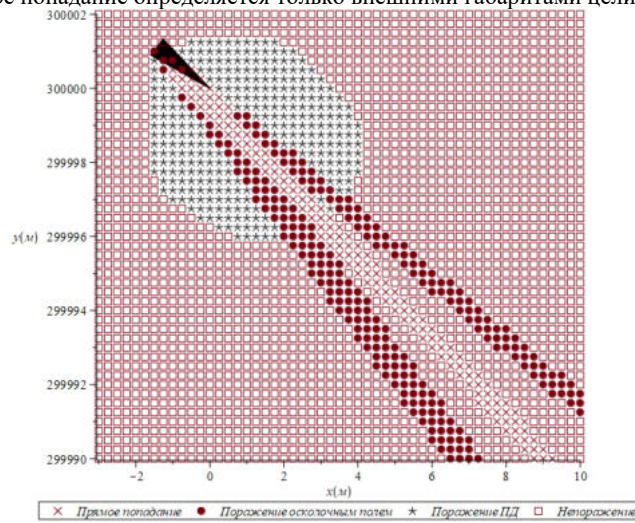


Рис.5. «Зона поражения цели при заданных условиях встречи»

Выводы по проделанной работе:

1. При высокой защищенности цели поражение возможно осуществить как осколочным действием, так и фугасным.

2. Из-за больших скоростей годограф разлета осколков очень сужается, что делает необходимым при промахе всего в несколько метров осуществлять подрыв на расстоянии порядка 10метров от цели, однако на таком расстоянии фугасное действие является уже неэффективным. Для увеличения зоны поражения необходимо использовать ОФБЧ с кривообразной образующей поверхности или ОФБЧ с осевым полем разлета.

3. При больших скоростях на встречном курсе вся зона поражения цели лежит перед целью. При пролете за цель поражение осуществить невозможно.

#### Библиографический список

1. TheW-78 Warhead: <http://nuclearweaponarchive.org/Usa/Weapons/W78.html>(дата обращения 20.09.2017);
2. . <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/sm3/sm3.shtml>(дата обращения 20.09.2017);
3. Варфоломеев В.И., ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР МОСКВА 1970, УДК 623.451.8: «Проектирование и испытание баллистических ракет» (с. 83-84);
4. Толпегин О.А., Балт. гос. техн. ун-т СПб, 2016, УДК 629.7 Математические модели систем летательных аппаратов (с. 33-37)
5. Михайлов Н.П., БГТУ «ВОЕНМЕХ»СПБ 2012г, ISBN 978-5-85546-695-9: «Основы математического моделирования процессов взрыва и удара» (с. 121-124).
6. Покровский Г.И., Москва «Недра» 1980г, УДК 622.235.5.001.5: Взрыв (с.91);
7. Кашин В.М., Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2009, ISBN 978-5-85546-478-8: «Иницирующее и зажигательное действие боевых частей зенитных ракетных комплексов» (с. 54-59)
8. Ельцин С.Н. Балт.гос.техн. ун-т СПб, 2007, ISBN 978-5-85546-299-9: «Оценка эффективности переносных зенитных ракетных комплексов» (с. 196-198).

УДК 532.529

#### КВАЗИОДНОМЕРНАЯ МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА С МАССО- И ЭНЕРГОПОДВОДОМ В ТРАКТЕ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С. С. Толстогузов

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

Реальные процессы, происходящие в прямоточном воздушно-реактивном двигателе (ПВРД) при работе, весьма сложны для описания, а также для дальнейшего расчета. Поэтому в данной статье было сделано ряд допущений. Это поможет нам увидеть общую картину изменения главных характеристик в тракте ПВРД, не затрачивая на это большого количества времени и ресурсов. И если речь пошла о допущениях, то сразу нужно сделать важное замечание: по всему тракту двигателя, начиная от диффузора и кончая соплом, будет течь воздух, а не смесь, состоящая из нескольких фаз, как в реальном ПВРД. Можно представить, что у нас движется летательный аппарат, который несет на себе двигатель.

Математическая модель, которую мы рассматриваем, описывает квазиодномерное стационарное течение. Также нужно сказать, что рассматриваемое течение невязкое, нетеплопроводное. В нем отсутствуют массовые силы и объемное поглощение и излучение тепла.

Так как летательный аппарат летит при больших скоростях, то температуры в тракте двигателя будут большие. Воздух будет представлять собой смесь газов, свойства которых при высоких температурах различаются. Равновесный состав воздуха будет меняться с изменением температуры. При определенных допущениях термическое уравнение состояния приобретает простой вид, известный под названием закон Клайперона- Менделеева.

Но как уже говорилось ранее, высокотемпературный воздух имеет ряд особенностей. При высоких давлениях и температурах происходят процессы диссоциаций, ионизаций и химических превращений. Молярную массу и теплоемкость уже нельзя считать независимыми от давления и температуры константами [3].

Существует множество различных моделей реальных газов (Ван-дер-Ваальса, Клаузиуса и др.). Можно также воспользоваться аппроксимацией табличных значений. В данной работе для учета реальности была использована модель Крайко [5]. Она была выбрана именно потому, что эта модель учитывает диссоциации и ионизации воздуха при высоких температурах, а также проста в реализации с помощью ЭВМ. Не малым достоинством данной модели является ее точность. В диапазоне температур до 20 000 К и давлений от 0,001 до 1 000 атмосфер погрешность не превосходит 3% по энтальпии и 1,5% по плотности.

Параметры до и после скачка уплотнения связаны между собой соотношениями, следующими из законов сохранения. Для замыкания этой системы уравнений необходимо определить те конкретные зависимости, которые будут определять специфику термодинамического состояния.

Для определения состояния газа за скачком уплотнения получим следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned} \rho_1 v_{n1} &= \rho_2 v_{n2}, \\ \rho_1 v_{n1}^2 + p_1 &= \rho_2 v_{n2}^2 + p_2, \\ v_{\tau 1} &= v_{\tau 2}, \\ h_1 + \frac{v_1^2}{2} &= h_2 + \frac{v_2^2}{2}, \\ h_2 &= h_2(p_2, T_2), \\ \mu_2 &= \mu_2(p_2, T_2), \\ p_2 &= \frac{R}{\mu_2} \rho_2 T_2. \end{aligned}$$

На рисунке 1 изображены значения чисел Маха после прохождения прямого скачка, при разных скоростях. На абсциссе показано значения до прямого скачка, на ординате- после. На нем видно, что при больших числах Маха без учета процессов, происходящих в высокотемпературном воздухе, погрешность расчетов увеличивается.

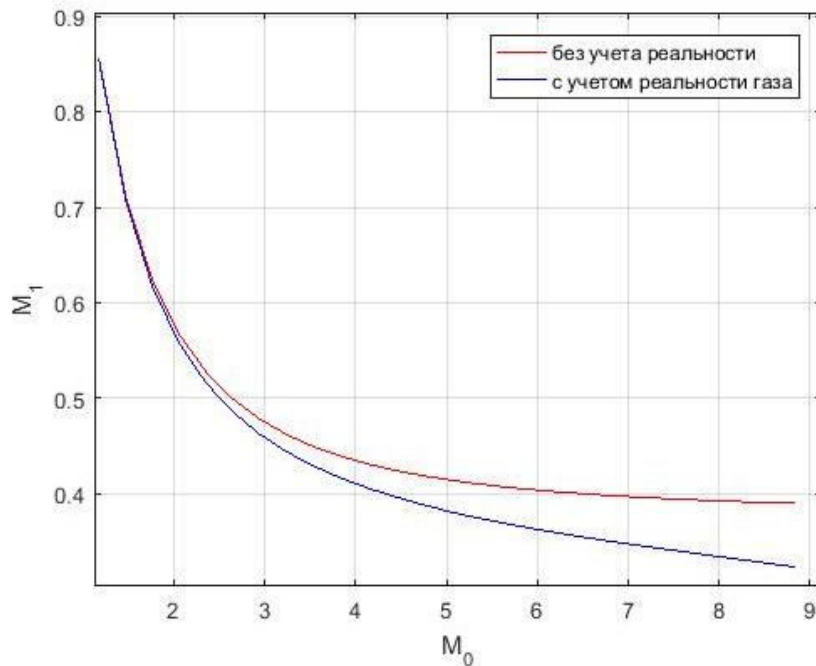


Рис. 1. Число M за прямым скачком для идеального и реального газов

Для описания соплового течения воспользуемся законами сохранения в дифференциальной форме с характеристическими переменными:

– уравнение неразрывности

$$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{v} \frac{dv}{dx} = -\frac{1}{F} \frac{dF}{dx},$$

– уравнение импульсов

$$\rho v \frac{dv}{dx} + \frac{dp}{dx} = 0;$$

– уравнение энергии

$$v \frac{dv}{dx} + C_p \frac{dT}{dx} = 0.$$

Для замыкания системы уравнений воспользуемся уравнением состояния Клайперона-Менделеева в дифференциальной форме:

$$\frac{dp}{dx} = RT \frac{d\rho}{dx} + \rho R \frac{dT}{dx}.$$

Преобразуем эту систему уравнений к виду:

$$A \frac{dU}{dx} = B$$

Запишем матрицу A:

$$A = \begin{pmatrix} 1/\rho & 1/v & 0 & 0 \\ 0 & \rho v & 1 & 0 \\ 0 & v & 0 & C_p \\ RT & 0 & -1 & \rho R \end{pmatrix}.$$

Запишем матрицу U:

$$U = \begin{pmatrix} \rho \\ v \\ p \\ T \end{pmatrix}.$$

Запишем матрицу B:

$$B = \begin{pmatrix} -\frac{1}{F} \frac{dF}{dx} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Мы получили дифференциальное уравнение гиперболического типа, которое можно решить численно. Нужно провести интегрирование данного уравнения. Решить эту задачу можно двумя методами: обратной и прямой задачей. В обратной задаче контур сопла не задается, а получается в результате решения. В прямой задаче контур задан. Учитывая, что обратная задача дает решение, преимущества которой, получаемые при использовании этого метода, весьма невелики, чаще используется прямая задача. При решении прямой задачи - определения течения в канале заданной формы - приходится сталкиваться с трудностями, обусловленными с прохождением особой точки, в которой число Маха  $M=1$ . При числе Маха  $M=1$ , знаменатель у обратной матрицы A будет равен нулю. То есть мы имеем асимптотические кривые, и при решении задачи численным можно получить нефизический результат.

Для прохождения данной точки, которая в литературе называется «седловой» точкой, можно около нее перейти к решению газодинамических (изэнтропических) функций. Этот метод неоднократно был протестирован и показал хорошую сходимость. Однако, данный метод имеет недостаток. Он не дает возможности воздействовать на течение другими способами (кроме геометрического воздействия) около седловой точки, когда происходит переход от численного метода к решению газодинамических функций. Выходя из окрестности седловой точки, происходит обратный переход к численному решению. Окрестность седловой точки для численного решения будет зависеть от шага, точности решения и метода решения.

Но как уже говорилось ранее, у нас имеется высокотемпературный воздух, для которого уже нельзя считать  $C_p$  и  $\mu$  константами. Нужно использовать модель Крайко, которая была описана ранее. Но для решения законов сохранения в характеристической форме ее использование весьма проблематично. Для расчета воспользуемся законами сохранения с консервативными переменными [6]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial x} &= -\frac{\rho v}{F} \frac{dF}{dx}, \\ \frac{\partial(\rho v^2 + p)}{\partial x} &= -\frac{(\rho v^2 - p)}{F} \frac{dF}{dx}, \\ \frac{\partial \rho v (h + \frac{v^2}{2})}{\partial x} &= -\frac{\rho v (h + \frac{v^2}{2})}{F} \frac{dF}{dx}. \end{aligned}$$

При численном решении уже нету той особенности, которая была в предыдущем методе (никакой седловой точки). В данной форме значительно проще использовать модель Крайко. Однако, нужно прибегать к численным методам решения.

До этого момента мы говорили только о геометрическом воздействии на поток, то есть изменение поперечного сечения канала. Данный вид воздействия очень популярен в технике. Но это не единственный способ воздействовать на поток газа. Есть и другие. Они описаны в законе обращения воздействия Вулуса [2]. Из его закона видно, что для того, чтобы изменить параметры канального течения нужно оказать одно из воздействий: геометрическое, расходное, тепловое, механическое и воздействие трением. И так как механическое воздействие и воздействие трением не нашли большого применения

в технике, то рассмотрим тепловое и расходное.

Исключая все воздействия на поток кроме теплового, можно увидеть, что при дозвуковом течение при подаче тепла скорость потока и температура увеличивается, когда другие параметры падают, а при заборе тепла скорость потока и температура уменьшаются, когда другие параметры

увеличиваются. При сверхзвуковом потоке все обстоит ровно наоборот. С расходным воздействием происходит все тоже самое кроме того, что температура в дозвуковой части при увеличении расхода падает и увеличивается при уменьшении, а в сверхзвуковой все ровно наоборот.

Не трудно догадаться, что можно использовать несколько воздействий на поток. Например, чтобы ускорить его. Ведь именно данная задача востребована в ПВРД. Рассмотрим сопло, описанное функцией  $F = 2 + 0.3942(\cos(x) - 1)$ . На рисунке 2 видно, что тепловое воздействие помогает значительно ускорить поток. В данном случае тепло начали отнимать в сверхзвуковой части.

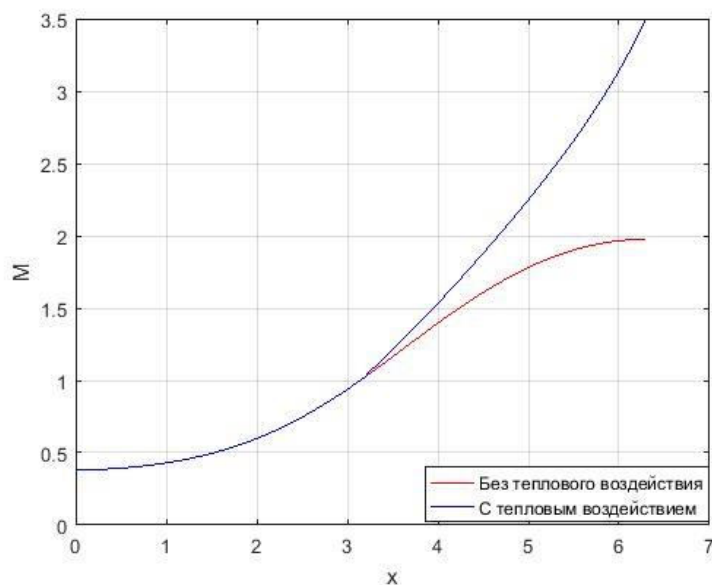


Рис. 2. Изменение числа Маха в сопле без энергоподвода и с ним

В данной статье были подняты вопросы учета свойств высокотемпературного воздуха, рассмотрены математические модели прохождения газа через скачки уплотнения и движения газа по каналу с разными видами воздействия, описаны различные способы ускорения потока в соплах, особое внимание было уделено тепловому воздействию на поток. Данные математические модели, предназначены для расчетов газовых параметров в основных частях ПВРД.

#### Библиографический список

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. Ч. 1. 1991.
2. Вулис Л. А. Термодинамика газовых потоков. 1950.
3. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. 1972.
4. Пирумов У. Г. Численные методы. 1998.
5. Крайко А.Н. Аналитическое представление термодинамических функций воздуха. Инженерный журнал т.4, вып.3, 1964.
6. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Вычислительные технологии в задачах механики жидкости и газа. 2012.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРЕННЕЙ ГАЗОДИНАМИКИ РДТТ С РАЗЛИЧНОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ ОСНОВНОГО КАНАЛА ЗАРЯДА

Ю. Д. Трушников, Н. А. Брыков

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

Для моделирования внутренней газодинамики камеры сгорания (КС) ракетного двигателя на твёрдом топливе (РДТТ) необходимо знать или иметь возможность рассчитать функцию площади поверхности горения топлива от времени, а также определять свободный объём КС. На сегодняшний момент разработаны достаточно общие подходы решения этой задачи для зарядов сложной конфигурации, например [1]. Сложность расчета изменения геометрии заряда обуславливается прежде всего нелинейностью дифференциального уравнения, описывающего данный процесс.

Развивая подходы малой размерности, одним из важнейших преимуществ которых является скорость расчета, разумно применять более простые модели к решению задачи определения площади горячей поверхности заряда топлива и свободного объема камеры сгорания. В статье излагается геометрический метод расчёта выгорания заряда.

Рассмотрим одноканальный заряд с произвольной формой основного канала, например с геометрией канала как показано на рис. 1а. Начальное положение поверхности заряда разбивается на  $N$  базовых точек (рис. 1б), соединённых  $N$  прямыми. С одной стороны, чем больше произведётся разбиений начальной поверхности топлива, тем более точным будет расчёт выгорания, с другой стороны, увеличение базовых точек влияет на скорость работы алгоритма. Рационально ограничиваться количеством разбиений, позволяющих определять параметры системы с заданной точностью.

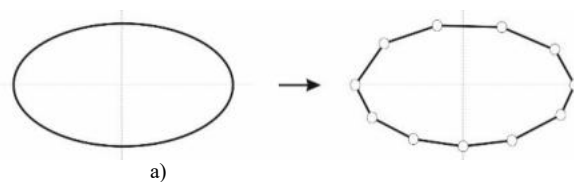


Рис. 1. Преобразование произвольной геометрии канала (а) к расчётному виду (б)

Положение точек кривой на новом временном слое определяется новой системой точек, полученных прибавлением к каждой базовой точке, соответствующей текущему временному слою, приращений, отложенных по нормали к поверхности горения в данной точке (рис. 2в). Так как координаты начального положения базовых точек известны, то можно найти уравнение каждой прямой, а также уравнение нормали к ней. Величины приращений, на которые отодвигаются прямые, определяются с учетом скорости горения топлива, рассчитанной по известной модели горения. Например для скорости горения  $u_1$ , рассчитанной по степенному закону горения, приращение  $\Delta l$  в  $i$ -й точке определяется следующим образом:

$$\Delta l_i = u_{m_i} dt = u_1 P^v dt, \quad (1)$$

где  $u_1$ ,  $v$  – постоянные, зависящие от природы топлива, начальной температуры заряда;  $P$  – давление (в атм),  $dt$  – шаг по времени.

Для определения давления в КС воспользуемся моделью внутренней газодинамики в нольмерной постановке. Модели с осреднёнными по объёму параметрами предполагает введение вместо полей локальных параметров, их интегральных эквивалентов, характеризующих весь внутренний объём. Это позволяет существенно упростить математическую модель и уменьшить время расчета. Дифференциальные уравнения, описывающие изменение осредненных параметров, строятся на применении закона сохранения массы и закона сохранения энергии ко всей массе продуктов сгорания, заполняющих объём КС.

Система уравнений для моделирования работы двигателя в нольмерной постановке имеет следующий вид:



$$\frac{dU}{dt} = F, \quad U = \begin{pmatrix} m \\ E \\ W \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} P_m - G \\ P_m c_v T - G \frac{E}{m} \\ u_m S_m \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где  $m$  и  $E$  – масса и энергия газообразной фазы, находящиеся в объеме КС, соответственно;  $P_m$  – функция прихода массы в КС за счет горения топлива;  $G$  – функция массового расхода через сопловой канал;  $c_v$  – теплоемкость при постоянном объеме;  $W$  – свободный объем КС;  $u_m$  – скорость горения;  $S_m$  – поверхность горения.

Функция прихода массы  $P_m$  за счёт эжектирования продуктов сгорания определяется как  $P_m = \rho_t u_t S_t$ , где  $\rho_t$  – плотность топлива. Функция расхода  $G$  является сложным параметром, зависящим от давления и температуры в КС, от термодинамических характеристик продуктов сгорания, от площади критического сечения:

$$G = \frac{B(\gamma) \rho_c S_{кр} p}{\sqrt{RT}},$$

где  $B(\gamma)$  – расходный комплекс,  $\rho_c$  – коэффициент расхода сопла,  $S_{кр}$  – площадь критического сечения сопла,  $R$  – газовая постоянная смеси газа,  $p$  и  $T$  – давление и температура в КС.

Переход к газодинамическим характеристикам осуществляется через соотношения:

$$\rho = \frac{m}{W}, \quad T = \frac{E}{c_v m}, \quad p = \frac{ER}{W c_v}.$$

Таким образом, алгоритм расчёта нового положения и определение формы поверхности заряда на новом временном слое состоит из следующих шагов:

1. Определение газодинамических параметров в КС – система (2).
2. Расчет приращений, на которые отодвигаются прямые, по (1) – рис. 2а.
3. Определение точки пересечения соседних прямых в новом положении (точка  $A'$  на рис. 2б).
4. Объединение точек  $A_i'$  и образование поверхности топлива на новом временном слое – рис. 2в.

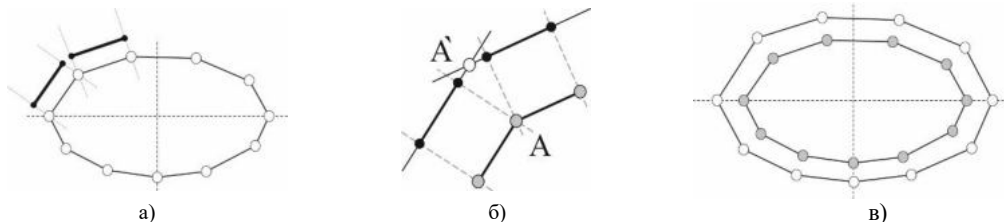


Рис. 2. Алгоритм расчёта выгорания заряда

Изложенный алгоритм позволяет моделировать эволюцию геометрии заряда с произвольной формой основного канала заряда. Допущения алгоритма можно сформулировать следующим образом:

- однородность физических и химических свойств топлива, в частности, однородность температурного поля заряда;
- в процессе выгорания между собой могут пересекаться только соседние прямые;
- равномерность поля скоростей горения топлива во всем объеме заряда, откуда следует, что скорость горения всегда направлена по нормали к поверхности и горение заряда происходит параллельными слоями.

Последнее допущение связано с использованием нольмерной модели внутренней газодинамики двигателя. Подключение пространственных моделей газодинамики, позволяющих определять распределение параметров по объему камеры сгорания, устранил данный недостаток алгоритма.

После построения новой поверхности горения необходимо найти площадь поверхности горения и свободный объём камеры сгорания. Площадь поверхности горения  $S(t)$  находится суммированием длины всех отрезков:

$$S(t) = \left( \sum_{i=1}^N f_i \right) L_m,$$

где  $f_i$  – длина  $i$ -го отрезка,  $L_m$  – длина основного канала заряда. Свободный объём КС можно определить как  $W(t) = H L_m$ , где  $H$  – площадь поперечного сечения основного канала. Величину  $H$  можно определить, например, используя функцию нахождения площади под ломанной линией, заданной координатами вершин.

Условие завершения алгоритма является нулевая площадь поверхности горения топлива.

В процессе геометрического расчета выгорания заряда могут возникать особые случаи взаимодействия прямых, заменяющих поверхность горения. Рассмотрим два случая: пересечение прямой с границами КС рис. 3 и геометрия выгорания острой кромки рис.4.

В случае пересечения прямой с границами КС следует исключить все части прямой, выходящие за пределы расчётной области. При этом соседние прямые соединяются промежуточной кривой, повторяющей контур КС между соседними точками (рис. 3).

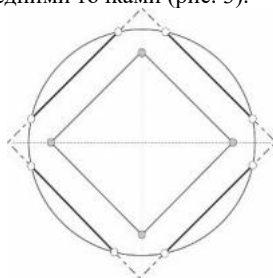


Рис. 3. Пересечение прямой со стенками камеры сгорания

Выгорание острой кромки имеет определённую особенность: каждая прямая отодвигается на расстояние  $l_i$ , в случае равенства давления в областях у соседних прямых расстояние на которое эти прямые отодвинутся будет одинаковым  $l_1 = l_2 = l$ . При этом точка соприкосновения этих прямых переместится на большее расстояние  $l_3 > l$  (рис. 4а).

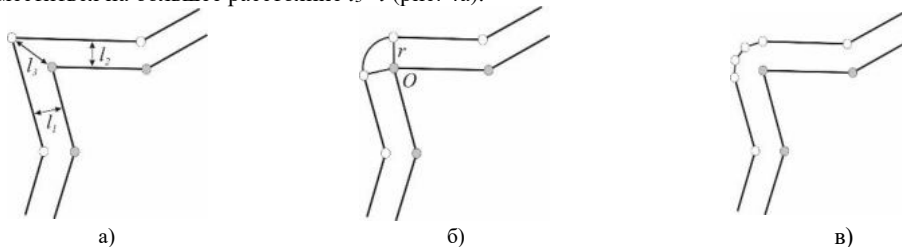
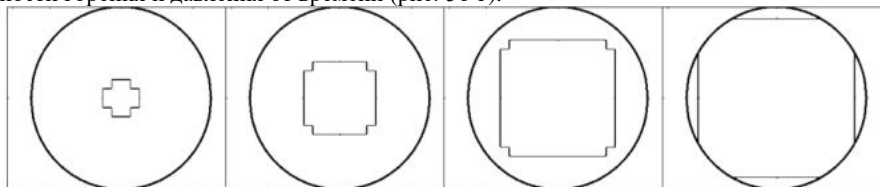


Рис. 4. Алгоритм расчёта выгорания острой кромки

Решением данной проблемы является добавление новых точек к системе базовых, причём новые точки должны лежать на секторе окружности радиусом  $l$  и началом в точке  $O$  (рис. 4б-в).

В качестве демонстрации работы алгоритма приводится пример расчета выгорания заряда с крестообразной геометрией основного канала (рис. 5а) и зависимости свободного объёма КС, поверхности горения и давления от времени (рис. 5б-г).



а)

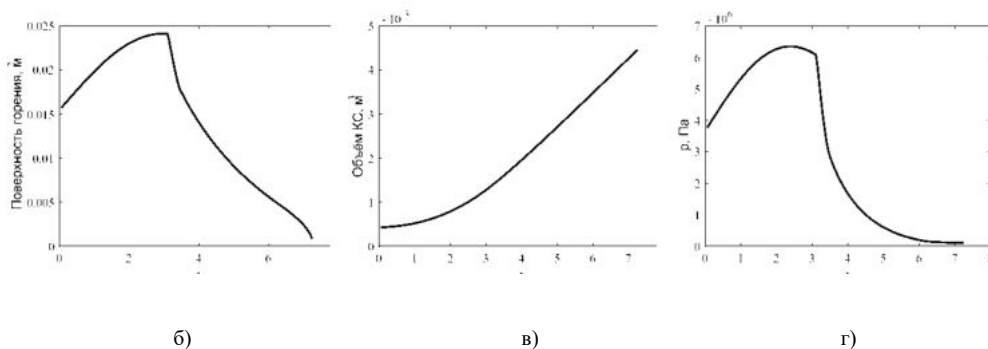


Рис. 5. Моделирование внутренней газодинамики РДТТ: А) Динамика выгорания заряда; б) Изменение поверхности горения; в) Изменение свободного объема КС; г) Изменение давления в КС.

Применение приведенного алгоритма расчёта выгорания заряда может быть расширено на задачи горения заряда как с внутренней, так и с внешней поверхности. В этом случае на каждой итерации необходимо уменьшать радиус КС на соответствующую величину, посчитанную по (1). Также алгоритм достаточно легко распространить и на составные заряды. При такой постановке основной канал заряда необходимо разбить на несколько сечений и для каждого применить изложенный алгоритм. Значения площади поверхности горения топлива и свободного объема КС между сечениями можно получить с помощью интерполяции.

#### Библиографический список

1. Милёхин Ю.М., Медведев Г.Г., Воропаева И.Г. Численный метод решения пространственного уравнения поверхности горения конденсированных систем // Химическая физика и мезоскопия, 2006. Т.8. №2. – С. 209-219.

УДК 621.6

#### РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И МЕТОДА РАСЧЕТА РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ ГАЗА ВИХРЕВОГО ТИПА

*А. Ю. Усс<sup>1</sup>*

*Научный руководитель – д.т.н., профессор Чернышев А.В.<sup>1</sup>*

*<sup>1</sup>Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, 2 Бауманская., 5/1, Москва, 105005, Российская Федерация*

Аннотация. В работе рассмотрены области применения вихревых регуляторов и текущее состояние вопроса по использованию и разработке таких устройств, рассмотрены системы автоматического регулирования с использованием вихревого регулятора. На основе проведенного анализа и предварительного численного расчета течения газа в рабочей полости регулятора разработана новая конструкция вихревого регулятора давления газа с распределенной подачей питающего и управляющего потоков рабочего газа. С применением аддитивных технологий изготовлен экспериментальный образец устройства. Разработана новая конструкция вихревого регулятора с распределенной подачей управляющего потока рабочей среды, а также с регулированием закрутки питающего и управляющего потоков рабочей среды.

#### 1. Введение

Запорно-регулирующие устройства (ЗРУ) во многом определяют надежность и безотказность работы пневмогидравлических систем, в составе которых они функционируют. Прежде всего это объясняется наличием подвижных элементов, движущихся с большими скоростями и соударяющихся с деталями и узлами конструкции. Подвижные элементы ЗРУ подвержены воздействию нелинейных газостатических и газодинамических нагрузок, что в совокупности с действием сил со стороны упругих элементов часто вводит их в режим автоколебаний. Кроме того, такие элементы ЗРУ, как

клапанные узлы, находятся во взаимодействии со скоростным потоком рабочего тела, под воздействием которого возможно частичное, а в некоторых случаях полное разрушение уплотнительного элемента. Высота подъема клапанного узла в ЗРУ в процессе регулирования выходного давления или расхода газа может находиться в диапазоне от нескольких микрон до нескольких десятых долей миллиметра, что вызывает необходимость высокой степени очистки рабочего тела.

Повысить надежность работы ЗРУ можно за счет создания конструкций без подвижных элементов, принцип работы которых основан исключительно на аэрогидродинамических эффектах с использованием вихревого течения газа. Вихревые регуляторы давления газа могут функционировать при работе с высокотемпературными и загрязненными газами.

Достоинства вихревых регуляторов следующие:

- Простота конструкции (отсутствие подвижных элементов);
- Долговечность;
- Невосприимчивость к радиационному воздействию а также воздействию электромагнитных полей;
- Возможность работы с высокотемпературными и загрязненными газами.
- Низкая стоимость изготовления;
- Низкая стоимость эксплуатационных затрат.

Схема, поясняющая принцип действия регулятора, показана на рисунке 1.

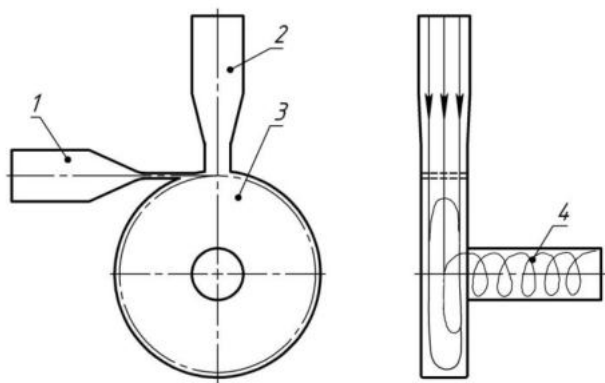


Рис. 5. Схема вихревого регулятора давления газа  
1 – управляющий канал; 2 – питающий канал; 3 – вихревая камера; 4 – выходной канал

Принцип работы вихревого регулятора следующий: струя питания 2 попадает в вихревую камеру, заполняет её и проходит к выходному патрубку 4. При подаче газа в управляющий канал, происходит взаимодействие питающей и управляющей струи, в результате этого в камере регулятора образуется вихревое течение газа. В следствии этого на периферии камеры образуется область повышенного давления, которая преграждает путь газа из канала питания. При увеличении расхода управления происходит уменьшение расхода питания вплоть до его запираания. Термин запираание означает, что расход питания равен нулю, при этом расход на выходе из регулятора равен расходу управления.

Для разработки новых конструкций вихревых регуляторов проведен патентный обзор и обзор научно технической литературы, рассмотрено состояние вопроса по разработке и исследованию вихревых регуляторов давления газа.

Первые разработки по данной теме появились в конце 60-х начале 70-х годов прошлого века. Проведенный патентный обзор и обзор научно-технической литературы показал, что вихревые регуляторы давления газа имеют широкую область применения: системы трубопроводов для транспортировки природного газа, пневматические системы для подачи сжатого газа в объектах гражданской и военной промышленности такие как ракетная техника, авиационная техника, а также беспилотные летательные аппараты.

Актуальность данных регуляторов связана с необходимостью регулирования параметров высокотемпературных и химически агрессивных газов.

## 2. Области применения вихревых регуляторов давления газа

Также данные устройства могут использоваться в различных системах автоматического регулирования: в системе наддува газа в топливные баки жидкостно-ракетного двигателя (далее по тексту ЖРД), в системах управления вектором тяги ЖРД, системах впрыска топлива в ЖРД, система управления потоком хладагента и др. Однако большинство рассмотренных конструктивных схем вихревых регуляторов давления газа так и не было доведено до широкого практического применения в связи с отсутствием математических моделей и отлаженных алгоритмов расчета их рабочих процессов. Теоретические основы расчета течения газа в вихревых регуляторах изложены в работах [1-4] Залманзона Л.А., Лебедева И.В., Бугаенко В.Ф., профессора МВТУ им. Н.Э. Баумана Попова Д.Н. Предложенные ими математические модели расчета рабочих процессов строились на базовых законах физики и эмпирических зависимостях, которые на практике могли быть использованы лишь на начальном этапе расчета подобных конструкций.

Целью данной работы является: Создание высокоэффективной конструкции вихревого регулятора давления газа.

Задачами исследования являются:

- Разработать метод расчетно-теоретического и экспериментального исследования.
- Разработать математическую модель течения газа.
- Численно исследовать течение газа в проточной полости вихревого регулятора.
- Определить геометрические параметры регулятора давления.
- Создать и испытать экспериментальный образец вихревого регулятора давления газа.
- Экспериментально подтвердить правомочность использования математической модели.

В связи с отсутствием вычислительных возможностей в 60-х годах прошлого века, расчетов по распределенным параметрам не проводилось. Для разработки новых конструкций вихревых регуляторов давления газа является актуальным разработка математической модели течения газа в проточной полости регулятора в распределенных термодинамических параметрах.

В работе [5,6] подробно представлена разработка математической модели течения рабочего газа в проточной полости вихревого регулятора давления газа с локальной подачей потока питания и управления (Рис. 2), в работе [7] проведен патентный обзор, а также представлены результаты экспериментальных исследований, подтвердившие адекватность разработанной математической модели.



(а)



(б)

Рис 2. (а) Трехмерная модель вихревого регулятора с локальной подачей потока питания и управления; (б) Экспериментальный образец

Однако вихревые регуляторы с локальной подачей управляющего потока имеют ряд недостатков: высокий уровень газодинамического шума, не могут выступать в качестве запорного элемента в пневматической системе, а самое главное требуют внешнего источника повышенного давления рабочей среды для потока управления. С целью устранения выше изложенных недостатков разработана конструкция вихревого регулятора давления газа с распределенной подачей питающего и управляющего потоков рабочего газа.

В данной работе предложена математическая модель рабочих процессов в проточной полости вихревого регулятора давления газа с распределенной подачей питающего и управляющего потоков на основе методов вычислительной гидрогазодинамики.

### 3. Математическая модель

Для сокращения временных затрат на разработку а также с целью повышения эффективности проектирования вихревого регулятора давления газа проведено моделирование течения рабочего тела в проточной полости регулятора. Процесс моделирования течения рабочего тела включает в себя ряд этапов. На первом этапе проводится разработка математической модели, на основе методов вычислительной гидрогазодинамики.

Алгоритм разработки математической модели включает в себя ряд этапов: проводится выбор расчетной области, формулируются допущения, составляется система уравнений, описывающих процессы в исследуемом устройстве, и назначаются условия однозначности (граничные и начальные условия).

Расчетная область (Рис. 3) представляет собой трехмерную модель проточной полости регулятора давления газа.

Принцип работы регулятора давления газа с распределенной подачей питающего управляющего потоков рабочего газа, также как и принцип работы регулятора давления с сосредоточенной подачей управляющего и питающего потоков, основан на принципе взаимодействия струй. Однако в данной конструкции поток питания 2 поступает в питающий патрубок, далее обтекая центральное тело поступает в торообразную вихревую камеру регулятора. Стрелки 2.1-2.2-2.3 обозначают течение газа в питающем канале. Поток управления 1 поступает в управляющий канал 1.1 далее завихряется в проточной полости 1.2 и затем тангенциально поступает в вихревую камеру 1.3. В вихревой камере образуется спиральное течение состоящее из двух: меридианального 1.4 и кольцевого 1.5. В результате сформированного вихревого течения под действием центробежных сил газ отбрасывается на периферию вихревой камеры, создавая область повышенного давления которая и создает дросселирование потока рабочего газа из канала питания.

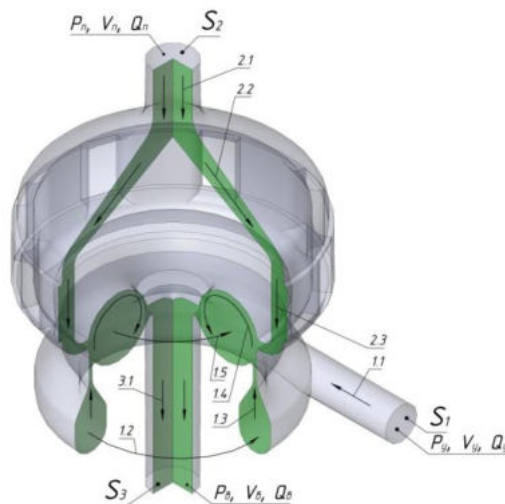


Рис. 3 Расчетная область регулятора давления газа с распределенной подачей питающего и управляющего потоков рабочего газа (вырез 1/4)

Основные допущения:

- отсутствие теплообмена с окружающей средой;
- Ньютонская вязкая жидкость.

В данном случае математическая модель описывает стационарное турбулентное течение сжимаемой Ньютонской вязкой жидкости. Данная математическая модель представляет собой систему дифференциальных уравнений:

– уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \vec{u}) = 0$$

где  $p$  – давление;  $t$  – время;  $\rho$  – плотность;  $\vec{u}$  – вектор скорости;

– закон сохранения количества движения:

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i - \tau_{ij}) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + S_i$$

где индекс  $i$  – относится к входящему потоку, индекс  $j$  – к выходящему потоку,  $u_i$  – проекция вектора скорости  $\vec{u}$  на ось  $x_i$ ,  $S_i$  – источник объемных и поверхностных сил,  $\tau_{ij}$  – тензор напряжений для вязкой жидкости:

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \left( \xi - \frac{2}{3} \mu \right) \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}$$

где  $\xi$  – коэффициент гидравлического сопротивления;  $\mu$  – динамическая вязкость;  $\delta_{ij}$  – оператор Кронекера.

Система уравнений замыкается граничными условиями: на входе в устройство задаются значения давления  $p_0, p_1$ ; скорости потоков  $v_0, v_1$ ; температур потоков  $T_0, T_1$ , на выходе – давление  $p_2$ .

Данная система дополняется моделью турбулентности SST:

$$\rho \frac{\partial \Phi}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial \Phi}{\partial x_j} = P - D + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \Gamma_\Phi) \frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right] + A, \quad \text{где } A = 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

Следует отметить, что составленная система уравнений не имеет аналитическое решение и может быть решена только численным методом. Известен ряд программных пакетов на которых реализована методика решения данной системы уравнений. В данной работе решение математической модели реализовано с использованием программного пакета ANSYS Fluid CFX.

#### 4. Численное моделирование течения газа в проточной полости вихревого регулятора давления газа

На следующем этапе численного моделирования расчетная область импортируется в расчетную среду программы, и проводится её разбиение на сетку контрольных объемов.

Далее назначаются расчетные параметры и граничные условия:

Расчетные параметры:

Процесс	стационарный
Рабочая среда	атмосферный воздух
<u>Граничные условия:</u>	
Давление в сечении $S_1, p_1$	2,7 МПа;
Давление в сечении $S_2, p_2$	0,2 МПа
Давление в сечении $S_3, p_{\text{вых}}$	0,1 МПа
Тип выходного канала	открытый
Температура в сечении $S_1, T_1$	25°C
Температура в сечении $S_2, T_2$	25°C
Температура в сечении $S_3, T_{\text{вых}}$	25°C
Модель турбулентности	SST

– На входе в расчетную область:

$$p(\vec{R}) = p_n; \vec{R}(r, \theta_r, z, t) \in S_{12}$$

– На выходе из расчетной области:

$$p(\vec{R}) = p_{\text{вых}}; \vec{R}(r, \theta_r, z, t) \in S_3, \vec{u}(\vec{R}) \perp S_3$$

– На внешних границах:

$$u_x(\vec{r}) = u_y(\vec{r}) = u_z(\vec{r}) = 0;$$

Начальные условия:

Распределение давлений, скоростей в начальный момент времени:

$$t = 0 \mid p = p_{атм}; \vec{u} = 0$$

В результате расчета получено распределение поля скоростей и давлений в проточной полости вихревого регулятора давления газа (Рис. 4). Все иллюстрированные рисунки приведены для эффекта записания питающего канала.

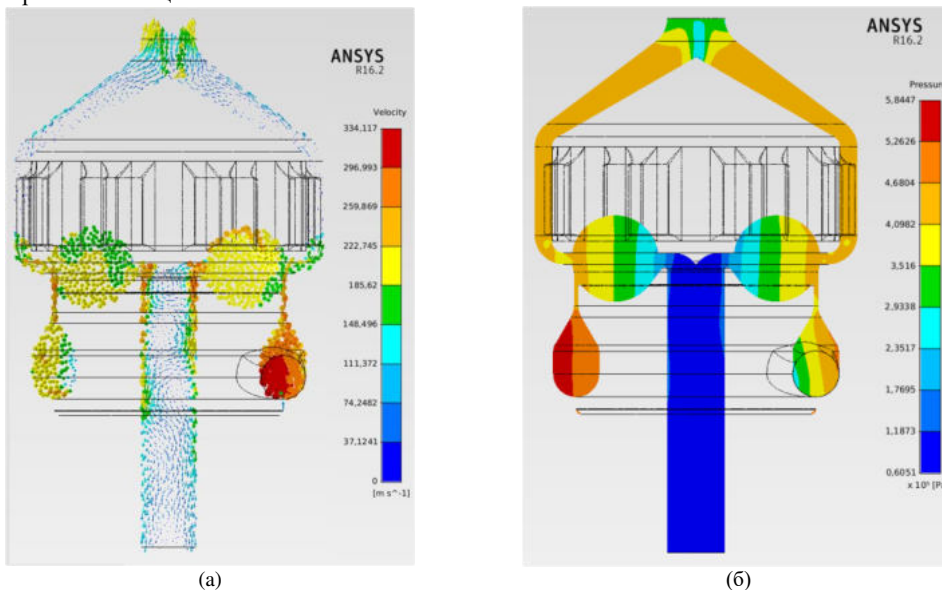


Рис 4. (а) распределение поля скорости газа в проточной полости вихревого регулятора давления газа; (б) распределение поля давлений в проточной полости вихревого регулятора давления газа

Также в результате численного расчета построены зависимости расхода на выходе от расхода управления при различных значениях давления управления, а также номограмма зависимости расхода в питающем, управляющем и выходном патрубке от давления управления, по которой определено значение давления управления при котором происходит эффект записания питающего канала (Рис. 5). Значение которого составило 4 атм.

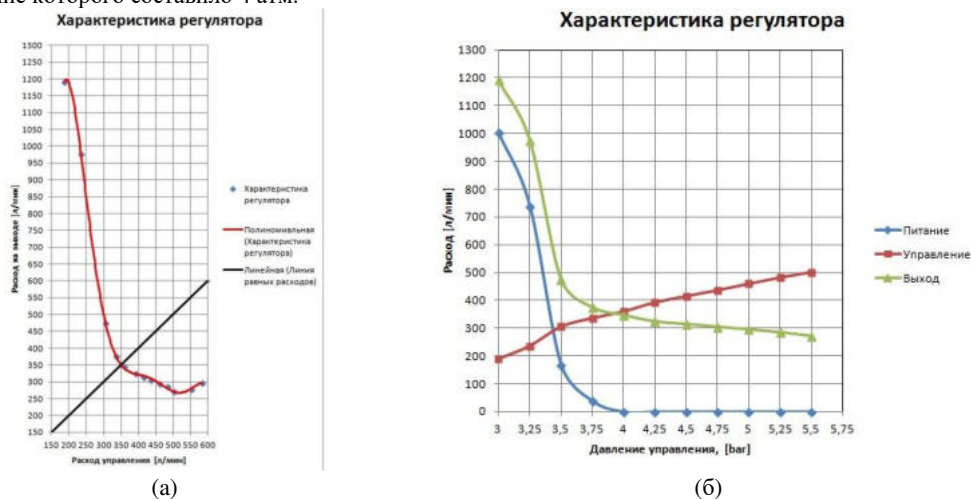


Рис 5. (а) зависимость расхода на выходе от расхода управления;



(б) номограмма зависимости расхода в питающем, управляющем и выходном патрубке от давления управления

Результаты расчетно-теоретических исследований рабочих процессов позволили определить основные конструктивные размеры и функциональные параметры, на основе которых разработана конструкция вихревого регулятора давления газа с распределенной подачей управляющего потока (Рис. 6а).

С применением аддитивных технологий изготовлен экспериментальный образец вихревого регулятора давления газа (Рис. 6б).

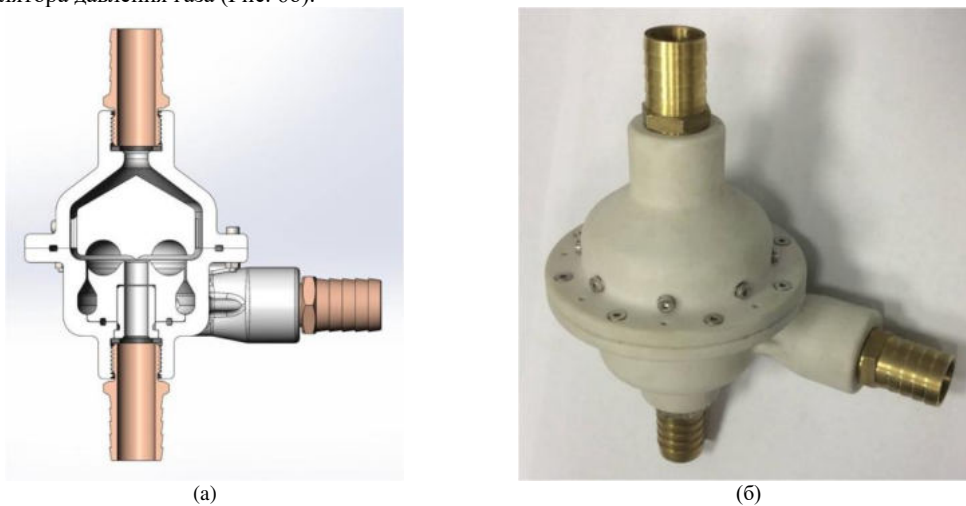


Рис 6. (а) трехмерная модель вихревого регулятора давления газа; (б) экспериментальный образец

##### 5. Экспериментальный стенд

В настоящее время проведены численные исследования и разработана новая конструкция вихревого регулятора с распределенной подачей управляющего потока рабочей среды, а также с регулированием закрутки питающего и управляющего потоков рабочей среды (Рис.7).

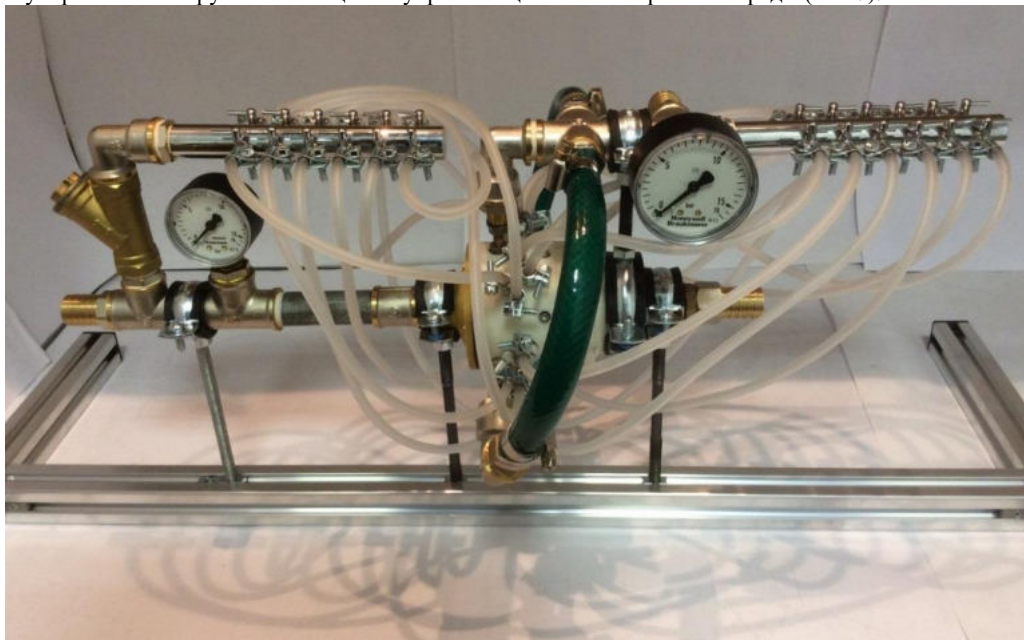


Рис 7. Экспериментальный стенд для испытания вихревого регулятора давления газа с распределенной подачей питающего и управляющего потоков рабочей среды а также с регулированием закрутки питающего и управляющего потоков рабочей среды

**Заключение:**

В результате проделанной работы рассмотрено состояние вопроса по использованию и разработке вихревых регуляторов давления газа;

Разработан алгоритм расчетно-теоретического и экспериментального исследования рабочих процессов в проточной полости вихревого регулятора давления газа;

Проведено численное моделирование рабочих процессов в проточной полости вихревого регулятора давления газа;

С применением аддитивных технологий разработан и изготовлен экспериментальный образец вихревого регулятора давления газа;

На базе разработанного экспериментального стенда проведен ряд экспериментов по работе вихревого регулятора давления газа.

Сопоставление результатов экспериментальных данных с результатами численного расчета, позволило сделать заключение об адекватности составленной математической модели;

Разработана новая конструкция вихревого регулятора давления газа с распределенной подачей управляющего потока рабочей среды, а также с регулированием закрутки питающего и управляющего потоков рабочей среды.

#### **Библиографический список**

1. Залманзон Л.А. Теория элементов пневмоники. Главная редакция физико-математической литературы изд-ва "Наука", 1969, 508с.

2. Лебедев И.В., Трескунов С.Л., Яковенко В.С. Элементы струйной автоматики. М: Машиностроение, 1973, 289-314с.

3. Бугаенко В. Ф. Пневмоавтоматика ракетно-космических систем. Будник В.С., ред. М: Машиностроение, 1979, 168с.

4. Труды МВТУ №244. Исследование и расчет струйных элементов и цепей систем автоматического регулирования. 1977.

5. Белова О.В., Стародубцев А.А., Чернышев А.В. Расчет вихревого регулятора давления газа. Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып. 5. URL: <http://engbul.bmstu.ru/doc/740398.html>

6. Белова О.В., Стародубцев А.А., Чернышев А.В. Вихревой регулятора давления газа. Инженерный журнал: инженерный вестник, 2014, вып. 10. URL: <http://engjournal.ru/articles/760/760.pdf>

7. A.Yu. Uss, A.V. Chernyshev. The Development of the Vortex Gas Pressure Regulator. Procedia Engineering ,2016. v.152. pp.380-388

УДК 669.713

#### **МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СОПЛА ПЕРЕМЕННОЙ СТЕПЕНИ РАСШИРЕНИЯ**

**А. А. Черепня, В. В. Бутко, М. Н. Охочинский**

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

#### **Аннотация**

В статье рассматривается сопло с переменной степенью расширения. Проведен анализ работы существующих схем выдвигания, которые применяются до запуска двигателя. Представлена схема выдвигания конических насадок используя пневмоцилиндры, позволяющая повысить надежность системы, снизить ее массу, снизить ударные нагрузки на силовые элементы конструкции узла стыка. Подробно рассмотрен состав и принцип действия конструкции.

Приводятся расчеты на прочность и устойчивость некоторых элементов конструкции.

#### **Ключевые слова:**

БР, РДТТ, сопло, насадок, выдвигание, шарнир, нагрузки, скорость, время, прочность, устойчивость.

В ракетной технике сохраняются основные направления в области снижения пассивной массы конструкции, обеспечения наибольшей энергетики двигательных установок, а также возможности управления и отслеживания процессов, происходящих в узлах конструкции. При создании

перспективных двигателей важнейшими задачами являются повышение энергетических характеристик и надежности, увеличение ресурса, обеспечение многозащитности, улучшение массовых характеристик. Одним из основных параметров, характеризующих степень совершенства ракетного двигателя, является удельный импульс, увеличение которого может быть достигнуто увеличением степени расширения сопла камеры двигателя.

В некоторых двигателях современных межконтинентальных баллистических ракет (МБР) используются сопла с дискретно изменяемой степенью расширения, т.е. с телескопическими последовательно выдвигаемыми насадками, для повышения энергетики в заданных габаритах двигателей. Особенность компоновки таких сопел явилась незаменимым техническим решением для вооружения железнодорожных ракетных комплексов и подводных лодок ВМФ, с их жесткими габаритными требованиями. Впервые схема двигателей с переменной степенью расширения была применена в 1979 году при создании ракетного комплекса РТ-23 УТТХ «Молодец» с МБР 15Ж61 подвижного железнодорожного базирования, далее такая компоновка нашла применение на высотных ступенях МБР Р-39, Р-39УТТХ «Барк», Р-30 «Булава» подводного базирования (рис. 1) и других ракетах.

У России сейчас примерно 50% ядерных ракет находятся на подводных лодках, планируется, что их доля увеличится до 75%. Такое соотношение уже сегодня есть у военных конкурентов России – США, Франции и Великобритании. Поэтому разработка, модификация и новые технические решения, в частности для уменьшения габаритов ракет подводного базирования для нужд ВМФ, остаются как никогда актуальными.

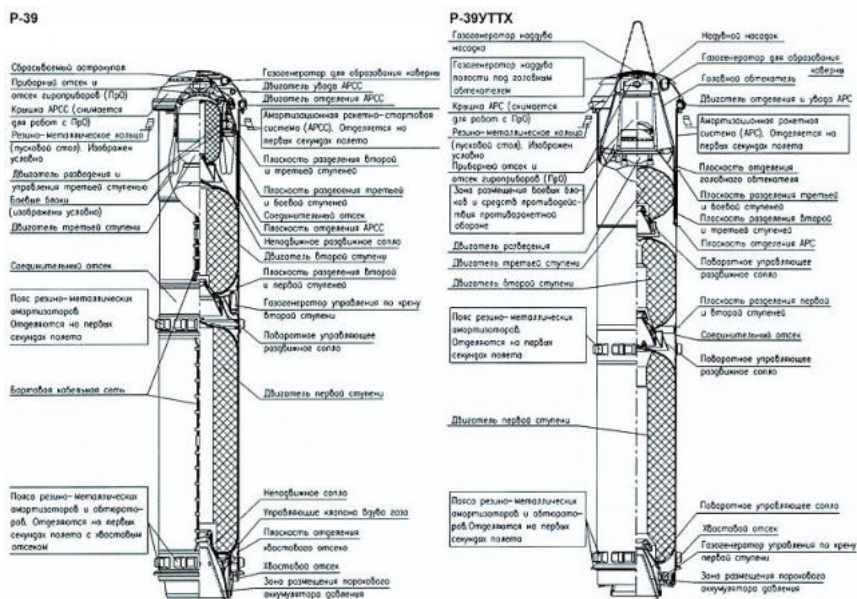


Рис. 1. МБР ПЛ Р-39 и Р-39УТТХ

Сопла изменяемой геометрии в нерабочем положении имеют компактную укладку и небольшие габаритные размеры по длине двигателя, а в рабочем – удлиняются и приобретают заданный профиль. При переводе в рабочее положение изменяется длина и диаметр, используя специально предназначенный для этих целей привод или энергию газов, истекающих из двигателя. В данной статье рассмотрен способ выдвижения насадок используя газ, подаваемый в пневмоцилиндры, удерживаемые в сложенном состоянии при помощи вакуума, что является одним из главных технических решений и особенностью данной конструкции раздвижного сопла.

Немаловажной деталью в изобретении выдвигаемого соплового насадка является то, из чего он изготовлен. А именно, из композиционных материалов (КМ) различных классов, прежде всего из углерод-углеродных (УУКМ) и углерод-керамических (УККМ). Применение выдвигающегося неохлаждаемого насадка из КМ позволяет обеспечить высотные условия, существенно уменьшить массу сопла и увеличить среднетракторный удельный импульс. Так же важно определить

соответствующую скорость выдвижения насадка. Она не должна быть слишком большой, так как при такой скорости могут возникнуть ударные волны, мешающие правильному функционированию двигательной установки. Скорость выдвижения не должна быть и слишком медленной, так как вылетающий из среза сопла газ начнет попадать в пространство между днищем двигателя и сопловым насадком, и снизится удельный импульс (проблема решается холодным раздвижением насадка). Определение времени выдвижения насадков является важнейшим параметром, чем быстрее произойдет выдвижение и стопорение насадков, тем меньше будет пауза при разделении ступеней.

В современных конструкциях РДТТ чаще всего применяют сопла с жесткими выдвигаемыми насадками (рис. 2), в данной статье используется именно такой тип конструкции.

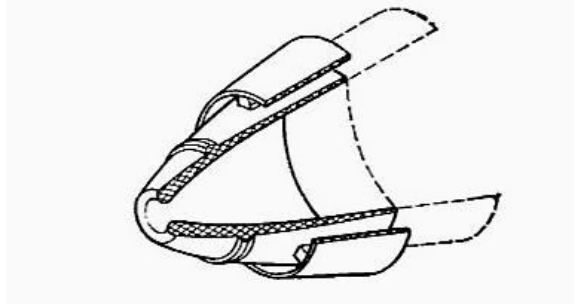


Рис. 2. Сопла с жесткими выдвигаемыми насадками

Как было сказано ранее, в качестве направляющих используются три пневмоцилиндра, расположенные на неподвижной части сопла и обеспечивающие соосное движение насадков в трех плоскостях, исключая их перекос (рис. 3). В сложенном состоянии насадки располагаются вокруг неподвижной части сопла и удерживаются в таком положении за счет создания вакуума в полости пневмоцилиндров, такое техническое решение повышает надежность и позволяет отказаться от зацепов в виде различных штоков или винтов, которые предотвращали преждевременный сход насадков из-за перегрузок на старте и дальнейшем движении на траектории.

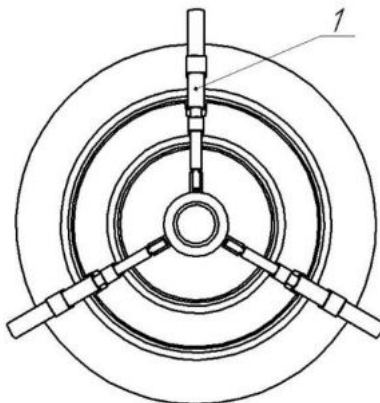


Рис. 3. Сопло с переменной степенью расширения вид сзади

Пневмоцилиндры имеют телескопическую конструкцию и в сложенном состоянии располагаются под большим углом к оси сопла (рис. 4). Концевые фланцы насадков имеют цилиндрические участки с уплотняющей прокладкой. В конечном положении прокладка поджимается и создает необходимую герметичность стыка и фиксацию. Газогенератор вырабатывает рабочий газ, поступающий в пневмоцилиндры, который раздвинет конструкцию (рис. 5), зафиксирует насадки в местах стыка и будет под давлением прижимать их к уплотнителям. В роли защелок-фиксаторов выступают упругие пластины, расположенные не по всей окружности на неподвижной части сопла или насадка, а только в трех местах, наиболее близких к пневмоцилиндрам.

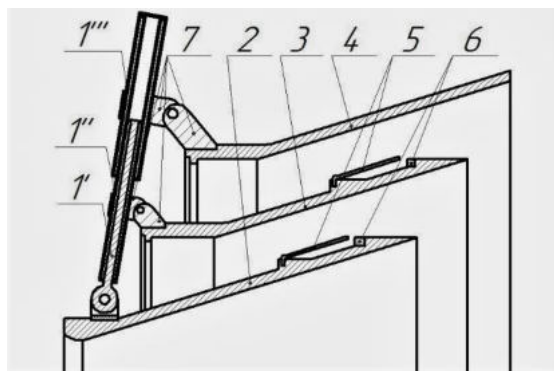


Рис. 4. Сопло с переменной степенью расширения в сложенном состоянии

Для обеспечения работоспособности всей конструкции, необходимо:  
 надежное срагивание и движение насадков в натуральных условиях;  
 надежная фиксация насадков в рабочем положении после выдвижения;  
 реализация требуемого времени выдвижения;  
 обеспечение минимальных возмущающих воздействий при выдвижении и фиксации насадков.

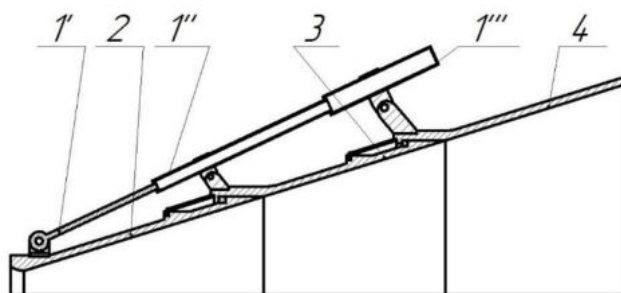


Рис. 5. Сопло с переменной степенью расширения в разложенном состоянии

Сопло переменной степени расширения состоит из неподвижного раструба 2, на котором расположены три пневмоцилиндра 1, состоящие из штока 1', первой составляющей пневмоцилиндра 1'' и второй 1'''. Насадки 3 и 4 связаны с пневмоцилиндрами шарнирно-кулисным механизмом 7. На неподвижном раструбе 2 и насадке 3 находятся фиксаторы 5 и уплотнительные кольца 6.

Для уменьшения массы конструкции раздвижения насадков был произведен расчет пневмоцилиндров на прочность и устойчивость (рис. 6). Для решения этой задачи использовалась среда ANSYS Workbench. В расчете конструкций на прочность встречаются три типа задач, различающихся формой использования условий прочности:

- проверка напряжений (проверочный расчет);
  - подбор сечений (проектный расчет);
  - определение грузоподъемности (определение допускаемой нагрузки).
- Расчеты в данной статье сведены к решению задачи подбора сечений.



Рис. 6. Механизм раздвижения

В качестве материала всех элементов используется сталь:

$E = 2,1 \cdot 10^{11}$  Па – модуль упругости;

$\mu = 0,3$  – коэффициент Пуассона;

$\rho = 7850 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$  – плотность;

$[\sigma] = 160$  МПа - допускаемое напряжение (табл. 1), можно взять больше, но примем к сведению коэффициент безопасности.

Таблица 1. Допустимые напряжения для стали

Материал	Допускаемое напряжение $[\sigma]$ , МПа	
	на растяжение	на сжатие
Сталь:		
углеродистая горячекатанная	115-195	
углеродистая конструкционная	110-240	
легированная	140-260	
конструкционная	90-160	
в отливках		

Расчет штока 1 был произведен:

на прочность под действием атмосферного внешнего давления 0,1 МПа;

на устойчивость под действием осевой нагрузки 3,85 кН создаваемой вдуваемым газом.

После расчета минимальный диаметр штока, обеспечивающий его прочность был равен 6,3 мм.

Таблица 2. Расчеты в ANSYS для штока 1:

	$\sigma$ расчетное	$\sigma$ допускаемое
Шток, нагруженный осевым сжимающим усилием:	159 МПа	160 МПа
Шток под действием внешнего атмосферного давления:	0,2 МПа	

Расчет пневмоцилиндра номер 1.

Данный расчет был произведен в соответствии с ГОСТ Р 52857.2-2007 Сосуды и аппараты. Нормы и методы расчета на прочность. Расчет цилиндрических и конических обечаек, выпуклых и плоских днищ и крышек.

Был произведен расчет:

- на прочность под действием вдуваемого внутреннего давления 7,3 МПа;
- на прочность под действием атмосферного внешнего давления 0,1 МПа;
- на устойчивость под действием осевой нагрузки 3,85 кН создаваемой газом.

Был сделан вывод, что при осевой сжимающей силе возникают самые большие напряжения, и нужно взять толщину больше  $s_p = 0,64$  мм для того, чтобы цилиндр выдержал все прикладываемые к нему нагрузки. Примем  $s = 0,72$  мм.

Таблица 3. Расчеты в ANSYS для пневмоцилиндра 1:

	$\sigma$ расчетное	$\sigma$ допускаемое
Цилиндр, нагруженный осевым сжимающим усилием:	156 МПа	160 МПа
Цилиндр под действием внутреннего избыточного давления:	72 МПа.	
Цилиндр под действием внешнего атмосферного давления:	1,0 МПа.	
Цилиндр под действием совместных осевой силы и внутреннего давления:	65 МПа.	

Расчет пневмоцилиндра номер 2.

Данный расчет будем производить в соответствии с ГОСТ Р 52857.2-2007 Сосуды и аппараты. Нормы и методы расчета на прочность. Расчет цилиндрических и конических обечаек, выпуклых и плоских днищ и крышек.

Был произведен расчет:

- на прочность под действием вдуваемого внутреннего давления 7,3 МПа;
- на прочность под действием атмосферного внешнего давления 0,1 МПа.

Расчетную толщину стенки цилиндра под действием внутреннего давления  $s=0,65$  мм.

Таблица 4. Расчеты в ANSYS для пневмоцилиндра 2:

	$\sigma$ расчетное	$\sigma$ допускаемое
Цилиндр под действием внутреннего избыточного давления:	150 МПа	160 МПа
Цилиндр под действием внешнего атмосферного давления:	1,0 МПа	

Посредством этих вычислений, толщина стенок двух цилиндров и диаметр штока значительно уменьшились, конструкция механизма раздвижения стала легче.

Таблица 5. Результаты расчетов:

	Сокращение массы
шток 1	на 74 %;
пневмоцилиндр 1	на 76 %;
пневмоцилиндр 2	на 77 %.

Таким образом, в конечном виде конструкция раздвижного сопла с высокой степенью расширения будет выглядеть следующим образом:

- в разложенном состоянии (рис. 7);
- в собранном положении (рис. 8).



Рис. 7. Облегченная конструкция в разложенном состоянии



Рис. 8. Облегченная конструкция в собранном состоянии

Вопрос совершенствования конструкции сопла с переменной степенью расширения остается чрезвычайно актуальным, изобретение выдвигаемого соплового насадка позволяет решать ряд вопросов для нужд ракетной техники и вооружения страны. Модель находится не на конечном этапе разработки, дальнейшая проработка конструкции сопла и всего двигателя РДТТ БР, решение прочностных задач, совершенствование конструкции, новые технические решения будут продолжаться. Например, на данный момент ведутся исследования по оценке рассеивания оси сопла с учетом технологических погрешностей изготовления сопла в сборке, производится расчет на точность изготовления, учитывая вероятности погрешностей изготовления деталей сопла. Проектируется система подачи газогенераторного газа и газогенератор, который будет вырабатывать газ для пневмоцилиндров. Выбираются материалы.

В итоге была подана заявка на патент, проведенный анализ существующих аналогов по данной теме показал, что принятые в работе технические решения являются новыми.

#### Библиографический список

1. Охочинский М.Н., Афанасьев К.А. Системы разделения в ракетной технике. Часть 2: Системы отделения полезных нагрузок и обтекателей. Учебное пособие. — СПб., 2013. — 55 с.
2. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. Учебник для машиностроительных вузов. — М.: Машиностроение, 1987. — 328 с.
3. Фахрутдинов И.Х. Ракетные двигатели твердого топлива. Машиностроение, 1981. — 223 с.
4. Лавров Л.Н. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе. Машиностроение, 1993. - 216 с
5. Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. Справочник. — М.: Машиностроение, 1988. — 240 с.
6. Погорелов В.И. Строительная механика тонкостенных конструкций. СПб., БГТУ— 2007. — 528 с.
7. Абугов Д.И., Бобылев В.М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. Учебник для машиностроительных вузов — М.: Машиностроение, 1987. — 272 с.
8. Статья: «Булава» - гордость или позор? <https://inosmi.ru/military/20101101/163979339.html>



В связи с широким распространением численного моделирования в современной инженерной практике и важности его при решении широкого круга прикладных задач вычислительной газодинамики, а в особенности перспективных для развития современных технологий задач, необходимо изучение, разработка и выявление более совершенных методов моделирования. На сегодняшний день можно выделить 3 основных подхода в численном моделировании: подход в моделировании основанный на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (Reynolds Averaged Navier Stokes, RANS), метод моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation, LES) и метод прямого численного моделирования (Direct Numerical Simulation, DNS). Далее рассмотрим подробнее каждый из методов.

RANS методы моделирования предполагают решение осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с применением некоторых полуэмпирических замыкающих уравнений и функций, связывающих параметры течения и расстояние до стенок. Большой выбор соотношений при замыкании системы уравнений порождает огромное количество вариантов моделей RANS, которые могут применяться при численном моделировании. Самыми распространенными можно назвать двухпараметрические модели  $k-\varepsilon$  и  $k-\omega$ , которые основаны на решении уравнений переноса кинетической энергии турбулентности и скорости ее диссипации или удельной скорости диссипации. На данный момент использование RANS моделей наиболее распространено, с их помощью можно успешно решать некоторый ряд прикладных задач, при этом они не требуют для расчета высокие вычислительные мощности, однако в этом подходе моделируется весь спектр турбулентных пульсаций и не выявляется вихревая структура течения, которая зачастую оказывается крайне важна. Для подобных задач необходимо применение вихреразрешающих подходов численного моделирования.

Одним из таких вихреразрешающих подходов является метод DNS, который предполагает решение трехмерных и нестационарных уравнений Навье-Стокса, что позволяет получить любые мгновенные характеристики потока. Метод прямого численного моделирования используются для тестирования полуэмпирических моделей турбулентности, рассматривают как дополнительный источник некоторых, сложных для измерения, экспериментальных данных. Несмотря на свои очевидные достоинства, данный метод применяется редко, в основном для течений с простой геометрией и с небольшими числами Re, связано это прежде всего с крайне большими требуемыми вычислительными ресурсами.

В методе крупных вихрей решение полных уравнений Навье-Стокса происходит не на всех масштабах течения. Все поле течения разделяется на движение крупных и мелких вихрей. Мелкомасштабная турбулентность исключается из уравнений Навье-Стокса, при помощи операции фильтрации, которая осуществляется в результате интегрирования дифференциальных уравнений, представляющих законы сохранения, по контрольным объемам разностной сетки. В силу универсальности своих характеристик и изотропности, они хорошо поддаются моделированию и меньше влияют на поле течения. Крупные вихри рассчитываются, потому что они находятся под прямым воздействием граничных условий и несут в себе наибольшие рейнольдсовские напряжения. В данном методе также выдвигается предположение, что возможно аппроксимировать нелинейные взаимодействия между крупными и мелкими вихрями только по крупным вихрям с использованием специальных подсеточных моделей.

Благодаря исключению из уравнений Навье-Стокса мелкомасштабных движений моделирование методом крупных вихрей требует гораздо меньшие вычислительные ресурсы, что позволяет успешно решать намного более широкий круг задач, чем это возможно делать при помощи прямого численного моделирования, при условии ограниченности вычислительных ресурсов. Результаты моделирования методом LES содержат более богатую информацию, нежели результаты с использованием RANS моделей. Помимо характеристик среднего течения и распределения рейнольдсовских напряжений можно получить также спектральные характеристики (спектры пульсаций скорости и давления), двухточечные моменты (пространственные и пространственно-временные корреляции пульсаций скорости и давления), временные и пространственные масштабы турбулентности. Эти характеристики

могут быть использованы в важных прикладных задачах связанных с акустическими явлениями, расчетом химически реагирующих веществ, прочностных расчетах и многих других.

В данной работе в качестве объекта моделирования рассмотрена импульсная струя, истекающая из выхлопного сопла устройства газо-импульсной очистки. Данное устройство используется для очищения конвективных поверхностей теплообменных аппаратов от зольных отложений и отложений технологического уноса, на сегодняшний момент устройства газо-импульсной очистки получили широкое распространение в промышленности. Сущность работы данного устройства состоит в выхлопе продуктов сгорания в зону поверхностей теплообменных аппаратов через сопло в результате сгорания газо-воздушной смеси в специальной импульсной камере. Решающим фактором в механизме удаления отложений являются волны сжатия, образующиеся при возгорании горючей смеси и выходящие из сопла перед фронтом пламени.

Процесс выхода ударной волны из сопла, формирование струйного потока за срезом сопла в устройстве газо-импульсной очистки можно представить по картине формирования течения за срезом сопла в условиях запуска сопла в нестационарном режиме при разрыве диафрагмы, установленной в предсопловом объеме, что и было осуществлено в данном эксперименте, где нестационарный запуск был реализован на воздушном стенде, а разрыв диафрагмы осуществлялся при непрерывном повышении давления в предсопловом объеме. В результате эксперимента получены теневые фотографии, где показана картина течения из сопла в некоторые моменты времени. По представленным фотографиям можно наблюдать распространение пусковой ударной волны от среза сопла. Между волной торможения и пусковой ударной волной видна контактная поверхность, разделяющая истекающий из сопла газ от газа окружающего пространства, сжатого пусковой ударной волной. Начало формирования струи сопровождается образованием у кромки сопла вихревого кольца. Параметры истекающего из сопла потока в зоне разрежения между соплом и волной торможения согласуются с параметрами течения за боковой частью пусковой ударной волны с помощью тангенциальных разрывов и висячих скачков, которые замыкаются на волну торможения. С удалением волны торможения от сопла через некоторое время формируется волновая структура струи, характерная для первой «бочки» сверхзвуковой струи с диском Маха и позднее – с точкой регулярного отражения висячих скачков.

Для численного моделирования данного процесса была построена геометрия выходного сопла, предсоплового объема и выходной области. Задача была поставлена в двумерной осесимметричной постановке, благодаря чему расчетная область составляет всего 360 тысяч ячеек при размере ячеек сетки 0,1 мм. Для постановки задачи была выбрана модель совершенного газа и метод крупных вихрей, как наиболее подходящая для данного вида течения модель турбулентности. В качестве граничных условий было задано атмосферное давление на границе выходной области, в предсопловом объеме было создано избыточное давление, равное давлению разрыва диафрагмы, а вместо диафрагмы была создана полностью проницаемая для газа стенка.

Для визуализации скачков уплотнения и ударных волн, течение было рассмотрено через градиент давления и рассмотрено с реальной картиной течения (рисунок 1). На смоделированной картине течения хорошо заметно вихревое кольцо, пусковая ударная волна, висячий скачок уплотнения и диск Маха, которые также наблюдались в процессе реального истечения из сопла.



Рис. 1. Сравнение результатов численного и физического эксперимента в некоторый момент времени

На рисунке 2 показано развитие течения из сопла в некоторые моменты времени. На этом рисунке хорошо видно движение отходящей пусковой ударной волны, волна торможения, а также зарождение вихревого кольца.

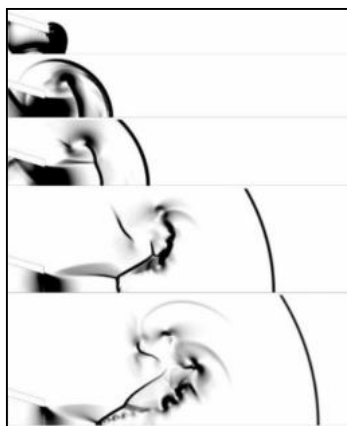


Рис. 2. Развитие течения импульсной струи во времени

В результате численного моделирования вихреразрешающим методом была получена удовлетворительно согласовывающаяся с физическим экспериментом картина течения, а полученные в результате расчета характеристики могут быть использованы для изучения возможности улучшения конструкции устройства газо-импульсной очистки и для расчета различных акустических характеристик.

#### Библиографический список

1. Волков К.Н. Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. – 368 с.

УДК 629.765

#### БОРТОВАЯ СИСТЕМА СБОРА ДАННЫХ И УПРАВЛЕНИЯ МОДЕЛЬЮ РАКЕТЫ

*А. Г. Черняев*

*Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования  
«Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»*

Техническое задание

Время полета: не более 140 с; точность определение времени не менее 0,1 %;

Определение местоположения ракеты

Получение текущего местоположения: не реже раза в 1 с; ошибка определения места приземления: не менее 10 м;

Передача данных о местоположении по радиоканалу, дальность – до 2 км;

Количество сервоприводов: не менее 3;

Датчик начала движения;

Сохранение данных полёта в памяти на борту ракеты;

Скорость ракеты не более 420 м/с, погрешность измерения не более 5 %;

Предусмотреть возможность расширение функциональности системы за счёт дополнительных средств измерения (перегрузки, ускорение, ориентация) и за счёт дополнительных исполнительных механизмов;

Эксплуатационные характеристики: плата бортовой системы должна быть диаметром не более 0,15 м, свободное пространство по вертикали – до 0,3м; диапазон рабочих температур: от -20 до +40 °С; масса: не более 1 кг.

Постановка задачи

Ракета выполнена с применением композитных материалов. С учётом массы и предела высоты выбирается один из доступных двигателей. В ракетах TSR устанавливается двигатель PRO-75 3G [1,2]. Имеются две ступени, на каждой размещается полноценная бортовая система и парашют. Отделение осуществляется первой ступенью. Второй ступенью осуществляется выброска атмосферных зондов.

Цикл полёта ракеты:

- Ракета готова к старту, размещена на стартовом столе, электроника включена; Не более 40 минут;
- Ракета набирает высоту; около 16 секунд;
- Ракета достигла предела высоты, расстыковка ступеней, небольшая задержка, открытие парашютов, выброска зондов; около 3 секунд;
- Ракета снижается и достигает земли; около 140 секунд.

Рассматриваемая в данной работе бортовая система сбора данных и управления моделью ракеты предназначена для второй ступени, но также может быть использована в проектах одноступенчатых ракет.

Система реализует следующие функции:

- Предстартовая проверка работоспособности системы;
- Определение момента запуска ракеты;
- Отсчет времени относительно старта;
- Управление включением механизмов для выброса зондов и парашютов;
- Обработка параметров и формирование структур данных для хранения и передачи информации;
- Запись текущей информации на карту памяти для последующего анализа;
- Передача информации полёта по радиоканалу;
- Включение радиомаяка в месте приземления;
- Измерение параметров траектории полета и местоположения ракеты.

После проверки работоспособности ракета устанавливается на стартовый стол. Запуск производится путём подачи импульса на контакты запуска двигателя. Этот импульс подаётся отдельной системой, не входящей в состав рассматриваемой.

Контроллер системы анализирует состояние датчика начала движения. В момент старта запускается системный таймер, отсчитывающий относительное время полета ракеты. В качестве исполнительных механизмов используются популярные в моделизме рулевые машинки (сервомашинки) с мощностью на валу достаточной для открытия люков и выброса зондов.

Особенностью испытания ракеты является заданные траектория полета.

Структурная схема системы приведена на рисунке 1.

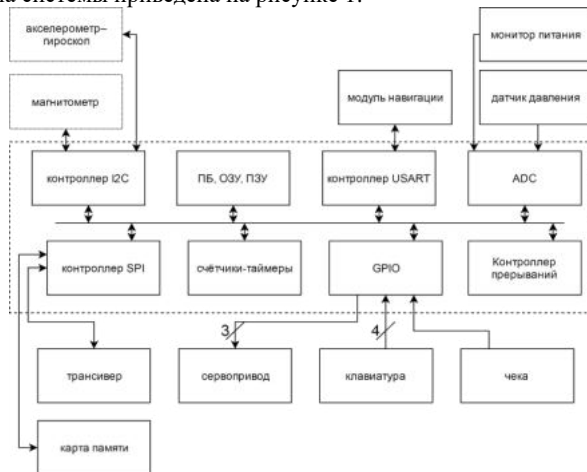


Рис. 6. Структурная организация бортовой системы

Особенностью структурной организации является использование периферийных устройств с встроенными средствами обработки и последовательными интерфейсами. Подобное решение позволяет увеличить производительность системы и минимизировать количество внешних линий.

В микроконтроллерах наиболее широкое распространение получили последовательные синхронно-асинхронные порт USART и синхронные порты SPI и I2C. Современная электронная аппаратура наиболее часто использует именно эти порты. Поэтому при выборе аппаратуры для

проектируемой системы было отдано предпочтение устройствам, обеспечивающим передачу информации через порты USART, SPI, I2C.

USART используется в устройствах с пониженными требованиями по быстродействию и относительно длинной линией связи.

SPI, I2C применяются, в основном, для внутрислатного и межмодульного обмена информацией на высокой скорости. Достоинством I2C по сравнению с SPI является возможность работы с несколькими ведущими устройствами и минимальное количество линий связи (2 линии), которое не зависит от числа подключенных устройств.

Поэтому для проектируемой системы наиболее оптимальным было бы использование I2C, но не все требуемые устройства содержат этот порт.

Определения параметров траектории выполняется модулем навигации ML8088sE, который работает с системой ГЛОНАСС, GPS, Галилео. Фиксируемые параметры (время местоположения ракеты по Всемирному координированному времени UTC, широта, долгота, горизонтальная составляющая скорости, направление скорости, магнитное склонение и так далее) принимаются микроконтроллером в виде строки формата NMEA через последовательный порт USART. Периодичность вывода информации может быть задана при настройке модуля.

Передачу данных по радиоканалу осуществляет трансивер CC1125, имеющий множество возможностей для настройки. Он способен работать на нелицензируемых частотах 443 и 868 МГц, обеспечивая значительную мощность, поддерживает различные режимы модуляции и большой диапазон скоростей обмена. Выбранный модуль пользуется большой популярностью, существуют готовые модули с аналоговой частью, производитель поставляет ПО для быстрой настройки. Этот модуль и абсолютное большинство его аналогов взаимодействуют с помощью интерфейса SPI. В качестве наиболее близких аналогов CC1125 можно рассматривать трансиверы серии CC.

Информация полёта фиксируется на карте памяти, выполняющей роль чёрного ящика. Существуют карты памяти с различными интерфейсами подключения. В проекте используется карта памяти типа SD как самая распространённая и доступная. Взаимодействие осуществляется по SPI. В качестве альтернативы может рассматриваться карта памяти типа MMC, имеющая схожие характеристики.

Контроль параметров траектории и состояния ракеты обычно выполняется с помощью инерциально-измерительной системы, которая включает в себя цифровые 3-осевой акселерометр, 3-осевой гироскоп, 3-осевой магнитометр. Наличие множества датчиков на печатной плате повышают её сложность, уменьшают надёжность. Выбранный датчик MPU-9250 сочетает в себе не только все эти устройства, но и предоставляет вычислительные мощности для их обработки. Датчик имеет большой диапазон, подходящий для применения в проекте. Обмен происходит по интерфейсу I2C, что позволяет в случае необходимости вынести чувствительный датчик на некоторое расстояние от источников помех. В данной работе инерциальная подсистема рассматривается частично.

Выбранный датчик дифференциального давления MPX5100DP позволяет получить скорость полёта по продольной оси. Он имеет подходящий диапазон измеряемого давления, приемлемую погрешность и невысокую стоимость. На рынке представлено не так много датчиков, удовлетворяющих требованиям. Преимущественно они аналоговые и с питанием более 3,3 В. Таким образом, необходим блок АЦП и согласователь уровней. АЦП может быть внешним или в составе МК (предпочтительно). Анализ характеристик АЦП в составе МК фирмы Atmel (Atmega128, ATSAME70J19A) показал их пригодность. В качестве согласователя уровней предлагается резистор как наиболее простое решение в сочетании со встроенными в I/O порт защитными диодами.

Сервомашинки предназначены для приведения кинематики ракеты в движение. Для этого они обладают достаточным крутящим моментом – 9,6 кг/см. Существует ограничение по скорости отклика, сервомашинка должна поворачивать вал на 60° за время менее 1 с. Изделие TGY-AN10 обладает необходимыми качествами, доступно по цене и было использовано в ракете TSR 1.1. Клавиатура предназначена для ручного управления сервомашинками и подключается к МК через GPIO.

Для питания разрабатываемой многоразовой бортовой системы используются аккумуляторные батареи и механизмы их зарядки.

Для решения поставленной задачи необходимы процессорный блок, обладающий ОЗУ и ПЗУ, пять линий ввода/вывода, контроллер прерываний, контроллеры интерфейсов SPI, I2C, USART; АЦП; до трёх аппаратных таймеров.

Алгоритм вычисления приборной скорости

На рисунке ниже представлена зависимость выхода датчика дифференциального давления MPX5100DP от давления.

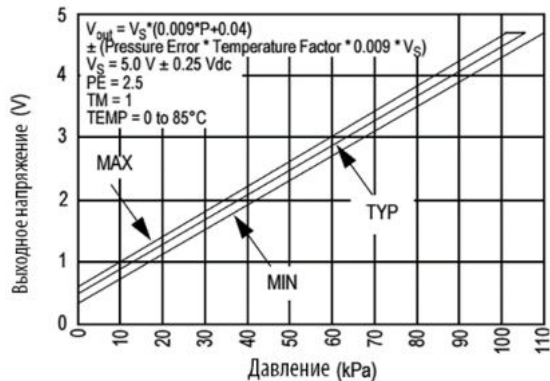


Рис. 7. Зависимость напряжения от давления

Результат преобразования ADCW переводится в напряжение  $V_{out}$  по следующей формуле

$$V_{out} = ADCW \cdot \frac{V_{ref}}{2^{10}} \quad \text{где } V_{ref} \text{ – опорное напряжения АЦП.}$$

Значение давления вычисляется на основании формулы

$$p = \frac{\frac{V_{out}}{V_s} - 0,04 \pm Pressure\ Error * Temperature\ Factor * 0,009 * V_s}{0,009}$$

где  $V_s$  – напряжение питания датчика,  $Pressure\ Error=2,5$  для MPX5100DP,  $Temperature\ Factor=1$  при температурах 0 – 85°C.

Скорость вычисляется согласно уравнению Эйлера

$$v = \sqrt{\frac{2 * p}{\rho}}$$

где  $p$  – давление, измеряемое датчиком,  $\rho$  – плотность воздуха.

Плотность воздуха может быть получена различными путями [3]. Стандартной величиной плотности воздуха на уровне моря в соответствии с Международной стандартной атмосферой принимается значение 1,225 кг/м<sup>3</sup>, которая соответствует плотности сухого воздуха при 15 °C и давлении 101330 Па. Для иных температур и давлений существуют таблицы [4].

Возможно вычислить плотность по уравнению Клапейрона-Менделеева [5].

Работа с датчиком давления в программе

Инициализировать АЦП;

Выбрать канал АЦП с датчиком;

Произвести измерение;

Сохранить код АЦП для передачи и хранения.

Работа с модулем навигации в программе

Инициализировать соответствующий USART;

Выбрать тип сообщений, время их выдачи (или оставить настройки по умолчанию);

Принимать данные в прерывании как важные, хранить в буфере.

Работа с трансивером в программе

Инициализировать SPI, выбрать трансивер;

Инициализировать трансивер начальными настройками;

Перевести трансивер в Transmit mode;

Записывать данные в TX FIFO для передачи по радио;

Читать данные из RX FIFO в случае необходимости приёма.

Выбор антенны

В качестве антенны для передающей части была выбрана штыревая антенна, обеспечивающая небольшие размеры, малую массу, простоту изготовления и обслуживания, а также имеющую оптимальную диаграмму направленности для подвижного объекта – ракеты. Длина волны 433 МГц – 0,7 м, тогда длина четвертьволновой (штыревой) антенны составит 17,5 см. Коэффициент усиления – 2 дБи.

Расчёт дальности связи невозможен без учёта данных приёмника. В нашей приёмной станции предполагается использование также СС1125, с настройкой чувствительности на -123 дБм; спиральной антенны с поперечным излучением, коэффициент усиления – 1,9 дБи [8]. Расчёт с использованием уравнения Фрииса [9] показал нереалистичную цифру в 24545 м, поэтому, в соответствии с рекомендациями производителя [10], был скорректирован с учётом интерференции, высотности, и в конечном итоге расчётная дальность радиосвязи составила 2231 м, что достаточно для полёта на высоту 2000 м и ниже.

Работа с сервомашинками в программе

1. Управляющие импульсы на включённые машинки подаётся таймером в прерывании;
2. В регистр сравнения таймера заносится время, к которому первая машинка должна отработать;
3. В прерывании сравнения выключается первая машинка, повторяется предыдущий пункт, но для следующей машинки.
4. По прошествии 20 мс, начать с пункта 1.

Необходимо также учитывать, что интервалы могут быть одинаковыми, тогда и сбрасывать соответствующие машинки нужно одновременно

Работа с картой памяти в программе

Для резервирования принятых данных используется SD карта памяти. Для работы с ней используется SPI модуль, на его базе функционирует высокоуровневый сервис карты памяти FatFS, что обеспечивает переносимость кода для других платформ, поддержку файловых систем, совместимых с ОС Windows. Таким образом, данные пишутся на карту, и для их считывания не требуется дополнительное ПО. В качестве файловой системы выбрана FAT16.

```
SPI_Init();//Инициализация SPI
f_mount (&fs,"0",1); // Монтаж тома
open_append(&fil, "1.txt");// Открытие файла
В нити приёмника vFatFsWrite запись данные из кольцевого буфера:
f_printf(&fil, "%c", value);
f_sync(&fil);//и сброс (flush) буфера
f_close(&fil);//После приземления закрытие файла
```

Структура пакета

Структура пакета для передачи одинакова для карты памяти и для трансивера. Расчёт расхода канала приведён ниже. Легко видеть, что при периоде передачи 1 с запас ширины канала составит 57 байта. Это позволяет во время передачи основного пакета дополнительно передавать небольшие сообщения о состоянии системы, пройденных этапах полёта, возникших неполадках.

Таблица 1. Структура пакета для передачи

Преамбула	Адрес	Управление	Данные	Контрольная сумма
Информация		Размер, байт		
Положение (по спутнику)		72		
Ориентация		16		
Дифференциальное давление		2		
Время относительно старта		2		
CRC		1		
Итого:		93		

Особенности операционных систем в микроконтроллерах

При реализации масштабного проекта бортовой системы сбора данных и управления моделью ракеты было выявлено, что алгоритмы становятся слишком сложным и дальнейшее развитие оказывается довольно трудной задачей. Значительно упрощает ситуацию применение операционной системы. Для точного решения поставленных перед бортовой системой задач необходима операционная система реального времени.

Рассмотрим некоторые основные возможности, предоставляющие применение операционных систем при программировании микроконтроллеров.

Во-первых, многозадачность. Программист оформляет код нитей, а операционная система переключает их в соответствии с алгоритмом и устройством планировщика (кооперативная или вытесняющая многозадачность). Большинство современных ОСРВ учитывают приоритет нитей (задаётся программистом).

Во-вторых, виртуальные таймеры, их поддержка позволяет вызывать нити в определённые промежутки времени без задействования аппаратных таймеров. Виртуальных таймеров может быть значительное количество, в то время как количество аппаратных таймеров ограничено.

Во-третьих, операционная система предоставляет средства для синхронизаций между нитями: семафоры бинарные, циклические, группы событий (Event Group), мьютексы, очереди и другие.

В-четвёртых, использование ОСРВ улучшает читабельность и наглядность программного кода и повышает удобство написания программы командой разработчиков.

В разрабатываемой системе применение ОСРВ обусловлено необходимостью дальнейшего расширения.

ОСРВ является частью исходных кодов ПО, таким образом её нельзя установить или удалить во время использования микроконтроллера. Обычно используемый структурный подход подразумевает последовательный вызов функций, решающих задачу. При написании программ с ОСРВ вместо функций используются нити, код каждой выполняется либо в бесконечном цикле, либо в конце работы нить вызывает удаление себя из памяти.

ОСРВ требует от МК много памяти: система размещает в RAM свои внутренние переменные; размещает создаваемые задачи (их текущее состояние, адрес возврата, внутренние таймеры и др.), система занимает место и в программной памяти.

Если к запуску готово несколько нитей, ОСРВ переключает их, выдавая машинное время и ресурсы по очереди, обычно – с учётом приоритетов. Готовая к выполнению нить с высшим приоритетом захватит ОСРВ до той поры, пока не изменит своё состояние, что может привести к нежелательным эффектам.

ОСРВ требует для себя системного времени. Поиск самой важной из готовых к выполнению задач не происходит мгновенно, чем больше задач, тем дольше будет выполняться поиск. Это следует учитывать при проектировании программы.

При переносе программы на другую архитектуру необходимо портировать на ней используемую ОСРВ.

Существует проблема доверия к коду операционной системы, особенно при использовании ОСРВ в жизненно важных областях.

Существуют множество систем ОСРВ: Amazon FreeRTOS, TI-RTOS, uClinux, VxWorks, FreeRTOS. Их преимущества и недостатки рассмотрены в литературе [6, 7]. Лучшими характеристиками для проекта обладает FreeRTOS. FreeRTOS имеет следующие положительные стороны: свободная лицензия MIT; портирована на большое количество микроконтроллеров; мощный функционал; существуют различные дополнительные библиотеки; хорошая документация. Среди недостатков стоит отметить, что в отсутствии готовой сборки для данного МК, необходим сложный процесс портирования.

Структура программного обеспечения

Проект условно можно разделить на четыре части: инициализация, нити, средства взаимодействия нитей, прерывания.

Инициализация выполняется в начале программы, при запуске системы, единожды. Инициализируются контроллеры всех используемых интерфейсов: SPI, I2C, USART, GPIO, прерываний, счётчики-таймеры; инициализируется работа с файловой системой, открывается файл для записи. В конце инициализации создаются нити, часть из них запускается, часть из них приостанавливается, чтобы быть запущенными в нужный момент.

Ниже представлено описание важных нитей (задач).

vPollingFromButt\_ib занимается опросом клавиатуры управления сервомашинками, запускается вначале, прекращается после срыва чеки;



vFlighServo запускает исполнительные механизмы в нужный момент, запускается после срыва чеки, прекращается после выполнения цикла управления механизмами;

vADCStart работает с датчиком дифференциального давления, сохраняет результат в буфер, запускается после срыва чеки;

vFatFsWrite записывает информацию из буферов в карту памяти, запускается после срыва чеки;

vCCWrite записывает информацию из буферов в трансивер, запускается после срыва чеки;

Каждая нить решает свою задачу, но также у нитей существуют общие ресурсы, поэтому в программе используются средства взаимодействия: кольцевые буферы, группы событий и др. Основной вопрос взаимодействия в системе возник между нитями vCCWrite и vFatFsWrite, они читают одни и те же данные. Так как данные постоянно приходят новые, прочитанное необходимо удалить. Однако нити работают с разными скоростями. Это заставляет либо использовать две очереди, либо не использовать очереди вовсе.

Одно из возможных решений экономит память. Обе нити используют один и тот же кольцевой буфер. Данные заносятся по индексу idxIN, считываются нитью vFatFsWrite по индексу idxOUT\_SD и нитью vFatFsWrite по индексу idxOUT\_CC. Главное, чтобы скорость записи не превысила скорость чтения, это необходимо закладывать при разработке ПО. Учитывая скорость выдачи данных модулем навигации был задан необходимый размер кольцевого буфера с некоторым запасом.

В ситуации нескольких кольцевых буферов (под каждый источник данных свой) происходит хаотичная передача пакетов данных. Например, может быть передан пакет местоположения и ещё один пакет местоположения, а затем уже результат АЦП. Это вызывает необходимость пометить принадлежность данных к тому или иному источнику. Однако есть и преимущество, если какой-либо пакет не может прийти в принципе (например из-за поломки датчика), работоспособность системы не будет нарушена. Это ценное свойство в бортовой системе сбора данных и управления моделью ракеты.

Приём данных с GPS реализован с помощью прерывания, это позволяет гарантированно принять важные данные. Результат передаётся в кольцевой буфер.

При разработке ПО для обмена данными между нитями использовались кольцевые буферы. Принцип работы кольцевого буфера поясняет рисунок ниже.

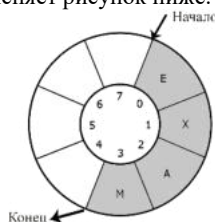


Рис. 8. Модель кольцевого буфера

Кольцевой буфер позволяет организовать поток данных между асинхронными по отношению друг к другу нитями - например, между получением данных от модуля АЦП и отправкой этих данных во вне, а также между обработчиком прерывания и основной программой.

Кольцевой буфер – это участок в памяти, имеются две переменных, указывающих на начало и на конец. Кольцевой буфер удобен тем, что очень просто производить заполнение буфера, проверку наличия данных в буфере, выборку данных из буфера. Слабое место проявляется, когда скорость записи превышает скорость чтения. Программист может предусмотреть один из следующих вариантов: начать затирать старые данные или остановить запись, установить программный флаг о переполнении.

Размер буфера задаётся произвольно, но обычно кратно степени двойки для быстрого манипулировать индексами. Максимально удобны буфера размером 256 байт – в этом случае маску при операциях с переменными-указателями уже накладывать не надо, код получается в этом случае максимально быстрый и компактный. Кольцевой буфер удобен для случаев, когда имеется один отправитель и несколько получателей, но нужно иметь для каждого получателя отдельный индекс. Кольцевой буфер не очень удобен для случаев, когда имеется несколько отправителей и один получатель, тогда при выборке информации из буфера необходимо правильно её сортировать. Если задан только один получатель и только один отправитель, то кольцевой буфер обеспечивает быстрдействие и простоту реализации. В бортовой системе для формирования пакета передачи (см.

таблицу 1) опрашивается несколько кольцевых буферов. Это не очень удобно, в дальнейшем планируется использование флажкового буфера или очередей ОС [12].

#### **Блок питания**

Для питания используется разделение на цифровую и на силовую части. К силовой части относится цепь питания сервомашин, которые при своей работе создают помехи в цепи, это может вызвать сброс микроконтроллера, неправильные измерения. К тому же им требуется повышенное по сравнению с цифровой частью питание: от 5 В. Поэтому при разработке печатной платы рекомендуется применить гальваническую развязку. Неочевидное следствие этого приёма – инверсия управляющих сигналов сервомашин, что должно быть учтено при программировании. Для обеспечения безотказной работы в условиях ударных нагрузок контакты аккумуляторов могут быть приварены, но это снизит универсальность. В качестве альтернативы может использоваться подпружиненный разъём, но возможен дребезг контакта; в качестве контрмеры предлагается подключить конденсатор параллельно питанию [11].

Под цифровой частью будем понимать цепи компонентов, приведённых в таблице 2. Питание цифровой части осуществляется от аккумулятора цифровой части. Расчёт показывает, что при ёмкости аккумулятора 1,1 А·ч цифровая часть сможет работать более пять часов.

Таблица 2. Потребление цифровой части

Компонент	Макс. ток, мА
ATmega128 (микроконтролер)	40
SD карта (чёрный ящик)	15
MPU-9250 (ориентация)	3,5
ML8088sE (местоположение)	60
MPX5100DP (дифференциальный датчик давления)	7
СС1125 (приёмопередатчик)	56
Оптроны (для передачи сигнала силовой части), работают секунды	30
Итого	182

В проекте используется батарейное питание. Оно должно обеспечить требуемое время работы, соответствие габаритам и предельно допустимой массе ракеты. Имеет смысл проектировать бортовую электронику таким образом, чтобы позволить эксплуатировать разные типы аккумуляторов: LiFePo4, Li-po и другие. Это обеспечивает универсальность и удобство. Наиболее перспективными нам видятся LiFePo4 аккумуляторы. Они имеют напряжение до 3,5 В, хорошо сохраняют его при разряде, а также имеют самое большое количество циклов перезарядки; из недостатков стоит отметить невысокий ток разряда.

#### Заключение

Целью работы является разработка бортовой системы сбора данных и управления моделью ракеты типа TSR, разработанной студентами Самарского университета для участия в C'Space.

В процессе был проведен системный анализ объекта, разработана структурная схема системы. При её разработке предложено использовать последовательные интерфейсы и интеллектуальные средства ввода, вывода информации.

Анализ алгоритмов обработки показал, что с увеличением количества периферийных устройств и исполнительных устройств необходимо применение резидентной ОСРВ FreeRTOS.

Выбраны технические средства для реализации системы.

Разработано ПО, написанное на языке высокого уровня Си, с использованием компилятора GCC.

Модель системы, состоящая из основных, базовых элементов отлажена в среде моделирования Proteus. В процессе моделирования доказана работоспособность основных компонентов и ПО в целом.

Анализ результата моделирования показал, что ресурсы использованного МК по объёму памяти программ и данных выбраны почти полностью. Таким образом при дальнейшем развитии системы предполагается использовать 32-х разрядный МК с большим объёмом памяти. Результаты могут быть использованы в проектах одноступенчатых ракет и во вторых ступенях ракет типа TSR.

#### Библиографический список

1. Черняев А.Г. Электроника студенческой ракеты [Текст] // Приборостроение в XXI веке – 2016. Интеграция науки, образования и производства: сб. материалов XII Междунар. научн. –техн. конф. (Ижевск, 23–25 нояб. 2016 г.). Ижевск: Изд-во ИжГТУ имени М.Т. Калашникова, 2017. – С. 121–130.
2. Ракетный двигатель высокой мощности [Электронный ресурс] // Cesaroni technology. – Электрон. дан. – URL: <http://www.pro38.com/products/pro75/motor/MotorData.php?prodid=2486K510-P> (дата обращения: 14.11.2016).
3. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока [Текст] // М.: Машиностроение, 1972. 332 с.
4. An Introduction to Air Density and Density Altitude Calculations [Электронный ресурс] // Richard Shelquist. Электрон. дан. – URL: [http://wahiduddin.net/calc/density\\_altitude.htm](http://wahiduddin.net/calc/density_altitude.htm) (дата обращения: 01.06.2017).
5. Косенко С. Новая серия датчиков дифференциального давления от omron [Текст] // «Вестник Электроники», №2, 2014 – С. 44–50.
6. Червяков М.В. Операционная система для встраиваемых систем на базе 8-разрядных однокристалльных микроконтроллеров [Текст]: диплом. проект. Самарский государственный аэрокосмический университет, Самара, 2012.
7. Чуфырев А. Е. Технический обзор особенностей операционной системы реального времени TI-RTOS [Текст] // Juvenis scientia. 2016 г. – 1. – стр. 3–7.
8. Linx. ANT-433-HEATH Data Sheet [Электронный ресурс] // linxtechnologies. Электрон. дан. – URL: <http://www.linxtechnologies.com/resources/data-guides/ant-433-heth.pdf> (дата обращения: 1.03.2017).

9. Рутледж Д. Энциклопедия практической электроники [Текст] // ДМК Пресс-е изд. М.: ДМК Пресс. 522 с.

10. Уоллес Р. Максимальная дальность связи по радиоканалу в системе: как этого добиться [Текст] // Новости Электроники, № 12, Дек 2015. С. 3–13.

11. Кумарин А.А. Применение суперконденсаторов в качестве промежуточного хранилища энергии в системе энергоснабжения наноспутника [Текст] // Материалы секции «Промышленная электроника» 53-й международной научной студенческой конференции. Новосибирск, Россия, 2015. – С. 15.

12. Курниц А. FreeRTOS. Взгляд изнутри. Алгоритм работы планировщика [Текст] // Компоненты и технологии, Т. 6, № 143, 2013. С. 89-94.

УДК 921.543.21

**УТОЧНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ, В КОТОРОЙ ПРИМЕНЯЮТСЯ ЛЕТНЫЕ ПАРТИИ ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЙ, ПРОШЕДШИЕ ВЫБОРОЧНЫЕ ИСПЫТАНИЯ НА ДОЗОВЫЕ ЭФФЕКТЫ**

*Е.А. Шангина, Ю.В. Максимов, В.Е. Патраев*

*АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева»*

Проектирование бортовой аппаратуры современных КА сопровождается применением аппарата и методологии проектных анализов по обеспечению надежности, включающих: функциональный анализ; анализ (расчет) надежности; анализ видов, последствий и критичности отказов; анализ нагрузок на комплектующие элементы; анализ ресурса и сохраняемости; анализ худшего случая; анализ безопасности.

Основным показателем надежности БА является безотказность в течение требуемого САС КА. Методология расчета надежности БА по моделям безотказности, применяемая разработчиками БА, базируется на хорошо проработанных структурных методах расчета надежности [1], исходными данными для которых являются:

- время работы элемента;
- справочная эксплуатационная интенсивность отказов элементов в активном режиме и в режиме хранения (без учета влияния факторов космического пространства);
- количество работающих элементов, определяющих работоспособность всей схемы, и количество резервных элементов.

Алгоритм поэтапного расчета проектной надёжности БА имеет вид

$$P_{ЭРИ_i} \rightarrow P_{ФУ}(t) \rightarrow P_{блок}(t) \rightarrow P_{БА}(t), \quad (1)$$

где:  $P_{ЭРИ_i}$  – надёжность (интенсивность отказов) комплектующих ЭРИ  $i$ -го типа;  $P_{ФУ}(t)$  – ВБР функциональных устройств за время  $t$ ;  $P_{блок}(t)$  – ВБР блоков за время  $t$ ;  $P_{БА}(t)$  – ВБР БА за время  $t$ .

Основой надёжности БА являются ЭРИ. Надёжность ЭРИ БА определяется коэффициентной моделью [ 2 ]

$$P_{ЭРИ_i} = \lambda_{Э_i} = \lambda_{б.с.г.} K_p K_{ПР} K_{Э} K_{итц}; \quad (2)$$

где:  $\lambda_{б.с.г.}$  - исходная (базовая) среднегрупповая интенсивность отказов типа (группы) ЭРИ, приведенная к условиям номинальной электрической нагрузки при температуре окружающей среды 25°C;  $n$  – количество ЭРИ определенного типа;  $\lambda_{Э_i}$  – эксплуатационная интенсивность отказов  $i$  – го ЭРИ определенного типа;  $t$  – время работы ФУ, блока, БА по целевому назначению в составе КА;  $K_{ПР}$  – коэффициент приемки;  $K_p$  – коэффициент режима;  $K_{Э}$  – коэффициент эксплуатации;  $K_{итц}$  – дополнительный к нормативным коэффициент, учитывающий объем дополнительных испытаний летных партий ЭРИ в ИТЦ перед комплектацией в летные образцы БА и повышение надежности летных партий ЭРИ, прошедших дополнительные испытания, за счет отсеивания потенциально ненадежных ЭРИ [3]. К дополнительным испытаниям относятся проводимые в ИТЦ

дополнительные отбраковочные испытания (ДОИ), диагностический неразрушающий контроль (ДНК) и выборочный разрушающий физический анализ (РФА).

Анализ причин отказов ЭРИ в составе БА КА предыдущего поколения со сроками активного существования 5÷7 и 10 лет выявил существование обусловленных дозовыми эффектами ранних отказов, которые не были предотвращены резервированием, а также предварительным проведением разрушающего физического анализа и дополнительными отбраковочными испытаниями летных партий ЭРИ на термоэлектрические воздействия в специализированных испытательных технических центрах.

По результатам исследований причин радиационных отказов ЭРИ в составе БА сформулированы задачи, решение которых необходимо в целях комплексного обеспечения надежности и радиационной стойкости БА путем разработки расчетной модели надежности БА с учетом влияния ИИКП и организации дополнительных испытаний на дозовые эффекты для критичных ЭРИ летных партий с учетом реальных электрических режимов ЭРИ в составе БА в условиях, максимально приближенных к натурным для уточнения проектного радиационного запаса каждого критичного ЭРИ в составе БА.

Выборочные испытания летных партий ЭРИ проводятся в испытательном центре Института неразрушающего контроля Национального исследовательского Томского политехнического университета

По результатам анализа и экспериментальных исследований выявлено, что отказы могут быть обусловлены снижением радиационной стойкости ниже нормы ТУ из-за неконтролируемых вариаций технологии изготовления ЭРИ одного и того же типа на некоторых заводах-изготовителях и недоучетом влияния эффекта низкой мощности дозы при сертификационных испытаниях из-за неспособности типовых испытаний, проводимых по базовым методикам, обнаруживать эффект увеличения необратимости радиационных изменений критериальных параметров ЭРИ в условиях низкоинтенсивного облучения.

Влияние экспериментально подтвержденной стойкости летных партий ЭРИ к дозовым эффектам на их надёжность посредством коэффициента влияния ИИКП ( $K_{III}$ ) не учитывается в математической модели (2) эксплуатационной интенсивности отказов ЭРИ и, как следствие, в моделях аналитической оценки надёжности БА [4]. На практике это приводит к занижению реальных характеристик безотказности БА, укомплектованной ЭРИ, чья фактическая радиационная стойкость не только подтверждена результатами выборочных испытаний на дозовые эффекты, но и выше нормативных требований.

Учитывая, что в АО «ИСС» в процессе создания находятся перспективные космические аппараты связи и ретрансляции нового тяжелого класса с ужесточенными требованиями к показателям надёжности данный фактор необходимо учитывать. В связи с этим на этапах проектирования возникает необходимость в решении ряда задач обеспечения надёжности БА космических аппаратов, к которым можно отнести разработку методов уточнения аналитической оценки надёжности БА космических аппаратов с учетом выборочных испытаний, подтверждающих стойкость летных партий ЭРИ к дозовым эффектам и применения понижающего коэффициента  $K_{III}$

Наиболее критичными ЭРИ с максимальной чувствительностью к радиационным воздействиям являются активные элементы в виде ИМС различного исполнения и различной сложности.

Влияние и возможность учета нормативного коэффициента  $K_{III}$  при определенной величине дозы ионизирующего излучения для ИМС отражена в справочнике [2]. При этом внесенная в справочник интенсивность отказов с коэффициентом ионизирующих излучений  $K_{III} (\geq 1)$  имеет зависимость близкую к линейной и отражает результаты испытаний сравнительно больших генеральных совокупностей различных видов ИМС по различным планам испытаний и учитывает влияние воздействующих ионизирующих излучений естественного и искусственного происхождения на надёжность ЭРИ.

В ряде случаев при отсутствии статистических данных об указанном воздействии, что имеет место на практике,  $K_{III} = 1$ , но для конкретных летных партий ЭРИ как части генеральных совокупностей, подвергнутых выборочным испытаниям на дозовые эффекты по определенной методике, и показавших свою повышенную радиационную стойкость по сравнению с ТУ, данный коэффициент может иметь понижающий характер, т.е.  $K_{III} < 1$ , с количественным трендом, аналогичным [2]. Для такого случая в таблице приведены количественные значения коэффициента

Кии, полученные с применением метода обратной экстраполяции от известных значений. В этой же таблице приведены данные по ВБР реального КА, отражающие запас безотказности при фактической стойкости ЭРИ к различным дозам ИИКП.

Таблица 1

Доза, крад	0-10	15	20	30	40	50	60	70	80	100
Кии	1	0,992	0,935	0,932	0,9	0,867	0,835	0,802	0,77	0,705
РКА (ТАС=5ЛЕТ)	0,828	-	-	-	0,843	-	-	-	-	0,876

Из таблицы следует, что запас безотказности КА может быть существенно выше, если он укомплектован партиями ЭРИ, имеющими фактическую радиационную стойкость, превышающую нормы ТУ на ЭРИ. Например, если все ЭРИ летных партий имеют нормативную стойкость 40 крад, а результаты выборочных испытаний на дозовые эффекты показали фактическую стойкость 100 крад, то выигрыш (запас) по безотказности составит 0,033, что на этапе проектирования имеет большое значение в плане обеспечения жестких требований по надёжности КА.

Полученные значения  $K_{III}$  носят прогнозный характер. На данном этапе работ они являются промежуточным результатом и подлежат уточнению на последующих этапах исследований после оценки эксплуатационной надёжности КА укомплектованной партиями ЭРИ, радиационная стойкость которых превышает нормативные требования.

Развитие методов поэтапного обеспечения надёжности БА КА длительного функционирования должно проводиться с учетом оценки радиационной стойкости лётных партий ЭРИ, которые комплектуют БА, к дозовым эффектам и влияния ионизирующего излучения на надёжность ЭРИ [5],[6].

Корректирующая (уточняющая) модель надёжности ЭРИ БА с учетом дополнительных испытаний лётных партий ЭРИ в ИТЦ и радиационной стойкости ЭРИ к дозовым эффектам, отличается от исходного выражения (2) уточнённой надёжностью комплектующих ЭРИ и принимает вид:

$$P_{ЭРИ_i} = \lambda_{э_i} = \lambda_{б.с.э.и} K_p K_{IP} K_{Э} K_{итц} K_{III}; \quad (3)$$

где:  $K_{III}$  – коэффициент влияния ионизирующего излучения на надёжность ЭРИ.

Модель (3) является корректирующей, потому что она предусматривает, по сравнению с исходной моделью (2), изменение состава применяемых на практике поправочных коэффициентов путем использования коэффициента  $K_{III}$ .

Анализ надёжности и технического состояния КА разработки АО «ИСС» показал, что поэтапное внедрение предложенной в данной работе практики испытаний ЭРИ лётных партий на дозовые эффекты и уточнённой модели оценки надёжности БА способствовало уменьшению или полному прекращению после 2012 года количества классифицированных отказов ЭРИ в БА из-за не обеспечения требуемой стойкости ЭРИ к ИИКП (например на КА ГЕО-ИК2) №12 по сравнению с КА №11, КА «Луч-5Б», Луч-5В» по сравнению с КА «Луч-5А), КА «Экспресс-АМ» с №33 по сравнению с КА «Экспресс-АМ» ранней серии (№№22,1,2,3)..

#### Библиографический список

- ГОСТ 27.301-95. Расчет надёжности в технике. Расчет надёжности. Основные положения. М.: Изд-во стандартов, 1995, 138с.
- Справочник «Надёжность ЭРИ». М.: Изд. 22 ЦНИИИ МО, 2006.
- Федосов В.В. Повышение надёжности радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов при применении электрорадиоизделий, прошедших дополнительные отбраковочные испытания в специализированных испытательных технических центрах / В.В. Федосов, В.Е. Патраев. М: Научтехлитиздат. «Авиакосмическое приборостроение». 2006. №10. С. 50–55.
- Меньшиков В. А. Контроль качества космических аппаратов при отработке и производстве. Оптимизация и управление рисками / В. А. Меньшиков, В. Б. Рудаков, В. Н. Сычев. М.: Машиностроение – Полет, 2009, 400 с.
- Испытания электронных компонентов из лётных партий к дозовым эффектам для гарантии стойкости бортовой аппаратуры космических аппаратов / В.М. Зыков, Ю.В. Максимов, И.А.

Максимов и др. // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. ак. М.Ф. Решетнева. Том 16, №4, 2015, С. №881-891

6. Максимов Ю.В., Зыков В.М. Оценка разброса стойкости электронных компонентов к дозовым эффектам от партии к партии и внутри партии на гамма-комплексе «Радиян» / ВАНТ Серия: физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру, 2014, вып. 1, С. 69-7

7. Проведение комплекса работ по повышению надежности эксплуатируемых космических комплексов связи, телевидения и ретрансляции, их составных частей и изделий в 2014 г.: отчет по ОКР «Надёжность КА и СВ» / АО «ИСС»; рук. Роскин С. М.; отв. исполн.: Максимов Ю. В. Железногорск, 2014. – 215 с. – OT510-8235-14.

УДК 669.713

## **ОБЗОР ВОЗМОЖНОСТИ СТАРТА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ С БОЛЬШОЙ ГЛУБИНЫ**

*А. А. Шибаева*

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

### **Введение**

Темой данной статьи было выбрано исследование возможности старта ракеты с больших глубин. Данная тема выбрана потому что, на современном этапе развития стратегических ядерных средств подводного базирования все более актуальным становится возможность страта ракеты с большой глубины. Часто в конструкции ракеты для облегчения участка подводного движения используется кавитатор.

Тема выбрана так как положительный эффект от использования кавитатора на подводном участке движения баллистической ракеты не очевиден и требует дополнительных исследований. На первом этапе научно-исследовательской работы предлагается исследовать актуальность работы и произвести обзор современных методов расчёта подобных конструкций.

Исследование актуальности произведено путем поиска ранее предложенных вариантов подобных конструкций. Произведён обзор современных методов исследования в тематической литературе, проведены предварительные расчёты.

### **1. Исследование актуальности работы**

Уже в середине 50-х годов стало ясно, что пуск баллистических ракет из надводного положения резко снижал скрытность и боевую устойчивость подводных лодок. В 1956 году была начата разработка ракеты Поларис с запуском с подводной лодки из подводного положения. А уже в сентябре 1958 года были проведены пуски с борта атомной подводной ракетной лодки «Джордж Вашингтон». Было положено начало подводной гонке вооружений, венцом которой стало появление сравнимых комплексов ПЛАРБ с БРПЛ «Трайидент» в США и «Тайфун» (Д-19/Р-39) в СССР.[2]

10 сентября 1960 года – впервые в СССР подлодка Северного флота произвела пуск баллистической ракеты из подводного положения. Стрельбу выполнила подводная лодка Б-67 ПВ-61 проекта, командовал которой капитан второго ранга Вадим Константинович Коробов.

В СССР работы по созданию баллистической ракеты для подводных лодок (БРПЛ) с подводным стартом начинались не на пустом месте - проработка вопросов, связанных с тематикой подводного старта ракеты, была задана ещё в 1955 году. 3 февраля 1955 года вышло постановление Правительства о начале исследований по подводному старту ракеты Р-11ФМ. Работы по ракете были поручены ОКБ-10 НИИ-88 под руководством главного инженера Е. В. Чарнко. Разработка бортовой, стендовой и корабельной систем управления была поручена СКБ-626, главный конструктор Н. А. Семихатов. Работы по исследованию физики явлений, имеющих место при подводном старте, были разбиты на три этапа. На первом этапе производились бросковые пуски макетов, имитирующих ракету Р-11ФМ, из неподвижной погруженной шахты. На втором этапе производились пуски макетов с движущейся переоборудованной подводной лодки. На третьем, заключительном этапе, производились прицельные стрельбы на полную дальность с борта подводной лодки. Для бросковых испытаний были созданы два типа макетов — с твердотопливным и жидкостным ракетными двигателями, соответственно. 23 января 1958 года вышло постановление правительства о переоборудовании лодки Б-67 по проекту ПВ-611 для запуска опытных баллистических ракет с подводным стартом. К июлю 1958 года ракета Р-11ФМ была доработана для подводного старта и получила индекс С4.7. Первый пуск ракеты С4.7 с борта Б-67 состоялся в августе 1959 года на Белом море. Пуск закончился неудачей. За пусками велось наблюдение с помощью судна «Аэронавт». С лодки на поверхность шёл кабель-трос к плотнику

с антенной. С помощью неё и осуществлялась связь в диапазоне УКВ с наблюдательным судном. Был дан сигнал на старт. Аппаратура лодки просигнализовала, что ракета ушла. Однако с борта «Аэронавта» старта не наблюдали. Лодка всплыла, открыли шахту, и стоявшая в ней ракета самопроизвольно стартовала. Следующая попытка была осуществлена (снова неудачно) 14 августа 1960 года - в процессе заполнения шахты водой из-за заводского дефекта в системе ракету сбросило со стартового стола и была утеряна головная часть. Первый в СССР успешный подводный старт баллистической ракеты С4.7 состоялся 10 сентября 1960 года, через 40 дней после первого подводного пуска американской ракеты Polaris A-1 20 июля 1960 года.



Рис.1. «Подводный старт баллистической ракеты»

Тема подводного старта баллистической ракеты исследуется с середины 50-х годов, за это время выпущено множество статей и литературы, освещающей данные вопросы.

На основании данных статей можно судить о том, что в области исследования ракет с подводным стартом ведутся активные работы, что позволяет судить об актуальности моей работы.



Рис.2. «Подводная ракета»

## 2. Обзор современных методов расчета

В представленных источниках, была найдена информация о гидроаэродинамических расчетах двухсредных летательных аппаратов.

Сложная проблема создания двухсредного летательного аппарата неразрывно связана с решением трудных задач гидроаэродинамического проектирования. Высокий уровень показателей эффективности во многом зависит от удачного выбора гидроаэродинамической схемы аппарата и ее характеристик. На этапах предварительного проектирования зачастую получение данных характеристик не представляется возможным. В этом случае при выборе гидроаэродинамической схемы аппарата используют различные методы приближенного расчета, либо корректируют имеющиеся гидроаэродинамические данные аппарата-прототипа.

Процесс движения двухсредного летательного аппарата связан с изменением режимов обтекания в водной и в воздушной средах, а также на границе этих сред. Гидроаэродинамические характеристики ЛА претерпевают при этом существенные изменения. Кроме того, движению



двухсредного аппарата в каждой из сред сопутствуют дополнительные эффекты. В частности, сплошное обтекание в водной среде может частично или полностью перейти в кавитационное; движение аппарата в воздушной среде, находится под влиянием эффекта близости свободной поверхности воды.[1]

Влияние этих эффектов на гидроаэродинамические характеристики планера двухсредного ЛА трудно поддается аналитическому анализу, а постановка эксперимента технически и в силу различных причин не всегда возможна и оправдана. Использование в этих случаях приближенных методов расчета является не только вполне осуществимым, но зачастую и единственным приемлемым средством достижения решения задач проектирования аппаратов.

Ниже изложены приближенные методы расчета коэффициентов гидроаэродинамических параметров схемы двухсредного летательного аппарата.

Поскольку движение двухсредного ЛА осуществляется последовательно в двух средах, то и расчет коэффициентов гидроаэродинамических сил и моментов производится отдельно для каждой среды.[1]

## 2.1 Способы старта баллистических ракет морского базирования

### 2.1.1. Инерционный старт

Осуществляется за счет, получаемой ракетой кинетической энергии, создаваемой давлением газа порохового аккумулятора давления, выбрасывающего ракету из шахты подводной лодки.

Расчет инерционного старта:

$$m \frac{dV}{dt} = -X + A - mg$$

где, X-сила лобового сопротивления ракеты в воде, A-сила Архимеда.

Примем, что сила Архимеда равна произведению  $mg$ , тогда

$$m \frac{dV}{dt} = -X$$

$$mdV = -Xdt$$

$$dV = -\frac{Xdt}{m}$$

$$\int_{V_0}^V dV = -\frac{X}{m} \int_0^t dt$$

$$V - V_0 = -\frac{X}{m} t$$

Отсюда следует, что t будет равен:

$$t = -(V - V_0) \frac{m}{X}$$

$$V = V_0 - \frac{X}{m} t = \frac{dh}{dt}$$

Таким образом мы нашли скорость движения ракеты на подводном участке.

Глубина старта баллистической ракеты:

$$h = V_0 t - \frac{X}{2m} t^2$$

Тогда лобовое сопротивление ракеты в воде будет равно:

$$X = 0,5 c_x \rho V^2 S$$

### 2.1.2. Старт ракеты с использованием силы Архимеда

За счет создания на ракете дополнительных объемов, заполненных газом, ракета приобретает положительную плавучесть, создающую подъемную силу, выталкивающую ее на поверхность воды.

#### 2.1.3. Старт ракеты из всплывающего контейнера

Ракета поднимается на поверхность в контейнере, в котором содержалась до старта. Движение контейнера осуществляется за счет двигателя, размещаемого на нем.

#### 2.1.4. Старт ракеты на собственном двигателе

Работает двигатель первой ступени ракеты. Его тяга выводит ракету на поверхность воды. Однако при этом расходуется топливо первой ступени ракеты, что приводит к уменьшению дальности полета ракеты.

Расчеты способов старта описанных в главах 2.1.2-2.1.4, подробно изложены в источнике [1] в главе 6 (Гидроаэродинамический расчет двухсредного летательного аппарата), страница 186.

### 2.2 Кавитационное обтекание

Течения жидкости со свободными границами принято называть кавитационными. Кавитация, полностью охватывающая аппарат, называется развитой кавитацией. В этом случае сопротивление аппарата примерно на порядок меньше, чем при сплошном обтекании. Искусственная кавитация может быть образована при любых глубине и скорости движения аппарата.

Кавитационный режим обтекания может быть организован с помощью кавитатора, путем нагрева корпуса аппарата, разложением набегающего потока воды на парогазовую смесь. С технической точки зрения наиболее доступным является способ образования и поддержания развитой кавитации с помощью кавитатора и нагнетания в пограничный слой нерастворимых в воде газов.

Сопротивление аппарата, движущегося в условиях развитой кавитации, в общем случае можно разложить на составляющие:

1. Сопротивление кавитатора
2. Сопротивление, возникающее при замыве кормовой части (на балансировочном режиме) корпуса
3. Сопротивление, вызванное захватом воды водозаборниками энергосиловых установок
4. Донное сопротивление

При движении аппарата с работающим ракетным двигателем донное сопротивление обычно не рассматривают.

Гидродинамическое сопротивление аппарата, движущегося в режиме развитой кавитации, можно определить по формуле:

$$X = \frac{m_a g}{K_k} + \frac{C_n S_k \rho V^2}{2} + \rho V \dot{Q}_B$$

где  $m_a$  - масса аппарата,  $K_k$  - гидродинамическое качество кормовой части,  $S_k$  - площадь миделя кавитатора,  $\dot{Q}_B$  - объемный расход воды через водозаборные устройства энергосиловых установок,  $C_n$  - коэффициент сопротивления кавитатора.

Величина  $S_x$  кавитатора определяется по таблице, приведенной в источнике [1], на странице 193.

Из расчетов, проведенных ранее, получаем величину  $S_x$  равную:

$$C_x = \frac{0,02 P_m \mu g}{K_k V^2} + \frac{1,17 C_n \left(1 + \frac{2\delta}{d_a}\right)^2}{1 + \frac{1}{\sigma}} + 2 \frac{\dot{Q}_B}{S_m V}$$

Таким образом, зная значение величины  $S_x$ , мы можем вычислить глубину старта ракеты и значение скорости выхода ракеты из шахты подводной лодки, чтобы она могла пройти подводный участок и выйти на поверхность с большой глубины, с достаточной для дальнейшего движения скоростью. Более подробные расчеты и описания, были найдены в источниках [1] и [2].

Задачу, поставленную в этой работе, считаю выполненной. Актуальность работы была исследована, а изучив, приведенную в данном отчете литературу, был составлен обзор современных методов расчета.

#### Библиографический список

1. Белов Г.В. Проектирование двухсредных летательных аппаратов.
2. Дегтярь В.Г., Пегов В.И. «Гидродинамика баллистических ракет подводных лодок: Монография»

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЁХСЛОЙНЫХ СТЕКЛОПЛАСТИКОВЫХ С ПЕНОПЛАСТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК ПРИ ЛОКАЛЬНОМ НАГРУЖЕНИИ ЧЕРЕЗ ШПАНГОУТ***М. В. Шиврин**Научный руководитель - д.т.н., профессор Л. Г. Сухомлинов**ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»,*

Трёхслойные оболочки из композитных материалов с лёгким наполнителем широко применяются в качестве элементов конструкций изделий ракетно-космической техники. К таким конструкциям относятся: сухие отсеки, головные обтекатели, транспортно-пусковые контейнеры ракет-носителей. Как правило, такие трёхслойные оболочки имеют силовое подкрепление в виде шпангоутов, которые в процессе эксплуатации могут подвергаться воздействию сосредоточенных нагрузок (радиальных и осевых сил, изгибающих моментов). Именно данный тип нагружения трёхслойных стеклопластиковых оболочек с пенопластовым наполнителем, подкреплённых шпангоутами, будет рассматриваться в статье.

В работах [1–3] уделяется внимание аналитическим методам решения задач прочности локально нагруженных трёхслойных (с лёгким наполнителем) композитных цилиндрических оболочек. Указанный подход основан на применении к рассматриваемой трёхслойной оболочке гипотезы ломаной линии [4] в сочетании с полубезмоментной гипотезой Власова и позволяет получить по перемещениям, а также окружным деформациям результаты, хорошо согласующиеся с экспериментальными данными. Однако, при таком приближенном подходе невозможно установить картину распределения меридиональных деформаций и их уровень в узких зонах краевых эффектов, примыкающих к шпангоутам. Здесь требуется привлечение полной системы уравнений теории трёхслойных оболочек, позволяющей учесть в одинаковой мере соответствующие сдвиговые и изгибные факторы как в окружном, так и в меридиональном направлениях. В такой общей постановке задача расчёта становится затруднительной для решения аналитическими методами. При решении задачи численными методами также существует ряд сложностей. Это, в частности, относится и к методу конечных элементов, широко используемому при прочностных расчётах. В этом случае главной проблемой является проблема верификации числовых результатов, соответствующих упомянутым зонам краевых эффектов. Точных аналитических решений здесь нет. Результаты экспериментов применительно к этим зонам имеют в значительной степени лишь качественный характер.

Решение, соответствующей задачи прочности осуществляем с использованием двух расчётных моделей. Первая модель строится на основе теории трёхслойных оболочек, основанной на гипотезе ломаной линии [4] в сочетании с предположением о несжимаемости наполнителя по толщине. Принятие в таком случае гипотезы ломаной линии фактически означает, что каждый из несущих слоев оболочки рассматривается (при выборе единой для всей оболочки поверхности приведения) как самостоятельная оболочка (однослойная или слоистая), для которой справедливы гипотезы Кирхгофа-Лява и линейный закон распределения перемещений по толщине оболочки. Наполнитель сопротивляется лишь поперечному сдвигу. При этом его сдвиговые деформации постоянны по толщине. Предполагаемая несжимаемость наполнителя означает, что нормальные перемещения постоянны по толщине всего трёхслойного пакета и равны соответствующему перемещению поверхности приведения. При этом, подкрепляющие шпангоуты в модели описываются линейной теорией тонких ортотропных оболочек, основанной на гипотезах Кирхгофа-Лява. Реализованный в виде программы на языке Fortran-90 алгоритм численного решения, следуя [5], включает использование процедуры разложения параметров напряжённо-деформированного состояния и приложенных нагрузок в ряды Фурье по окружной координате  $\alpha_2$ , а также процедуры численного интегрирования (ЧИ) получаемых систем обыкновенных дифференциальных уравнений. Особенность реализованного алгоритма заключается в способе, позволяющем реализовать метод ортогональной прогонки с учётом перехода от дифференциальных уравнений восьмого порядка (на шпангоутах) к дифференциальным уравнениям двенадцатого порядка (трёхслойная оболочка).

Вторая (КЭ) модель строится в рамках конечно-элементного комплекса Abaqus с применением оболочечных четырёхугольных изопараметрических (линейного типа) элементов S4 (применительно к несущим слоям) и объёмных изопараметрических (квадратичного типа) элементов C3D2 (применительно к шпангоутам и наполнителю). В процессе такого построения приходится

преодолевать противоречия, связанные с тем, что деформированное состояние объёмных элементов полностью определяется узловыми перемещениями, а состояние оболочечных элементов - как узловыми перемещениями, так и узловыми поворотами. С использованием средств комплекса Abaqus была обеспечена связь между оболочечными элементами несущих слоёв и объёмными элементами заполнителя. Жёсткая связь шпангоута с оболочечными элементами несущих слоёв при этом была реализована при помощи функции «shell to solid», которая обеспечивает совместность перемещений и поворотов на стыках объёмных и оболочечных элементов. Подтверждение надёжности получаемого численного решения рассматриваемой задачи прочности осуществляем на основе критерия согласованности результатов расчётов с использованием указанных ЧИ и КЭ моделей.

Переходя к заявленным расчётным исследованиям, рассмотрим стеклопластиковую конструкцию (рис.1), представляющую собой трёхслойную цилиндрическую оболочку I (радиусом  $R_0$  и длиной  $L$ ) с несущими слоями толщиной  $t_1$  и  $t_3$  и слоем заполнителя толщиной  $t_2$ , подкреплённую по торцам шпангоутами I и II прямоугольного поперечного сечения с размерами  $b$  и  $h$ . Материал шпангоутов и несущих слоёв оболочки считаем ортотропным. Для его характеристик используем обозначения:  $E_1$ ,  $E_2$  – модули Юнга;  $G_{12}$  – модуль сдвига;  $\nu_{21}$ ,  $\nu_{12}$  – коэффициенты Пуассона такие, что  $\sigma_{12} = G_{12} \cdot \varepsilon_{12}$ ,  $E_1 \cdot \nu_{21} = E_2 \cdot \nu_{12}$ .

В работе [3] экспериментально случай приложения двух радиальных нагрузок величины  $P$  к шпангоуту (оболочке) I. Геометрические параметры конструкции при этом имели вид:  $R_0=185$  мм;  $L=700$  мм;  $t_1=1$  мм;  $t_2=6,5$  мм;  $t_3=1$  мм; размеры поперечных сечений шпангоутов I и II  $b=50$  мм;  $h=8,5$  мм; параметры упругости стеклопластика  $E_1=1,8 \cdot 10^4$  МПа;  $E_2=2,6 \cdot 10^4$  МПа;  $\nu_{21}=0,07$ ;  $G_{12}=0,5 \cdot 10^4$  МПа; сдвиговые характеристики пенопластового заполнителя  $G_{13}=G_{23}=10$  МПа. При построении соответствующей КЭ модели недостающие значения параметров упругости для шпангоутов I и II были доопределены в виде:  $E_3=10 \cdot E_2$ ,  $G_{13}=100 \cdot G_{12}$ ,  $G_{23}=G_{12}$ .

Равномерность распределения каждой из нагрузок  $P$  по участку приложения на внешней поверхности оболочки I (в продольном и окружном направлениях) в ходе эксперимента достигалась использованием резиновых прокладок. Величина  $P$  составляла 1200 Н; размер участка приложения нагрузки в окружном направлении (см. формулы (1), (2)) –  $\alpha_0=0,11$ .

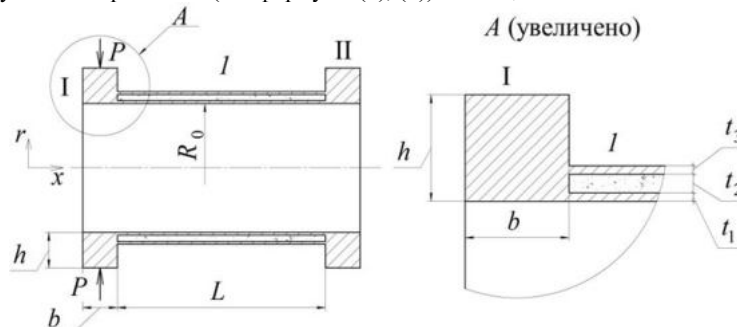


Рис. 1. Схема трёхслойной с лёгким заполнителем стеклопластиковой цилиндрической оболочки с двумя торцевыми шпангоутами

Постановку задачи о напряжённо-деформированном состоянии рассматриваемой конструкции в рамках описанной расчётной схемы осуществляем в ортогональных криволинейных координатах  $\alpha_i$  ( $i=1,2,3$ ). При этом принимаем  $\alpha_1=x$ , где  $x$  – координата вдоль оси вращения  $x$ , отсчитываемая от левого торца каждой оболочки. В качестве  $\alpha_2$  принимаем угловую координату в окружном направлении. Принимаем также  $\alpha_3=z$ , где координата  $z$  отсчитывается в радиальном направлении  $r$ , имея нулевое значение на поверхности приведения оболочки.

Следуя работе [5], формируем систему линейных дифференциальных (с частными производными по  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ ) и алгебраических уравнений, описывающих поведение принятой расчётной модели рассматриваемой конструкции под действием приложенных нагрузок. Указанная система включает в себя соответствующие физические и геометрические соотношения, уравнения равновесия и граничные условия каждой из оболочек I, 1, II конструкции, а также кинематические и силовые соотношения, отражающие совместность работы стыкуемых торцов смежных оболочек.

Для решения сформулированной задачи расчёта напряжённо-деформированного состояния конструкции из последовательно соединённых цилиндрических оболочек I, 1, II воспользуемся процедурой разложения параметров напряжённо-деформированного состояния и приложенных

нагрузок в ряды Фурье по окружной координате  $\alpha_2$ . Подставив подобные разложения в указанные соотношения, получим для каждого номера гармоники  $n$  систему линейных обыкновенных дифференциальных и алгебраических уравнений относительно соответствующих амплитудных значений параметров напряжённо-деформированного состояния. Численное решение краевой задачи для системы обыкновенных дифференциальных уравнений (восьмого порядка в случае оболочек I, II и двенадцатого порядка в случае оболочки 1), получаемой при фиксированном значении  $n$ , осуществляем с использованием процедуры ортогональной прогонки в сочетании с интегрированием методом Кутты–Мерсона на основе алгоритма, представленного в работе [5]. Окончательное решение получаем путём суммирования результатов расчётов для отдельных гармоник.

Будем рассматривать локальные нагрузки, распределение которых в окружном направлении  $\alpha_2$

описывается функцией с периодом  $\pi$ , представляемой на отрезке  $-\frac{\pi}{2} \leq \alpha_2 \leq \frac{\pi}{2}$  в виде

$$f(\alpha_2) = \begin{cases} q_0 & \text{при } -\alpha_0 \leq \alpha_2 \leq \alpha_0; \\ 0 & \text{при } \alpha_0 < |\alpha_2| \leq \pi/2, \end{cases} \quad (1)$$

где  $\alpha_0$  – малая величина, а  $q_0$  – константа, определяемая по известному значению  $Q_0$  приложенной нагрузки и радиусу  $R$  окружности, вдоль которой эта нагрузка распределена, с использованием формулы

$$q_0 = \frac{Q_0}{2 \cdot R \cdot \alpha_0} \quad (2)$$

Разложение указанной функции  $f(\alpha_2)$  в соответствующий ряд Фурье имеет вид

$$f(\alpha_2) = a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \cdot \cos(2 \cdot n \cdot \alpha_2) \quad (3)$$

где

$$a_0 = \frac{2 \cdot q_0 \cdot \alpha_0}{\pi}, \quad a_n = \frac{2 \cdot q_0}{\pi \cdot n} \sin(2 \cdot n \cdot \alpha_0) \quad (4)$$

При построении КЭ-модели рассматриваемой конструкции для описания несущих слоев оболочки 1 (см. рис. 1) были использованы оболочечные элементы (S4) с линейными размерами порядка 5 мм, а для описания заполнителя и шпангоутов I, II – объёмные элементы (C3D8) с размерами в направлениях  $x$ ,  $\alpha_2$ ,  $r$  порядка 4, 5, 3 мм и 0,6, 0,6, 0,25 мм, соответственно. Условие свободного правого торца конструкции (реализованное эксперименте) в КЭ-расчете моделировалось путём введения в расчётную схему фиктивного упругого основания (с пренебрежимо малыми значениями модулей упругости), связанного с указанным торцом.

На рис. 2 представлены расчётные и экспериментальные данные о распределении вдоль оси  $x$  деформаций  $\varepsilon_2^-$ ,  $\varepsilon_2^+$  на внутренней и внешней поверхностях участка I–1 рассматриваемой конструкции при  $\alpha_2=0$ . Цифрами 1 и 2 отмечены кривые, относящиеся к ЧИ модели, а цифрами 3 и 4 – к КЭ-модели. Звездочками и кружками указаны экспериментальные результаты.

Как видно, при использовании вычислительных моделей (ЧИ и КЭ) по окружным деформациям  $\varepsilon_2^-$ ,  $\varepsilon_2^+$  получены близкие результаты, которые в то же время хорошо согласуются с результатами эксперимента. Некоторое различие в зоне правого края оболочки 1 (см. рис. 1), по-видимому, обусловлено тем, что в КЭ-модели (в отличие от ЧИ-модели) было смоделировано условие опирания правого торца конструкции на упругое основание малой жёсткости, а не условие свободного края. Отметим также, что при проведении эксперимента значение радиального перемещения нагруженного шпангоута I при  $\alpha_2=0$  было определено как  $w = -3,75$  мм. Аналогичные значения  $w$  этого шпангоута в ЧИ-модели и КЭ-модели имели  $-3,84$  и  $-3,89$  мм соответственно.

Таким образом, в рассмотренном случае локально нагруженной подкрепленной шпангоутами трехслойной с пенопластовым заполнителем стеклопластиковой цилиндрической оболочки получено хорошее согласование результатов ЧИ и КЭ моделей как между собой, так и с экспериментом. Это относится как к окружным деформациям  $\varepsilon_2$ , так и к радиальным перемещениям  $w$ . В то же время численным моделированием было установлено, что в данном случае меридиональные деформации  $\varepsilon_1$  на порядок меньше окружных. Это говорит о том, что напряжённое состояние рассмотренной конструкции и её прочность полностью определяются уровнем окружных деформаций.

Подобная ситуация обусловлена тем, что нагруженный шпангоут I имеет такую же толщину, как и состыкованная с ним оболочка 1 (см. рис. 1). Другими словами, указанный стык осуществляется без

эксцентриситета. Далее перейдем к исследованию случая эксцентрично подкреплённой трёхслойной оболочки.

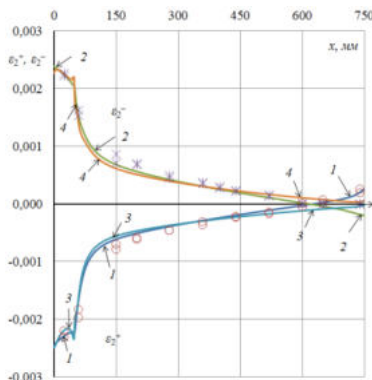


Рис. 2. Распределения вдоль оси  $x$  окружных деформаций  $\varepsilon_2^-$ ,  $\varepsilon_2^+$  на участке I-1, полученные расчётами на ЧИ и КЭ моделях, и по результатам проведённых эксперимента

Итак, будем рассматривать ситуацию, отличающуюся от предыдущей большей толщиной шпангоутов ( $h=25,5$  мм) и большим значением приложенных к шпангоуту I радиальных нагрузок ( $P=10000$  Н). Расчётные исследования применительно к данному случаю были проведены с целью оценить возможности использования расчётных моделей для прогноза значений меридиональных деформаций  $\varepsilon_1$  оболочки 1 в зоне стыка с локально нагруженным шпангоутом. Поскольку для указанной зоны характерно резкое изменение деформаций  $\varepsilon_1$  вдоль оси  $x$ , при построении КЭ-модели было осуществлено дополнительное измельчение сетки оболочечных элементов, размеркоторых вдоль оси  $x$  доводился до величины порядка 0,1 мм.

На рис. 3, 4 представлены полученные путём расчётов результаты по распределению вдоль оси  $x$  меридиональных  $\varepsilon_1^-$ ,  $\varepsilon_1^+$  и окружных  $\varepsilon_2^-$ ,  $\varepsilon_2^+$  деформаций на внутренней и внешней поверхностях оболочки 1 (см. рис. 1) при  $\alpha_2=0$ . Цифрами 1 и 2 отмечены кривые, относящиеся к ЧИ-модели, а цифрами 3 и 4 – к КЭ-модели для случая несжимаемого по толщине заполнителя ( $E_3=2,0 \cdot 10^4$  МПа). Цифрами 3' и 4' обозначены кривые для КЭ-модели, учитывающей сжимаемость заполнителя ( $E_3=20$  МПа). Зависимости параметров  $\varepsilon_1^-$ ,  $\varepsilon_1^+$  от  $x$  представлены лишь на участке  $0 \leq x \leq 100$  мм. За пределами этого участка указанные параметры имеют практически нулевые значения. Кривые 3' и 4' на рисунке 4 не представлены, поскольку учёт сжимаемости не привёл к существенному влиянию на результат расчётов окружных деформаций  $\varepsilon_2^-$ ,  $\varepsilon_2^+$ .

Как видно, при использовании вычислительных моделей (ЧИ и КЭ) распределение как меридиональных, так и окружных деформаций вдоль оси  $x$  имеет близкий характер. Отметим, что максимальное по модулю значение  $\varepsilon_1^- = -0,0038$  меридиональной деформации имеет место на внутренней поверхности оболочки 1. Одновременно здесь достигается и максимальное значение  $\varepsilon_2^+ = 0,0035$  окружной деформации. Также стоит отметить, что ЧИ-модель КЭ-модели (с несжимаемым заполнителем и с учётом его сжимаемости) имеют расхождение пиковых значений меридиональных деформаций  $\varepsilon_1^-$  на величину не превышающую 10 %.

Таким образом, при наращивании в рассматриваемой конструкции толщины шпангоутов наблюдается эффект, когда (в отличие от исходного варианта конструкции) определяющее влияние на прочность конструкции начинают оказывать увеличивающиеся меридиональные деформации  $\varepsilon_1$  оболочки 1 (см. рис. 1) в зоне стыка с локально нагруженным шпангоутом.

Рассматривая графики на рис. 3, обращаем внимание на изгибный и быстроизменяющийся характер меридиональных деформаций в краевых зонах оболочки 1. Подобного типа краевой эффект, обусловленный изгибом каждого из несущих слоёв оболочки и составляющий по протяжённости несколько толщин несущего слоя (здесь это порядка 5 мм), является характерным для трёхслойной (подчиняющейся гипотезе ломаной линии) оболочки с лёгким заполнителем [2]. Что касается окружных деформаций  $\varepsilon_2^+$ ,  $\varepsilon_2^-$ , то, как видно из рис. 4, протяжённость характерной для них зоны краевого эффекта оценивается величиной порядка 30 мм. Эти деформации обусловлены изгибом в окружном направлении всего трёхслойного пакета, составляющего оболочку. При таком характере изгиба несущие слои оболочки находятся преимущественно в состоянии растяжения-сжатия. Как видно, подобный изгиб осуществляется по всей длине оболочки. Тем самым обеспечивается высокий

уровень сопротивляемости оболочки приложенным радиальным нагрузкам, стремящимся изогнуть нагруженный шпангоут и оболочку в окружном направлении.

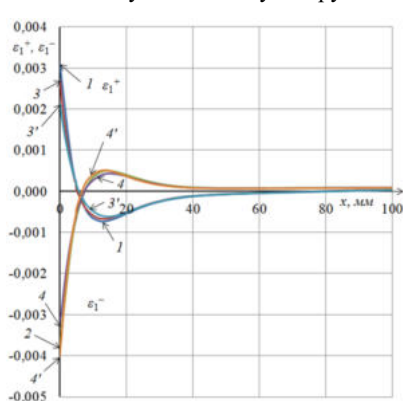


Рис. 3

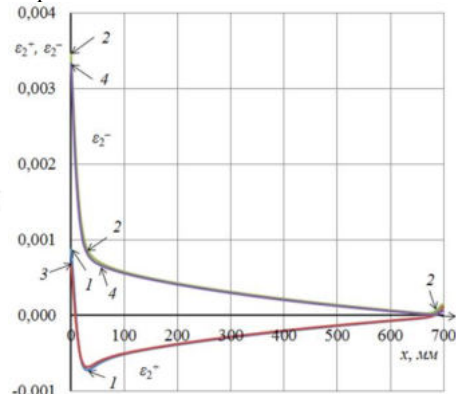


Рис. 4

Дополнительно к проведённым исследованиям были выполнены расчёты второго варианта конструкции с утолщенными несущими слоями трёхслойной оболочки в зоне стыка с нагруженным шпангоутом. Утолщение было реализовано в виде линейного изменения толщины несущих оболочек от 2 мм в зоне стыка со шпангоутом до номинального значения 1 мм на расстоянии 20 мм от нагруженного шпангоута. По результатам расчётов максимальные меридиональные деформации составили  $\varepsilon_1 = -0,00255$  в зоне стыка нагруженного шпангоута с трёхслойной оболочкой, что на 33% ниже, чем в конструкции с несущими слоями без утолщений.

#### Выводы

На основе метода численного интегрирования и метода конечных элементов (комплекс «Abaqus», оболочечные элементы S4 и объёмные элементы C3D8) построены вычислительные модели, предназначенные для решения задачи о деформации локально нагруженной подкреплённой шпангоутами трёхслойной с пенопластовым наполнителем стеклопластиковой цилиндрической оболочки. С использованием этих моделей выполнены прочностные расчёты применительно к трёхслойной оболочке, один из подкрепляющих шпангоутов которой нагружен двумя радиальными силами. Адекватность используемых вычислительных моделей подтверждена в результате сравнения с имеющимися экспериментальными данными. Надёжность полученных путём численного моделирования значений параметров деформированного состояния во всех точках исследуемой оболочки, включая зоны краевых эффектов, подтверждена хорошим согласованием результатов расчётов на основе двух представленных вычислительных подходов. Результаты проведённых исследований показали, что в отличие от традиционно применяемого полубезмоментного подхода к расчёту локально нагруженных трёхслойных оболочек представленные модели позволяют определять значения меридиональных деформаций несущих слоёв оболочки всюду, включая и зону стыка с локально нагруженным шпангоутом. Выявлено, что эти значения могут оказаться настолько большими, что влияние указанных меридиональных деформаций на прочность рассматриваемой трёхслойной оболочки станет определяющим. Было предпринято моделирование с целью оценить возможности по снижению уровня деформаций  $\varepsilon_1$  путём локального утолщения несущих слоёв. Установлено, что создание утолщения на участке длиной 20 мм (с линейным изменением толщины каждого из несущих слоёв от 2 мм на стыке со шпангоутом до исходной толщины 1 мм) приводит к снижению указанных пиковых значений меридиональных деформаций на 33%.

#### Библиографический список

1. Сухинин С.Н. Исследование напряженно-деформированного состояния трехслойных цилиндрических оболочек при действии локальных нагрузок. Механика полимеров, 1975. №2, с. 300–305.
2. Сухинин С.Н. Напряженно-деформированное состояние типа погранслоя в трехслойных оболочках из композитных материалов. Механика композитных материалов, 1981, №1, с. 87–92.

3. Носова З.М., Отвечалин А.И., Сухинин С.Н. Экспериментально-теоретический анализ деформированного состояния трехслойной конструкции со шпангоутами. Известия вузов. Машиностроение, 1976, № 7, с. 189–190.

4. Григолюк Э.И. Уравнения трехслойных оболочек с легким Известия АН СССР. Отд.-е. техн. наук, 1957, № 1, с.77–84.

5. Кармишин А.В., Лясковец В.А., Мяченков В.И и др. Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций. М.: Машиностроение, 1975, 376 с.

УДК

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВУХРЕЖИМНОГО СПОСОБА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

*О. Я. Яковлев, В. И. Ермолаев*

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

Для космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) важными функциональными параметрами являются периодичность обзора, представляющая собой период между двумя последовательными съемками одного района Земли, и глобальность обзора, т.е. способность наблюдения всей поверхности Земли за этот период. Для существующих космических аппаратов периодичность обзора равна 3...6 суткам. Единственным возможным вариантом уменьшения этого параметра считается увеличение численности группировки. Однако, для КА ДЗЗ с аппаратурой сверхвысокого разрешения (менее 1м) такой подход требует больших экономических затрат, поскольку стоимость таких космических аппаратов чрезвычайно высока.

Для устранения указанного недостатка в БГТУ «Военмех» на кафедре АЗ предложен двухрежимный способ наблюдения земной поверхности, предусматривающий изменение режима наблюдения за счет маневрирования КА [1]. Суть предлагаемого способа заключается в следующем. В процессе функционирования КА основным режимом является режим глобального наблюдения, обеспечивающий глобальность обзора при большой периодичности обзора (от 3 до 6 суток). Второй режим – режим регионального наблюдения – обеспечивает малую периодичность обзора (1 сутки) при наличии значительной части поверхности Земли, недоступной для наблюдения. Переход в данный режим осуществляется при появлении районов, съемку которых необходимо производить с минимальной периодичностью. Появление таких районов в основном связано с чрезвычайными ситуациями природного или техногенного характера. Изменение режима наблюдения осуществляется путем изменения высоты орбиты с помощью маршевой двигательной установки – совершается переход с орбиты глобального наблюдения (ОГН) на орбиту регионального наблюдения (ОРГ) с последующим возвращением на основную орбиту. Данный способ обеспечивает повышение оперативности съемки любого района Земли при ограниченной численности группировки КА ДЗЗ.

До настоящего времени в литературе отсутствовало подробное математическое описание данного способа наблюдения, позволяющее оценить его основные параметры и определить области рационального использования. Целью проведенных исследований была разработка математической модели двухрежимного способа наблюдения земной поверхности с учетом возможности поступления команды на изменение режима наблюдения в произвольный момент времени.

При разработке математической модели использовались следующие допущения: движение КА невозмущенное, его положение в абсолютной системе координат задается с помощью кеплеровских элементов орбиты; все межорбитальные переходы импульсные ввиду малых потерь характеристической скорости; съемка совершается только в надир, район съемки принимается точкой на поверхности Земли (целевая точка).



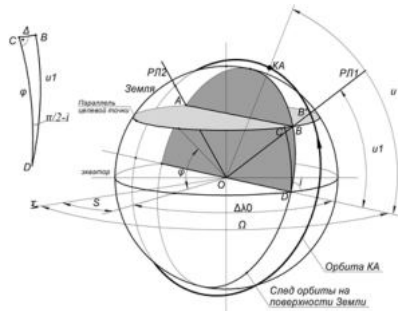


Рис. 1. Схема к определению геометрических параметров

Для успешной съемки космический аппарат и целевая точка должны одновременно находиться на одной местной вертикали, которую будем называть рабочей линией (РЛ). Для одной орбиты каждой целевой точке соответствуют две рабочих линии РЛ1 и РЛ2 (рис.1). Без потери общности далее рассматривается только одна рабочая линия.

Параметры орбит глобального и регионального наблюдения определены по разработанной ранее методике [1]. Орбиты являются круговыми и отличаются только высотой. Для исследований выбраны следующие значения этих параметров: высота ОГН  $H_g = 621.7$  км, высота ОРН  $H_r = 561.4$  км, наклонение орбит  $i = 98.6^\circ$ .

Команда на оперативное наблюдение определенного района выдается в заранее неизвестный момент, при котором КА и целевая точка находятся в произвольном положении. По данным о положении орбиты (долгота восходящего узла  $\Omega$ , наклонение  $i$ ) и положении целевой точки (широта  $\phi$ , долгота  $\lambda$ ) в момент выдачи команды на переход  $t_0$  возможно определить минимальное время на выполнение смены режима  $T_0$ , через которое целевая точка пересечет РЛ. За это же время КА должен перейти с ОГН на ОРН в точку, принадлежащую РЛ (рабочая точка). Если по каким-либо причинам КА за это время не оказывается на РЛ, то следующая возможность съемки будет через одни звездные сутки  $T_3 = 23^h 56^m 4^s$ .

Таким образом, определяются время на маневрирования  $T_m$ , а также угол смещения  $\theta$  в плоскости орбиты, на который КА должен изменить свое положение в процессе маневрирования:

$$T_m = T_0 + T_3 k = \frac{\Delta\lambda}{\omega_e} + T_3 k, \quad \begin{cases} \Delta\lambda = \Omega - S + \arccos\left(\frac{\cos(u_1)}{\cos(\phi)}\right), & \Omega > S \\ \Delta\lambda = 2\pi - (S - \Omega) + \arccos\left(\frac{\cos(u_1)}{\cos(\phi)}\right), & \Omega < S \end{cases}$$

$$\begin{cases} \theta = u - u_1, & u > u_1 \\ \theta = 2\pi - (u_1 - u), & u < u_1 \end{cases}$$

где  $k = 0, 1$ ;  $\Delta\lambda$  – угол, на который повернется Земля за время  $T_0$  с угловой скоростью  $\omega_e$ ;  $S$  – звездное время на меридиане  $\lambda$  в момент  $t_0$ ;  $u, u_1 = \arcsin\left(\frac{\sin(\phi)}{\sin(i)}\right)$  – аргументы широты КА и рабочей линии в момент  $t_0$ ,  $\{ \}$  – целая часть от числа.

Необходимо определить способ маневрирования, который позволит минимизировать затраты характеристической скорости при смене режима наблюдения. Рассматриваются только наиболее выгодные с точки зрения энергозатрат межорбитальные переходы по полуэллипсу Гомана. При этом возможны два варианта: непосредственный переход с ОГН на ОРН, либо переход с использованием вспомогательной орбиты – орбиты фазирования (рис. 2).

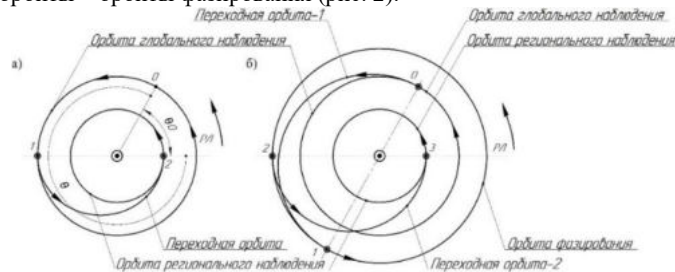


Рис. 2. Схема маневрирования а) без использования орбиты фазирования; б) с использованием орбиты фазирования

В первом случае КА позиционирует (фазирует) на ОГН до тех пор, пока не займет такое положение, которое обеспечит переход на ОРН в рабочую точку. Суммарное время такого перехода будет складываться из времени фазирования на ОГН, времени перехода между орбитами и времени движения КА в рабочей точке на орбите фазирования до пересечения с РЛ:

$$T_{m0} = \frac{\pi \left[ 1 - \left( \frac{r_g + r_r}{2r_r} \right)^{1.5} \right] + \varphi}{\sqrt{\mu} (r_r^{-1.5} + r_g^{-1.5})}, \quad \varphi = \theta - \omega r * T_0 + 2\pi \left\{ \frac{\omega r * T_0}{2\pi} \right\} \quad (1)$$

где  $\varphi \in [0, 2\pi]$  – угол смещения между начальными положением КА и рабочей точкой,  $\omega r$  – угловая скорость движения КА на ОРН.

Если время маневрирования оказывается больше минимального времени на выполнение смены режима:  $T_{m0} > T_0$ , то необходимо оценить возможность применения второго варианта: КА позиционирует на специально выбранной орбите фазирования. Переход на орбиту другой высоты позволяет изменить величину угловой скорости движения КА, тем самым уменьшить время фазирования по сравнению с фазированием на ОГН. Если невозможно подобрать орбиту фазирования, то таким же образом определяется способ перехода к моменту следующей съемки через одни сутки.

Время маневрирования  $T_m$  в таком случае складывается из времени перехода на орбиту фазирования, времени фазирования, и времени перехода на ОРН:

$$T_m = \pi \sqrt{\frac{(r_g + r_f)^3}{8\mu}} + \sqrt{\frac{r_f^3}{\mu}} (\theta + 2\pi n) + \pi \sqrt{\frac{(r_r + r_f)^3}{8\mu}} \quad (2)$$

где  $r_f$  – радиус орбиты фазирования.

В зависимости от времени на выполнение смены режима  $T_0$  возможно подобрать высоту орбиты фазирования, на которой КА должен переместиться на угол  $(\theta + 2\pi n)$  ( $n = 0, 1, 2 \dots$  – число полных оборотов по орбите фазирования) для попадания в рабочую точку на ОРН. Угол  $\theta$  – случайная величина, для анализа модели в первом приближении задается средним (180°).

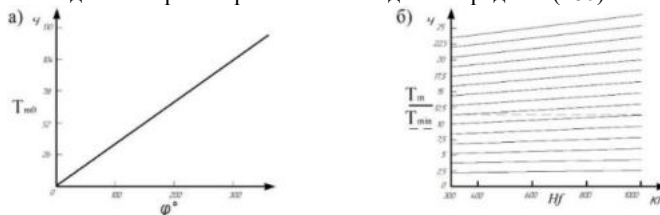


Рис. 3. Время маневрирования при совершении переходов а) без использования орбиты фазирования в зависимости от угла смещения; б) с использованием орбиты фазирования в зависимости от высоты орбиты фазирования и количества оборотов (0..14) на ней.

Время маневрирования  $T_{m0}$  зависит от угла смещения между положением КА и рабочей точкой  $\varphi$  (1). При  $\varphi > 70^\circ$  время маневрирования больше одних суток (рис. 3а). Угол  $\varphi \in [0, 2\pi]$  и время  $T_0 \in [0, 24]$  случайные величины, поэтому вероятнее не выполнение условия  $T_{m0} \leq T_0$ , тогда необходимо использовать орбиту фазирования. С помощью выражения (2) установлена зависимость времени маневрирования от высоты орбиты фазирования  $T_m(H_f)$  (рис. 3б). Число витков на орбите фазирования  $n$  изменяется дискретно, поэтому существуют промежутки  $T_m$ , для которых невозможно подобрать орбиту фазирования из рассматриваемого промежутка высот. И только при условии  $T_m > T_{min}$  возможно гарантировано найти удовлетворяющую этому условию орбиту фазирования.

Минимальное гарантированное время  $T_{min}$  есть функция от диапазона высот орбит фазирования:  $T_{min} = f(H_{min}, H_{max})$ . Задавая различные значения  $T_{min}$ , можно подобрать соответствующий этому условию диапазон высот орбит фазирования. Например, если смена режима должна быть сделана в первое или второе пересечение целевой точки рабочей линии, то время  $T_{min} = 24$ ч. Это условие обеспечит гарантированное выполнение перехода в течение двух дней. Диапазон высот орбит фазирования для него:  $H_{min} = 420$ км,  $H_{max} = 720$ км. Вероятность подобрать необходимую высоту орбиты фазирования при случайно времени  $T_m < T_{min}$  равна  $\xi = 0.45$ .

Используя данные с графиков на рисунке 3, возможно в соответствии им определить области на поверхности Земли, которые невозможно снять в первые сутки при смене режима наблюдения (рис.4). Параметры  $\xi$ ,  $T_{min}$  определяют возможность съемки произвольного района Земли при первом прохождении целевой точкой рабочей линии. Для различных диапазонов высот орбит фазирования

параметр  $\xi$  почти не изменяется и равен 0.45..0.48, поэтому желательно уменьшать  $T_{min}$ . Минимальное возможное время маневрирования примерно 2,3ч.

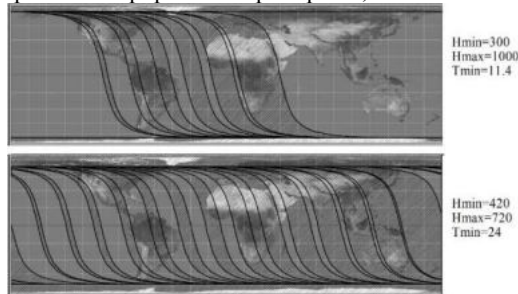


Рис. 4. Области поверхности Земли, которые невозможно снять (обозначены штриховкой) в первые сутки для заданного положения КА при переходе в режим регионального наблюдения из режима глобального наблюдения.

За срок активного существования  $T_{CAC} = 7$  лет КА совершает следующие маневры: переход с опорной орбиты на ОГН,  $N$  межорбитальных переходов между орбитами наблюдения, маневры коррекции и переход с ОГН на орбиту утилизации. Соответствующие этим маневрам затраты характеристической скорости  $V_1, V_2, V_3, V_4$  и суммарные затраты характеристической скорости  $V$ :

$$V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_g}} \left( \left| 1 - \sqrt{\frac{2r_f}{r_g + r_f}} \right| + \left| 1 - \sqrt{\frac{2r_r}{r_g + r_r}} \right| \right) + \sqrt{\frac{\mu}{r_f}} \left( \left| 1 - \sqrt{\frac{2r_g}{r_g + r_f}} \right| + \left| 1 - \sqrt{\frac{2r_r}{r_r + r_f}} \right| \right) + \sqrt{\frac{\mu}{r_r}} \left( \left| 1 - \sqrt{\frac{2r_f}{r_r + r_f}} \right| + \left| \sqrt{\frac{2r_g}{r_g + r_r}} - 1 \right| \right),$$

$$V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_o}} \left( \sqrt{\frac{2r_g}{r_g + r_o}} - 1 \right) + \sqrt{\frac{\mu}{r_g}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2r_o}{r_g + r_o}} \right), \quad V_3 = V' T_{CAC}, \quad V_4 = \sqrt{\frac{\mu}{r_g}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2r_u}{r_g + r_u}} \right),$$

$$V = NV_1 + V_2 + V_3 + V_4$$

где  $V' = 0.3 \left( \frac{M/c}{сут} \right)$  – статистическое значение затрат характеристической скорости на коррекцию орбиты в сутки,  $r_o, r_u$  – радиусы опорной орбиты и орбиты утилизации.

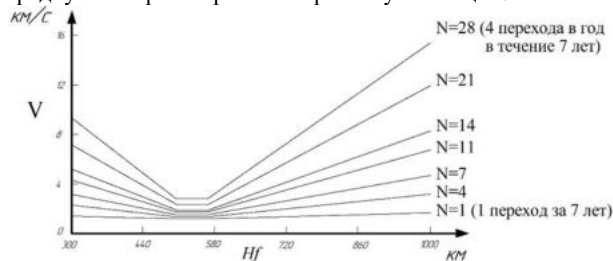


Рис. 5. Суммарные затраты характеристической скорости, необходимые для совершения  $N$  переходов с использованием орбиты фазирования высотой  $H_f$  за срок активного существования КА.

Чем дальше находится орбита фазирования от орбит наблюдения и чем чаще происходят переходы, тем больше суммарные затраты характеристической скорости (рис.5). Для их оценки в первом приближении высота орбиты фазирования принимается равной высоте, соответствующей среднему значению суммарных затрат характеристической скорости из заданного диапазона, при этом учитываются переходы и без орбиты фазирования (горизонтальный участок на графике).

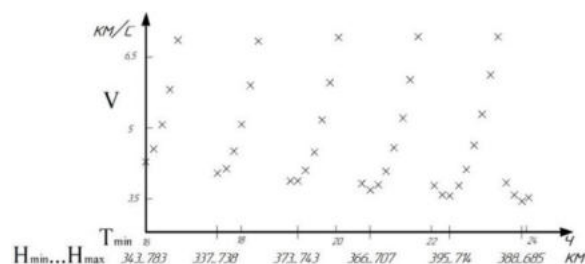


Рис. 6. Суммарные затраты характеристической скорости в зависимости от минимального гарантированного времени. Для локальных минимумов обозначены соответствующие диапазоны высот орбит фазирования.

Варьируя диапазон высот орбит фазирования, возможно уменьшить  $T_{\min}$  так, что суммарные затраты характеристической скорости увеличатся незначительно по сравнению с минимальным значением (рис. 5).

Таким образом, с помощью разработанной модели установлены способы маневрирования, а также определены зависимости между основными параметрами двухрежимного способа функционирования КА ДЗЗ. При использовании таких переходов 2-3 раза в год за срок активного существования 7 лет затраты характеристической скорости не будут превышать 5 км/с, что оценочно соответствует массе КА мене 10т с полезной нагрузкой массой 2т. КА способен обеспечить оперативное наблюдение любой точки на поверхности Земли с вероятностью почти 0,5, либо гарантировано в течение двух дней. При использовании двух или четырех таких КА, а также учитывая, что съемка может производиться под углом к направлению в надир, значения этих параметров улучшатся. В дальнейшем необходимо оценить эффективность использования малочисленной группировки КА, функционирующих описанным способом.

#### Библиографический список

1. Д.Г. Цируль, В.И. Ермолаев. Двухрежимный способ наблюдения земной поверхности и анализ возможности его применения при функционировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Вестник СибГАУ. Том18, №1. С. 176-186. УДК 629.78.001.
2. Методы оптимизации проектных параметров маршевых двигательных установок и способов маневрирования космических аппаратов / В.И. Ермолаев; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2017. – 80 с.

УДК 621.455.32

### ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ РОТОРНОГО МАГНИТОПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

*М. Я. Яковлев, В. И. Ермолаев*

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

В настоящее время широкое применение в качестве двигателей космических аппаратов (КА) получили электроракетные двигатели (ЭРД). Это обусловлено тем, что удельный импульс таких двигателей более чем на порядок выше удельного импульса химических ракетных двигателей.

Однако ЭРД не позволяют получить большие значения тяги, т.к. при увеличении тяги существенно возрастают массы преобразователей энергии и тоководов, а также становятся неприемлемыми размеры радиаторов, обеспечивающих отвод тепловых потоков. Данные факторы сдерживают использование ЭРД в перспективных КА. Для решения этой проблемы в БГТУ «Военмех» предложен роторный магнитоплазменный двигатель (РМПД) [1].

Для обоснования параметров предложенного двигателя и определения областей его рационального использования необходима математическая модель, описывающая процессы, протекающие в двигателе, и позволяющая определять оптимальные значения проектных параметров. При ее разработке была принята следующая физическая картина протекающих в двигателе процессов.

Камера двигателя (рисунок 1) состоит из многополостного катода 1 и сопла-анода 2, вокруг которого расположен соленоид 3. При наличии разницы потенциалов между периферией сопла-анода и многополостным катодом, в среде рабочего тела, находящегося в сопле-аноде, возникает разряд. Вокруг тока разряда образуется азимутальное магнитное поле. Взаимодействие радиальной составляющей тока разряда с азимутальным магнитным полем порождает силу Ампера, действующую на плазму и направленную к выходному сечению сопла.

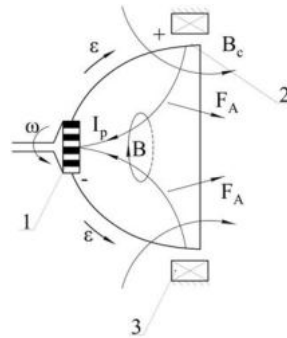


Рис. 1. Принципиальная схема РМПД

Для создания разницы потенциалов между выходной частью сопла-анода и катодом используется явление униполярной индукции. Согласно этому явлению, при вращении токопроводящего сопла во внешнем магнитном поле возникает разность потенциалов между периферией и центральной частью сопла. То есть, вращающееся сопло и внешний соленоид вместе образуют униполярный генератор.

Для работы такого двигателя используется механическая энергия вращения. Источником механической энергии может служить газотурбинный преобразователь, применение которого предполагается в ядерных энергодвигательных установках или маховичный накопитель энергии, целесообразность использования которого обусловлена его высокой удельной мощностью. Преобразование подводимой механической энергии в электрическую энергию разряда в среде рабочего тела осуществляется непосредственно в камере двигателя за счет явления униполярной индукции. Благодаря этому существенно снижаются масса системы электроснабжения и массогабаритные характеристики системы отвода тепловой мощности. Снижение массовых характеристик двигательной установки позволяет увеличить тяговооруженность КА, в результате чего обеспечивается повышение оперативности маневрирования КА.

Используемая в настоящее время математическая модель РМПД [1, 4] разработана с множеством допущений и позволяет лишь приближенно оценить параметры двигателя и сделать общий вывод о целесообразности его создания. Для дальнейших исследований РМПД необходимо существенное уточнение данной модели. Ключевым ее выражением является выражение тяги, поэтому авторами было принято решение начать уточнение модели именно с этого выражения.

Для математического описания процесса разгона плазмы в камере РМПД предложено использовать систему магнитогидродинамических уравнений [5]:

$$\rho(\mathbf{v} \cdot \nabla) \mathbf{v} = -\nabla p + \mathbf{j} \times \mathbf{B}, \quad (1)$$

$$\mathbf{j} = \sigma \left( \mathbf{E} + \mathbf{v} \times \mathbf{B} + \frac{1}{ne} \nabla p \right) - \frac{1}{ne} \mathbf{j} \times \mathbf{B}, \quad (2)$$

$$\mathbf{j} = nev, \quad (3)$$

$$\rho = nM. \quad (4)$$

где  $\sigma$  — проводимость плазмы;  $n$  — суммарная концентрация частиц (ионов и электронов);  $M$  — масса иона;  $p = nkT$  — давление.

Первое уравнение системы описывает в векторной форме движение плазмы, второе — обобщенный закон Ома, третье и четвертое — законы сохранения заряда и массы соответственно.

Помимо этого систему (1)–(4) необходимо дополнить системой уравнений Максвелла:

$$\nabla \cdot \mathbf{E} = \frac{ne}{\epsilon_0}, \quad (5)$$

$$\nabla \times \mathbf{E} = -\frac{\partial \mathbf{B}}{\partial t}, \quad (6)$$

$$\nabla \cdot \mathbf{B} = 0, \quad (7)$$

$$\nabla \times \mathbf{B} = \mu_0 \left( \mu \mathbf{j} + \varepsilon_0 \frac{d\mathbf{E}}{dt} \right). \quad (8)$$

где  $\varepsilon_0$  — электрическая постоянная;  $\mu_0$  — магнитная постоянная;  $\mu$  — магнитная проницаемость среды.

Совместное решение систем (3) и (4) позволит описать движение плазмы в камере двигателя.

Электромагнитная составляющая тяги определяется интегралом по объему камеры двигателя [7]:

$$\mathbf{F} = \int_V \mathbf{j} \times \mathbf{B} dV \quad (9)$$

Для решения системы уравнений введем два допущения. Во-первых, процессы, протекающие в разрядной камере — осесимметричны. Во-вторых, будем рассматривать стационарный режим работы двигателя.

Первое допущение позволяет перейти от трехмерной постановки задачи к квазидвумерной. Полностью двумерная постановка невозможна, т.к. вектор магнитной индукции не может лежать в той же плоскости, что и положительный столб тока разряда. Второе допущение позволяет не учитывать «выходы на режим», а рассматривать лишь установившееся истечение рабочего тела в камере.



Рис. 2. Область ускорения плазмы

Введем цилиндрическую систему координат (рисунок 2). В силу допущения о квазидвумерности, проекции векторов на  $\varphi$ , а также частные производные  $\frac{\partial}{\partial \varphi}$  можно опустить. Силовые линии магнитного поля в любом поперечном сечении сопла будет иметь вид концентрических окружностей с центром на оси сопла, поэтому только поле  $\mathbf{B}$  будет иметь проекцию на  $\varphi$ , и только на нее (однако это не означает, что магнитная индукция зависит от одной координаты). Допущение о стационарном режиме позволяет избавиться от производных вида  $\frac{\partial}{\partial t}$ . Расчетная область ограничена торцевой, поверхностью катода, заданной формой поверхности сопла (на рис. 2 — конус) и плоскостью выходного сечения сопла.

Запишем систему (1)–(8) в цилиндрической системе координат в проекциях:

$$\rho v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} + \rho v_z \frac{\partial v_r}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial r} - ne v_z B_\varphi, \quad (10)$$

$$\rho v_r \frac{\partial v_z}{\partial r} + \rho v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} = \frac{\partial p}{\partial z} + ne v_r B_\varphi, \quad (11)$$

$$ne v_r = \sigma \left( E_r - v_z B_\varphi + \frac{1}{ne} \frac{\partial p}{\partial r} \right) + v_z B_\varphi, \quad (12)$$

$$ne v_z = \sigma \left( E_z + v_r B_\varphi + \frac{1}{ne} \frac{\partial p}{\partial z} \right) - v_r B_\varphi, \quad (13)$$

$$\frac{\partial E_r}{\partial r} + \frac{E_r}{r} + \frac{\partial E_z}{\partial z} = \frac{ne}{\varepsilon_0}, \quad (14)$$

$$\frac{\partial E_r}{\partial z} - \frac{\partial E_z}{\partial r} = 0, \quad (15)$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial B_\varphi}{\partial \varphi} = 0, \quad (16)$$

$$-\frac{\partial B_\varphi}{\partial z} = \mu_0 \left[ \mu n e v_r + \varepsilon_0 \left( v_r \frac{\partial E_r}{\partial r} + v_z \frac{\partial E_r}{\partial z} \right) \right], \quad (17)$$

$$\frac{\partial B_\varphi}{\partial r} + \frac{B_\varphi}{r} = \mu_0 \left[ \mu n e v_z + \varepsilon_0 \left( v_r \frac{\partial E_z}{\partial r} + v_z \frac{\partial E_z}{\partial z} \right) \right]. \quad (18)$$

Уравнения (10), (11) представляют собой уравнения движения в проекциях на оси  $r$  и  $z$ ; уравнения (12), (13) являются выражениями обобщенного закона Ома на те же оси. Выражение (14) — это запись закона Гаусса (5) в цилиндрической системе координат. Уравнения (15), (16) — закон индукции Фарадея (6) в проекции на оси  $r$  и  $z$ , и закона Гаусса для магнитного поля (7) на ось  $\varphi$  соответственно (остальные проекции тождественны нулю). Выражения (17), (18) — теорема о циркуляции магнитного поля (8) в проекции на оси  $r$  и  $z$ . Закон Гаусса для магнитного поля (16) позволяет сделать вывод о линейной зависимости  $B_\varphi(\varphi)$ . То есть вектор магнитной индукции может быть представлен следующим образом:  $\mathbf{B} = (B_r; k\varphi; B_z)$ , где  $k = const$ .

Выражения (10)–(18) за исключением выражения (16) образуют систему из 8 дифференциальных уравнений с 8 неизвестными функциями:  $E_\theta$ ,  $E_r$ ,  $n$ ,  $v_r$ ,  $v_\theta$ ,  $B_\varphi$ ,  $p$  и  $\sigma$ .

Решение указанной системы уравнений может быть выполнено численными методами, основанными на методе конечных элементов. При этом граничные условия должны отражать особенности конструкции рассматриваемого варианта РМПД.

#### Библиографический список

1. Ермолаев В.И., Новиков Ю.А. Электроракетная двигательная установка с маховичным накопителем энергии. В сборнике: Лазерная и ракетно-космическая техника XXI века. Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2016. — с.68–76.
2. Ермолаев В.И., Новиков Ю.А. Электроракетная двигательная установка. Патент на изобретение № 2591972. Опубликовано 20.07.2016. Бюл. № 20.
3. Ермолаев В.И., Новиков Ю.А. Исследование параметров электроракетной двигательной установки с маховичным накопителем энергии // Инновационный арсенал молодежи. Труды Шестой науч.-техн. конф./ ФГУП "КБ "Арсенал"; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2015. — с. 105–107.
4. Ермолаев В.И., Яковлев М.Я. Математическая модель электроракетной двигательной установки с повышенной удельной тягой // Молодежь. Техника. Космос: статьи и доклады IX Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2017. — с. 90–93.
5. Гришин С.Д. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов / С.Д. Гришин, Л.В. Лесков М.: Машиностроение, 1989 — 216 с.
6. Фаворский О.Н. Основы теории космических электрореактивных двигательных установок / О.Н. Фаворский, В.В. Фишгойт, Е.И. Янтовский, под ред. О.Н. Фаворского М.: Высшая школа, 1978 — 384 с.
7. Барабанов Н.А. Исследование области разряда сильноточного МПД двигателя / Н.А. Барабанов // Журнал технической физики. 1995. — т. 65, № 5 — с. 59–66.
8. Суханов Л.А. Электрические униполярные машины / Л.А. Суханов, Р.Х. Сафиуллина, Ю.А. Бобков, под ред. Л.А. Суханова. М.: ВНИИЭМ. Отд-ние науч.-техн. информации, стандартизации и нормализации в электротехнике, 1964. — 136 с.

УДК 661.961.62

**КОНСТРУКЦИЯ МНОГОХОДОВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО РЕАКТОРА**

*В. Д. Аникина*

*Научный руководитель – ст. преподаватель Савченко Г.Б.*

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

На сегодняшний день все более широкое применение находят такие источники электрической энергии, как топливные элементы на водороде. В авиации водород-воздушные топливные элементы уже применяются на ряде беспилотных летательных аппаратов (ЛА), малоразмерных самолетов и на различных конфигурациях мультикоптеров. [1,2]

Использование новых моделей водород-воздушных топливных элементов позволяет значительно увеличить время непрерывного полета ЛА, а также применять их в разнообразных климатических условиях, в том числе – на крайнем севере, без снижения эффективности. Одна из проблем использования таких ЛА – отсутствие развитой инфраструктуры производства, хранения и поставки водорода потребителям, находящимся в областях, отдаленных от промышленных центров. Для обслуживания ЛА в такой местности в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова была разработана принципиальная схема и конструктивные узлы для малоразмерной установки получения водорода [3]. Продуктовый водород пригоден для топливных элементов, а установка является базовой системой для создания мобильного заправочного комплекса ЛА. Далее была поставлена цель совершенствования разработанных узлов, а среди основных задач выделено снижение массы и габаритов технологического оборудования [4].

Установка базируется на технологии получения водорода методом парциального окисления углеводов с последующей паровой каталитической конверсией монооксида углерода. Основным узлом установки является трехкомпонентный (горючее, окислитель и вода) высокотемпературный реактор (ВТР). Он представляет собой охлаждаемую конструкцию, состоящую из последовательно установленных блоков – камеры сгорания (КС) и испарительной камеры (ИК). Назначение ВТР такого типа – получение смеси синтез-газа (СО, Н<sub>2</sub> и балластные газы) с парами воды при заданном составе и температуре. Главным недостатком разработанных на сегодняшний день конструкций ВТР является их большая длина [5]. Она используется, в основном, с целью обеспечения достаточного времени пребывания смеси для завершения протекающих химических превращений (основная реакция – парциальное окисление углеводородного сырья). Однако большая длина создает трудности при размещении оборудования и подводе коммуникаций к узлам ВТР.

Для решения данной проблемы была предложена конструкция многоходового ВТР, являющегося развитием известной конструкции по патенту RU №2521377 С2, представленной на рисунке 1.

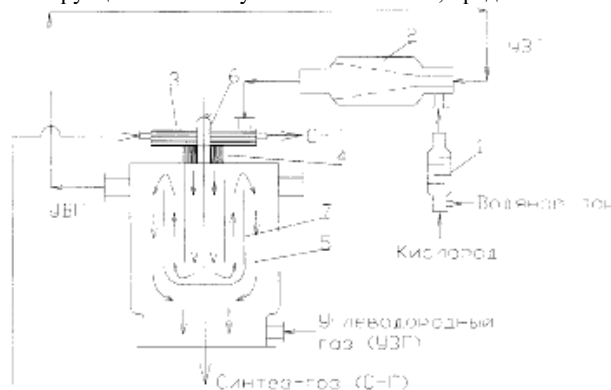


Рис. 1. Конструкция многоходовой КС по патенту RU №2521377 С2

Принципиальная схема предлагаемой конструкции в двухходовом варианте представлена на рисунке 2 [6].



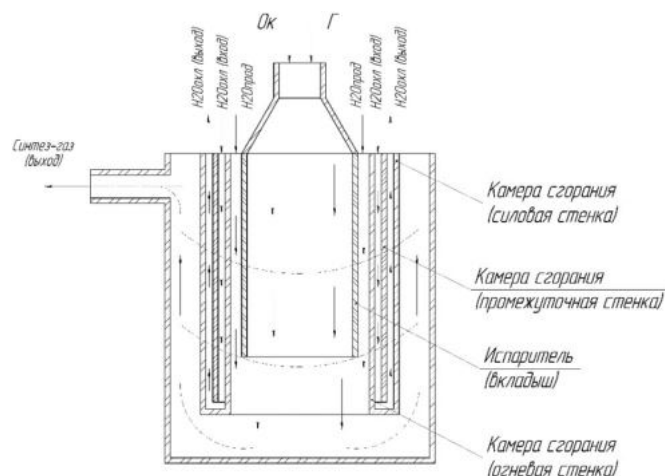


Рис. 2. Схема конструкции двухходового ВТР

Особенность данной многоходовой конструкции реактора заключается в интеграции камеры сгорания и испарительной камеры ВТР в пространственно-совмещенный узел, что позволяет значительно уменьшить суммарную длину реактора.

Протекающие в таком ВТР процессы несколько отличаются от процессов в традиционных конструкциях. В центральном объеме КС происходит парциальное окисление углеводородного горючего (горение при недостатке окислителя), в результате чего образуется синтез-газ. 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 (фрезерованием на одной из стенок или напайванием проволоки).

Вкладыш испарителя заканчивается несколько раньше, чем зона горения в центральной части КС. Это сделано для того, чтобы снизить количество образующейся в ВТР К-фазы, первую очередь – частиц сажи. Основная зона сажеобразования расположена в пристенке, так как температура там ниже, чем в центральной части реактора. Подача пара в эту зону приводит к началу реакции водяного газа, снижающей содержание сажи в получаемой смеси газов.

Жидкофазная часть подаваемой воды образует пленку в пристеночном пространстве, защищая стенку от прогара, и постепенно испаряется за счет теплообмена с горячими продуктами сгорания. При дальнейшем продвижении пленки на границе первого и второго ходов КС происходит разбрызгивание и дробление пленки, благодаря чему доиспарение остатков воды происходит достаточно быстро.

Протекание описанных процессов предполагается в установке со следующими параметрами [3]:

- Давление в КС: 2,2 Мпа;
- Температура в КС: 2200 К;
- Массовые расходы компонентов: горючего – 2 г/с, окислителя – 3 г/с (действительное массовое соотношение компонентов составляет 1,5);
- Выход водорода (массовый) в единицу времени: 0,5 г/с.

Установка с данными параметрами выступала базовой для анализа конструкции и возможных вариантов модернизации узлов.

Таким образом, в предлагаемой многоходовой конструкции ВТР первый ход – КС, второй – ИК. Наличие вкладыша-испарителя в КС дает ряд новых преимуществ:

- Создает дополнительную защиту стенок от перегрева и прогара;
- Позволяет снизить требования к системе охлаждения (как следствие предыдущего пункта);
- Значительно уменьшает суммарную длину ВТР.

На данный момент поставлена задача разработки математической модели для проведения расчетов внутрикамерных процессов и последующего проектирования конструкции многоходовых ВТР, с количеством ходов два и более.

### Библиографический список

1. Ализар Анатолий Российский октакоптер на водороде установил мировой рекорд по длительности полета: 3 часа 10 минут [Электронный ресурс] / Анатолий Ализар // Geektimes; URL: <https://geektimes.ru/post/274755/> (дата обращения: 31.03.2018) – 22.04.2016.
2. Полов Марк Первый водородный [Текст] / Марк Полов // Облако; М: - 2017, №2 (03); - 22с.
3. Аникина В.Д. Разработка высокотемпературного реактора в составе заправочного комплекса для обеспечения работы беспилотных летательных аппаратов. / В.Д. Аникина // ВКР; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2017. – 75с.
4. Аникина В.Д., Савченко Г.Б. Алгоритм проектирования установки получения водородсодержащего газа, как топлива летательных аппаратов. // Материалы X Всеросс. студ. науч.-технич. школы-семинара «Аэрокосмическая декада», М.: «Доброе слово», - 2017.
5. 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.
6. Аникина В.Д., Савченко Г.Б. Результаты анализа алгоритма проектирования установки получения водородсодержащего газа для топливных элементов. // Материалы III Общероссийской МНТК «Старт-2017» / Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2017.

УДК 62-1/9

### ПЛАЗМЕННЫЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ VASIMR

*Е. М. Афанасьева, В. М. Романов, М. М. Соловейчик, Г. Е. Чернов*

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

В зависимости от способа преобразования электрической энергии в кинетическую энергию реактивной струи различают электротермические, ионные и плазменные электрические ракетные двигатели.

Принцип работы ионного двигателя основан на создании реактивной тяги на базе ионизированного газа, разогнанного до высоких скоростей в электрическом поле. Рабочим телом обычно является ионизированный инертный газ (аргон, ксенон и т. п.). При этом, благодаря высокому отношению заряда к массе, становится возможным разогнать ионы до очень высоких скоростей (вплоть до 210 км/с по сравнению с 3—4,5 км/с у химических ракетных двигателей). Таким образом, в ионном двигателе можно достичь очень большого удельного импульса. Это позволяет значительно уменьшить расход реактивной массы ионизированного газа по сравнению с расходом реактивной массы в химических ракетах, но требует больших затрат энергии. В существующих реализациях ионного двигателя в качестве источника энергии используются солнечные батареи. Достоинством этого типа двигателей является малый расход топлива и продолжительное время функционирования (максимальный срок непрерывной работы самых современных образцов ионных двигателей составляет более трёх лет). Недостаток двигателя — очень слабая тяга, оттого нет возможности использовать ионный двигатель для старта с планеты, но, с другой стороны, в условиях невесомости, при достаточно долгой работе двигателя, есть возможность разогнать космический аппарат до скоростей, недоступных сейчас никаким другим из существующих видов двигателей. Сфера применения ионных двигателей: управление ориентацией и положением на орбите искусственных спутников Земли (некоторые спутники оснащены десятками маломощных ионных двигателей) и использование в качестве главного тягового двигателя небольших автоматических космических станций. Так же в настоящее время наиболее широкое распространение плазменных двигателей — в качестве двигателей для поддержания точек стояния геостационарных спутников связи.

Плазменные двигатели различной конструкции строились и тестировались, начиная с 60-х годов, однако на начало 21 века существует лишь один проект плазменного двигателя - VASIMR, который реализуется на коммерческой основе. Этот двигатель пока что прошел лишь стендовые испытания и является намного производительнее своих предшественников. Другие типы плазменных двигателей, в частности СПД и ДАС (двигатели с анодным слоем - наличие анода приводит к возникновению пространственных неоднородностей плазмы, оказывает сильное возмущающее действие на прилегающую к нему область разряда, связанное с появлением аксиальных градиентов в протяженной области квазинейтральной плазмы, вызванных дополнительными стоками заряженных частиц на анод,

а также к возникновению слоя объемного заряда, в котором сосредоточено анодное падение (АП потенциала), очень к ним близкие, имеют совершенно другие принципы работы. Плазменные двигатели не предназначены для вывода грузов на орбиту, и могут работать только в вакууме, они создают тягу из ионизированного газа, так же называемого плазмой. Это отличает данные типы двигателей от традиционных реактивных двигателей, в которых тяга создается за счет экзотермической химической реакции между компонентами топлива. Двигателю такого типа нужно создать огромную по величине тягу, чтобы преодолеть земное притяжение. Поэтому VASIMR не подходит для подъема полезной нагрузки с поверхности планеты (в частности, Земли) на околопланетную орбиту из-за его низкого соотношения тяги к массе и может быть использован только в невесомости (например, для старта корабля с околопланетной орбиты). Он может быть использован в качестве последней ступени, уменьшая потребность в топливе для транспортировки в космосе, или в качестве разгонного блока. Аппарат, оснащенный таким двигателем, постоянно понемногу набирает скорость, что делает его гораздо быстрее, чем аппараты с реактивными двигателями. Плазменный двигатель нового поколения VASIMR, что является сокращением от «Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket» - это новый тип электродвигателей, разрабатываемый американской компанией «Ad Astra», который имеет ряд особых преимуществ. Он, как и подобает всем космическим двигателям, использует реактивную тягу. Однако в данном двигателе такие нейтральные газы как аргон, ксенон или водород поступают в специальную камеру, в которой имеются радиочастотный генератор и сверхпроводниковые магниты, которые, в свою очередь, создают мощное магнитное поле. В этих камерах холодный газ превращается в разогретую до температуры в миллионы градусов плазму. Магнитное поле и радиоизлучатель воздействуют на заряженные ионы газа, заставляя их двигаться с определённой частотой, а с помощью радиоволн эти ионы вступают в резонанс с движением ионов плазмы. С помощью этого можно получать все больше и больше новой энергии. Магнитное сопло ракеты создает из плазмы направленный поток, что и толкает летательный аппарат. В августе 2008 г. Тим Гловер, директор по развитию фирмы «Ad Astra», заявил, что первым ожидаемым применением двигателя VASIMR является «заброс грузов (не людей) с низкой околоземной орбиты на низкую лунную орбиту» и будет предназначено для поддержки программы НАСА возвращения на Луну.

VASIMR использует радиоволны для ионизации и нагрева газа (аргона) и электромагнитные поля для ускорения плазмы для создания тяги. Основное преимущество такого проекта состоит в исключении эрозии электродов. Более того, так как все части VASIMR защищены магнитным полем и не приходят в прямой контакт с плазмой, потенциальная продолжительность эксплуатации двигателя, построенного по такому принципу, гораздо выше ионного двигателя.

Спецификации VX-200, являющегося прототипом двигателя VASIMR для проверки в космической среде (использовался газ аргон): потребляемая мощность – 200 кВт, тяга – 5,7 Н, скорость истечения ионов – 50 км/с, КПД – 72%, удельный импульс 5000 с.

Предполагается, что 200-мегаваттный двигатель класса VASIMR сможет осуществлять полёты с доставкой людей к Марсу всего за 39 дней, по сравнению с шестью месяцами, которые требуются космическим аппаратам с обычными ракетными двигателями. Рассмотренный нами двигатель является лишь одним из первых успешных вариантов новейшего слова в ракетостроении. Разработки ведутся по всему миру, в том числе и в России. В испытательном комплексе воронежского Конструкторского бюро химавтоматики (КБХА) уже проводятся испытания отечественного магнитоплазгодинамического двигателя РД0300 и ионного двигателя РД0310.

Сравним прототип электромагнитного плазменного двигателя VASIMR –VX-200 с двигательной установкой ВЧИД-45 (Крупногабаритный высокочастотный ионный двигатель) и СПД-140д (Стационарный плазменный двигатель), являющихся одними из последних разработок российских инженеров (в Таблице 1).

Таблица 1

	Двигательная установка ВЧИД-45 (Крупногабаритный высокочастотный ионный двигатель)	Прототип электромагнитного плазменного двигателя VASIMR – VX-200	СПД-140д (Стационарный плазменный двигатель)
Потребляемая мощность, кВт	35	200	4,8
Удельный импульс тяги, с	7000	5000	2750
Тяга, Н	0,85	5,7	0,18
0,КПД, %	78,6	72	55

Из сводной таблицы видно, что тяга у VASMIR в разы больше, чем у ионного и плазменного двигателей последнего поколения. Такой мощный двигатель требует не менее мощного источника питания. Инженеры из «Ad Astra» предлагают пару вариантов решения данной проблемы:

1. Солнечная энергия. Она может быть эффективно использована в околоорбитных миссиях, таких, как дозаправка в космосе, компенсация сопротивления космических станций и доставка грузов на лунную орбиту. Но мощностей, вырабатываемых солнечными панелями, недостаточно для того, чтобы отправить человека гораздо дальше.

2. Ядерная энергия. Инженеры усердно трудятся над тем, чтобы двигатель мог использовать самый эффективный на данный момент источник энергии – ядерный реактор. Он имеет высочайшее количество энергии на единицу массы, то есть обладает высокой плотностью энергии. Это делает ядро ядерного реактора самым успешным источником энергии, когда-либо созданный человеком. Однако, данная технология пока что слишком сложна. Уместить в космический аппарат ядерный реактор теоретически возможно в недалеком будущем. Это станет огромным шагом вперед для человечества на пути к покорению космоса.

#### Библиографический список

1. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 60 «Крупногабаритные высокочастотные ионные двигатели»
2. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 60 «Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе»
3. 2000 - Современная энциклопедия
4. Plasma rocket breaks endurance record, NewScientist.com (14 августа 2007).
5. Ad Astra Rocket:// [Электронный ресурс], сайт компании Ad Astra. URL: <http://www.adastrarocket.com/aarc/VASIMR/> (дата обращения 09.02.2018)
6. Claudio Bruno, Paul A. Czysz Future Spacecraft Propulsion Systems: Enabling Technologies for Space Exploration // Springer Science & Business Media, 20 мар. 2009 г. – стр. 354
7. Ad Astra Rocket:// [Электронный ресурс] // сайт компании Ad Astra. URL: <http://www.adastrarocket.com/aarc/VASIMR/> (дата обращения 28.01.2018)
8. Ad Astra Rocket:// [Электронный ресурс] // сайт компании Ad Astra. High Power VASIMR Experiments using Deuterium, Neon and Argon. PDF: [http://www.adastrarocket.com/Jared\\_IEPC07.pdf](http://www.adastrarocket.com/Jared_IEPC07.pdf) (дата обращения 28.01.2018)
9. Ad Astra Rocket:// [Электронный ресурс] // сайт компании Ad Astra. VASIMR Performance Measurements at Powers Exceeding 50 kW and Lunar Robotic Mission Applications. PDF: [http://www.adastrarocket.com/ISGLP\\_JPSquire2008.pdf](http://www.adastrarocket.com/ISGLP_JPSquire2008.pdf) (дата обращения 28.01.2018)

УДК 629.7.06

#### ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА РУЛЕНИЯ ВС

*И. А. Бурдейный*

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации*

Каждый день происходят какие-то новые открытия, создаются новые технологии. Но наряду с этим есть и существенные проблемы. Одной из таких проблем стала экология. Люди ищут альтернативный вариант двигателю внутреннего сгорания, появились электромобили, солнечный

источники электроэнергии, ветряки... Но это все не прошло и мимо авиации, и актуальный вопрос, который остается открытым на сегодняшний день это – руление воздушного судна с помощью электрической системы руления (ЭСР), что поможет уменьшить эмиссию двигателей и шум в районе аэродрома. Но прежде чем углубляться в эту систему, задайте каждый себе этот вопрос, нужна ли эта система? Какие первые мысли приходят в голову, когда вы слышите о такой системе? Какие ее плюсы, минусы?

На сегодняшний день, разработкой таких систем занимаются следующие компании: WheelTug (Германия), Safran SA (французская промышленная компания) совместно с Honeywell (Американская корпорация, производящая электронные системы управления и автоматизации. Основные направления - аэрокосмическое оборудование, технологии для эксплуатации зданий и промышленных сооружений, автомобильное оборудование, турбокомпрессоры) и российский холдинг «Технодинамика» (Проектирование, производство и послепродажное обслуживание систем и агрегатов авиационного и космического применения)

#### Сушая экономия

По предварительным расчетам специалистов, этих систем, годовая экономия топлива на один самолет, от обычного потребления в год, будет составлять от 2% - 4%. Ежедневная экономия зависит от воздушной обстановки в районе аэродрома, от схемы и времени руления. Порой время на занятие исполнительного старта может достигать и часа, а все это время самолет стоит и сжигает керосин. В истории были такие случаи, когда из-за длительного ожидания на предварительном старте, ВС приходилось возвращаться на перрон для дозаправки.

Двигатель А320 и В737 потребляет во время руления около 11к топлива в минуту (что равносильно 13л керосина или 13\$) при использовании ЭСР, расходы составляют 2кг или же 2\$, из-за работы ВСУ.

Раз мы уже заговорили про авиационный двигатель, раскроем этот пункт более подробно. Через авиационный двигатель А320 или В737 проходит около 310 кг воздуха в секунду при выводе двигателя на взлетный режим, во время руления, конечно же, воздуха будет проходить меньше, но для старта ВС с места, для ускорения руления, пилотам приходится увеличивать режим работы двигателей, хоть это и не взлетный режим, но все же, двигатель засасывает различный мусор с поверхности перрона, РД, ВПП, при этом причиняя сильный ущерб лопаткам компрессоров, что сокращает ресурс двигателя, и приближает к капитальному ремонту, а это опять простой ВС, опять деньги, и уже даже сгоревшее топливо, играет не такую существенную роль, как ресурс двигателя. К общим сведениям, капитальный ремонт двигателей самолетов А320 и В737, производимые фирмой General Electric, выполняется после 26000 тысяч часов наработки или 10000 циклов (один цикл - взлет-посадка), в среднем расходы составляют от 1 – 3 млн.\$, максимальные расходы могут быть около 6 000 000 \$.

#### Главный приоритет – безопасность

А дальше у нас безопасность, приоритетом каждой авиакомпании является безопасность. Отказ от буксировщиков, тягачей, должен существенно уменьшить статистику столкновений ВС со спецтехникой. Каждое столкновение это опять затраты на ремонт, на восстановление техники, а такие инциденты могут носить различный характер, начиная от обычных вмятин или потертостей на обшивке ВС и заканчивая повреждением передней стойки или вовсе её переломом. А мало того, что ВС теперь нуждается в срочном техническом обслуживании, так каждая минута его простоя это деньги, драгоценные деньги авиакомпании, которые ВС приносит когда находится в воздухе. На сегодняшний день одной из многих целей авиакомпаний является, минимальное время нахождения ВС на земле, а максимальное в воздухе.

#### Электрическая система руления

Теперь немного о самой системе, в ЭСР используются индукционные электродвигатели, принцип действия которых мы разберем чуть позже. В первых испытаниях этой системы, которые проходили в 2010, 2011 годах, ЭСР устанавливалась на переднюю стойку шасси, это оказалось безуспешно, так как это незначительно, но влияет на центровку самолета (индукционный двигатель весит порядка 150кг), но основной проблемой было то, что основная нагрузка приходится на основные стойки шасси, то есть, при максимальной коммерческой загрузке и полной заправки ВС, колесо передней стойки может попусту прокручиваться, и ВС не тронется с места.

В дальнейших испытаниях ЭСР уже устанавливалась на основные стойки, что не влияло на центровку ВС, при полной заправке топливом и максимальной коммерческой загрузке ВС должно успешно рулить, при этом возникают проблемы с обеспечением тормозной системы, как их

установить, как обеспечить требуемый уровень безопасности. Во время испытаний, тормозная система была ослаблена.

Что касается органов управления, они будут находиться в кабине у пилота, в виде отдельного джойстика, с помощью которого можно будет изменять скорость руления.

#### Индукционный электродвигатель

Непосредственно возвращаясь к индукционному электродвигателю. Индукционным он называется, т.к. отсутствует контакт между ротором и статором – электричество в статоре создается вращающимся МП, которое проникает в ротор посредством электрической индукции и вызывает его вращение. То есть, статор - это неподвижная часть, которая выполнена из тонких высокопроницаемых пластин, внутри стального или чугунного корпуса, обмотка располагается в пазах статора, когда через нее проходит трехфазный переменный ток, возникает ВМП ( вращающееся потому что ток меняет направление ). Если в такое поле поместить замкнутый проводник, то в нем будет индуцироваться ЭДС согласно закону Фарадея, ЭДС создаст ток в замкнутом проводнике. Таким образом, получается, что замкнутый проводник с током находится в магнитном поле, это создаст магнитную силу, действующую на рамку проводника в соответствии с законом Лоренца, поэтому рамка проводника начнет вращаться, аналогия происходит и в асинхронном двигателе. Вместо замкнутого проводника используется ротор, который похож на беличью клетку. Трехфазный переменный ток, проходя через обмотку статора создает ВМП, ток будет индуцироваться в стержнях ротора, который начнет вращаться. Внутри ротора устанавливается изолированный сердечник из тонких слоев стали, такие тонкие слои стали помогают минимизировать потери на вихревые токи. Это является еще один плюсом трехфазного асинхронного двигателя, который является самозапускающимся. Если скорость вращения ротора будет совпадать со скоростью вращения МП, ротор будет испытывать постоянное магнитное поле, поэтому не будет индуцироваться ЭДС, а следовательно и ток, это означает что на ротор будет действовать 0 сила, поэтому ротор будет замедляться, но в ходе замедления на стержне ротора опять будет действовать переменное МП, поэтому индуцированный ток и сила снова увеличатся и ротор будет ускоряться, таким образом ротор всегда будет отставать от скорости МП, ( разница между этими скоростями – скольжение). Механическая энергия вращения передается через приводной вал, иными словами в асинхронном двигателе электрическая энергия подается через статор от двигателя, механическое вращение передается ротором.

#### Практическое применение ЭСР

В обоих случаях система запитывается от генератора ВСУ (его мощность порядка 100кВт) максимальная требуемая мощность в варианте с установкой на носовую стойку шасси – 70 кВт (скорость руления 18 км/ч), с основными стойками шасси ( двигатель на каждой основной стойке ) – 100кВт, каждый по 50кВт, при этом скорость руления будет порядка 40 км/ч .

Как уже и говорилось, во время первых испытаний ЭСР, индукционный двигатель устанавливался на носовой стойке, питание получал от аэродромного источника. ВС успешно рулило по РД даже с осадками на поверхности РД, ВПП, но на борту ВС нет пассажиров, а в баках минимальное количество топлива.

В 2013 году в Ле-Бурже была также представлена такая система компаниями Honeywell Aerospace и Safran SA, в течение целого дня А320 колесил по рулежным дорожкам, вперед - назад, выполнял развороты, за целый день самолет накатывал примерно 200км, по окончании выставки многие авиакомпании были заинтересованы в этой системе. Представители этой системы анонсировали 2016 год как начало массового производства ЭСР на рынок, но на улице уже 2018 год и об этой системе пока ничего не слышно. На официальных сайтах об этой системе ничего нет. На сегодняшний день не было выполнено ни одного полноценного полета ВС с этой системой на борту.

В 2015 году, на международном авиационно-космическом салоне была также представлена электрическая система руления, разработкой этой системы занимается российский холдинг «технодинамика» на официальном сайте есть поверхностная информация по поводу этой системы, а когда выйдет в массовое использование, сколько будет стоить сама система, ее обслуживание, эта информация отсутствует.

#### Каждая секунда задержки – лишние затраты

Компания WheelTug провела анализ затрачиваемого времени на запрос и ожидание буксировки, на саму буксировку, на подцепление и отцепление водила, на разворот ВС и другие процедуры буксировки, среднее значение получилось 13 минут. По их предварительным расчетам ЭСР сократит это время до 7 минут.

#### Технические проблемы

Безусловно, кажется, что система очень выгодна, проглядывается сплошная экономия, повышается безопасность, наблюдается улучшение экологии, но давайте посмотрим с практической точки зрения:

- система будет явно не бесплатная, и цен на неё нет, даже примерных.
- масса увеличивается на 300 кг (то есть мы вроде как сжигаем меньше топлива на земле, но полетная масса увеличивается)
- из-за вмешательства в конструкцию стойки шасси, возникают проблемы с тормозной системой.

– в варианте с установкой на носовую стойку шасси мы наблюдаем влияние на центровку.

– и вот тут уже красивая картина того, что ЭСР это отличный вариант для экономии начинает подводить. Да мы вроде увеличили ресурс маршевых двигателей, но теперь ВСУ придется обслуживать в разы чаще, так как это газотурбинный двигатель, у которого есть определенная наработка часов до капитального ремонта. (тут нужен очень точный расчет, на сколько часто будет ремонт и какие будут затраты, может быть выгоднее провести один капитальный ремонт маршевых двигателей, чем n-ое количество ремонтов ВСУ). ВСУ имеет мощность примерно 100 кВт, которая полностью будет уходить на электропитание ИД, а чем будет обеспечиваться электропитание на борту ВС? Ведь ВСУ устанавливается не только для запуска двигателей, но и для обеспечения электричеством всего самолета, если увеличивать генератор ВС, будет наблюдаться прямопропорциональное увеличение сжигаемого топлива ВСУ, а также масса самого генератора (где экономия?)

– следующий существенный минус, как будет вести себя система в зимний период, когда сцепление плохое, когда на РД имеется слой осадкой. Скорее всего, если на борту ВС будет максимальная коммерческая загрузка и полная заправка баков - самолет с трудом тронется с места, ведь при использовании основных двигателей он отталкивается за счет струи воздуха.

– низкая скорость руления, 40 км/ч. Во время руления по магистральным рулевым дорожкам, скорость ВС может достигать и 100 км/ч. Если мы будем рулить 40 км/ч, будет образовываться пробка, будет низкая пропускная способность аэродрома, будут большие очереди на взлет.

– прогрев двигателей, в какой момент времени будет выполняться эта процедура? Ведь во время руления на основных двигателях мы одновременно, и рулим, и прогреваем двигатели. Во время использования ЭСР когда это делать? На предварительном старте стоять и прогревать, тем самым опять мы создаем низкий поток движения. А в добавок и лишние расходы, ведь мы вроде как установили ЭСР чтобы избежать перерасход топлива во время руления, но теперь мы будем стоять на предварительном и сжигать то топливо, которое могли спалить во время руления на основных двигателях.

– эта система позволяет выполнять руление задним ходом, но стоит отметить, что это не автомобиль, габариты которого человек видит и ощущает. Обзор из кабины оставляет желать лучшего, возможна дополнительная установка парковочный радаров, для отслеживания расстояния между ВС и другими объектами, дабы избежать контакта, также можно установить видеокамеры, чтобы улучшить обзор, но это лишние затраты, помимо этого необходима дополнительная подготовка экипажа, для руления задним ходом.

Если углубиться очень хорошо в эту систему, безусловно найдутся еще как и плюсы, так и минусы. Эта система, возможно, полезна, если руление будет больше 20-30 минут, где будет проглядываться существенная экономия из-за топлива, но возникает еще один вопрос, если эта система так хороша, почему Boeing и Airbus не занимаются разработкой и усовершенствованием этой системы при проектировании и конструировании своих самолетов?! Этот вопрос я оставляю на размышление для каждого, а на этой ноте мы с вами расстанемся.

УДК 620.18

### **АНАЛИЗ МИКРОСТРУКТУРЫ ОБРАЗЦА, ВЫПОЛНЕННОГО МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ**

*А. А. Бобров, А.Ю. Усачёва, А.В. Побелянский*

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

Инновации сегодня становятся жизненно необходимыми для выживания машиностроительных предприятий и компаний. Одним из путей снижения стоимости конструирования сложных

инновационных изделий является применение новых революционных технологий, способных коренным образом улучшить качественные показатели выпускаемых изделий и условия производства. К приоритетным технологиям относятся технологии непосредственного получения трехмерных объектов на основе математической модели изделия. Данные технологии получили название аддитивные. Развитие данных технологий в большей степени предопределяют воплощение четвёртой промышленной революции «Индустрия 4.0».

Проектирование деталей и узлов с меньшей массой при сохранении их функциональности и физико-механических свойств является одной из основных задач, решаемых в аэрокосмической промышленности. Современное программное обеспечение позволяет оптимизировать геометрию детали, что приводит к эффективному сокращению ее массы. Однако, создание изделий сложной геометрии требует больших трудозатрат и материальных вложений, из-за чего использовать методы оптимизации в традиционном производстве иногда нецелесообразно. Технологии аддитивного производства позволяет получить сложную конструкцию без увеличения стоимости её производства. При этом производство изделий, спроектированных для изготовления по "традиционной" технологии, снижает эффективность применения аддитивных методов из-за завышенного использования материала. Таким образом, оптимизированные детали не только улучшают характеристики деталей, но и повышают производительность аддитивной технологии.

Аддитивное производство (англ. – additive manufacturing) представляет собой класс технологий изготовления деталей сложной формы по трехмерной компьютерной модели путем последовательного нанесения материала.

Процессы, используемые в аддитивном производстве, определяются состоянием применяемых материалов:

- жидкое (полимеры) – стереолитография, послойная наплавка, струйная печать;
- порошкообразное (полимеры, керамика) – 3d-печать, селективное лазерное спекание, селективная лазерная плавка;
- порошкообразное (металлы) – прямое лазерное спекание металлов, электроннолучевая плавка, прямое нанесение металлов, точное лазерное формование;
- твердое (полимеры, металлы, керамика, композиционные материалы)
- послойное изготовление объектов из листового материала (листы), произвольное экструзионное формование (провода).

Указанные технологические процессы к настоящему времени освоены рядом зарубежных компаний. Так, компания Boeing в последние годы изготавливает более 22 тыс. деталей 300 наименований для 10 типов военных и коммерческих летательных аппаратов, включая Dreamliner, а по заявлению представителя компании General Electric через 10 лет примерно половина изготавливаемых ими деталей будет получена с помощью аддитивных технологий.

Фирма Rolls-Royce [60] уже проводит летные испытания двигателя Trent XWB с изготовленным с помощью аддитивных технологий крупногабаритным титановым корпусом передней опоры. Выстроен целый завод, на котором уже налажен промышленный процесс выращивания лопаток из интерметаллида титана для турбин низкого давления. Фактически реализован полный производственный цикл: начиная от получения порошка и заканчивая лабораторными исследованиями продукции. Размер выращиваемых лопаток с бандажными полками — до 325 мм высотой, это колоссальный выигрыш и в массе, и в скорости изготовления, и в расходе материала.

Данные лопатки предназначены для использования на сертифицированных двигателях семейства LEAP фирмы CFMI. Перед этим в компании в течение семи лет проводились исследования и квалификация материала, производства, деталей: испытывались образцы, которые были выращены вертикально, горизонтально, под углом 45°, чтобы добиться такого технологического процесса, когда разница в свойствах в различных направлениях не превышала бы допустимой величины.

Фирма MTU Aero Engines на сегодняшний день имеет оборудование для изготовления деталей из металлических порошков сплавов Inconel 718, MAR-M-509, Steels и New Superalloys. Для двигателя



A320neo внедряется в серийное производство изготовление бароскопов методами аддитивных технологий.

Ожидается, что компания GE Aviation будет ежегодно печатать 40 тыс. форсунок. А компания Airbus к 2018 г. собирается печатать до 30 т деталей ежемесячно. Компания отмечает значительный прогресс в характеристиках произведённых таким способом деталей по сравнению с традиционным. Оказалось, что кронштейн, который был рассчитан на 2,3 т нагрузки, в действительности может выдерживать нагрузку до 14 т при снижении его веса вдвое. В самолётах Airbus насчитывается 60 тыс. частей, напечатанных на 3D-принтерах Fortus компании Stratasys. Другие компании авиакосмической индустрии также используют технологии аддитивного производства. Среди них: Bell Helicopter, BAE Systems, Bombardier, Boeing, Embraer, Honeywell Aerospace, General Dynamics, Northrop Grumman, Lockheed Martin, Raytheon, Pratt & Whitney, Rolls-Royce и SpaceX.

Американские аналитики прогнозируют, что в 2021 году объем мирового аддитивного производства составит около 10,8 млрд долларов.

Уникальные возможности аддитивного производства обеспечивают не только повышение коэффициента использования материалов и высокую точность размеров изготавливаемых изделий без их механической обработки, но и следующие основные преимущества:

- переход от массового производства к массовой кастомизации (возможность удовлетворения как можно большего числа индивидуальных заказчиков), увеличение номенклатуры изделий;
- возможность создания изделий со сложной формой или даже невозможной в обычном производстве конфигурацией;
- сокращение производственных издержек: себестоимости при малых партиях, затрат на электроэнергию, уменьшение размеров производственных площадей за счет исключения ряда технологических операций;
- существенное сокращение длительности производственного цикла, сроков и стоимости запуска изделия в производство благодаря отсутствию необходимости в специализированной инструментальной оснастке;
- резкое повышение гибкости производства, отсутствие необходимости переналадки оборудования под новое изделие;
- упрощение логистики и уменьшение объемов складских запасов;
- персонализация дизайна изделий.

Основными направлениями развития аддитивных технологий в России являются:

- создание исходных материалов и оборудования для их производства;
- разработка комплексных технологий аддитивного производства изделий;
- формирование сети центров коллективного пользования, в том числе для проведения испытаний, сертификации и стандартизации материалов и изделий аддитивного производства.

Работы по освоению аддитивных технологий активно развиваются организациями и предприятиями Минпромторга России, Минобрнауки России, Роскосмоса, Государственной корпорации «Ростех», Госкорпорации «Росатом», ОАО «Объединенная авиастроительная корпорация», ОАО «Объединенная двигателестроительная корпорация», научными организациями ФАНО России.

ФГУП «ВИАМ» создан научно-производственный технологический комплекс с замкнутым циклом аддитивного производства деталей для авиационных двигателей, включающий изготовление расходомерной шихтовой заготовки, мелкодисперсных металлических порошков различных сплавов и разработку технологий селективного лазерного спекания деталей из этих порошков с последующей газостатической обработкой. Среди его основных заказчиков ОАО «Авиадвигатель» и ОАО «НПО «Сатурн».

ОАО «Национальный институт авиационных технологий» разработано несколько типов экспериментальных лазерных установок послойного синтеза, освоены технологии производства сложнопольных деталей из закупаемых в Германии металлических, полимерных и керамических

порошков для авиационной техники как на установках собственной разработки, так и на оборудовании, приобретенном за рубежом. Кроме того, в этой организации созданы технологические комплексы аддитивного производства изделий из композитных материалов, песчаных форм и стержней, литейных моделей и оболочковых керамических форм. ОАО «НИАТ» поставляет свои изделия ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», ОАО «Климов», ОАО «ЦКБ морской техники «Рубин», ОАО «МПП имени В.В. Чернышева», ОАО «Кузнецов», ОАО «Энергомаш».

ФГУП «ЦНИИ КМ «Прометей» осуществляет работы по внедрению технологий послойного синтеза сложнопрофильных и крупногабаритных деталей из металлических порошковых композиций, а также по выращиванию полимерных моделей для фасонного литья в оболочковые формы. Это предприятие работает в интересах ОАО «Калужский турбинный завод», ОАО «Климов», ОАО «Композит». ОАО «Композит» в рамках выполнения заданий Роскосмоса проведены исследования по получению методами центробежного распыления порошков заданного фракционного состава из различных сплавов на основе никеля и титана.

Фундаментальные и поисковые научные исследования в области развития технологий послойного синтеза выполняются ИФХЭ РАН, Институтом металлоорганической химии имени Г.А. Разуваева РАН, Самарским филиалом Физического института имени П.Н. Лебедева РАН, Институтом теоретической и прикладной механики имени С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН, а также Московским государственным технологическим университетом «СТАНКИН», Санкт-Петербургским государственным политехническим университетом, Национальным исследовательским Томским государственным университетом, Национальным исследовательским ядерным университетом «МИФИ», Санкт-Петербургским национальным исследовательским университетом информационных технологий, механики и оптики и другими научными организациями, Балтийским государственным техническим университетом «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова.

В данной работе производится анализ микроструктуры образца, полученного на промышленном 3D принтере Concept Laser M2, использующего аддитивную технологию LaserCUSING лазерного плавления металлических порошков. Область построения 250x250x280, лазер мощностью 200 Вт. Открытая архитектура модуля настроек материалов для 3D печати данного принтера позволила использовать металлический порошок отечественного производства марки ПР-07Х18Н12М2, фракция 0 – 40 мкм, производство АО «ПОЛЕМА».

Для проведения исследований был использован цилиндр 15x45 мм, который был выращен под углом 45°. Данные исследования были проведены совместно ЦКП «АТОС» БГТУ «ВОЕНМЕХ» и АО «ЛОМО».

В процессе подготовки образцы зажимаются в тиски, шлифуются и полируются торцевые поверхности, любые дефекты, трещины, забоины, являющиеся концентраторами напряжений, не допускаются.

Металлографические исследования проводили методами световой микроскопии с использованием металлографического микроскопа «ЛОМО», оснащённого цифровой камерой.

При визуальном осмотре образца (рисунок 1), выращенного в вертикальном направлении, при небольшом увеличении видны чередующиеся полосы, возможно, это связано с дендритным ростом кристаллов, при этом данный полосчатый контраст объединен в пакеты, расположенные под углом друг к другу. Такое расположение пакетов, по-видимому, связано с направлением движения лазерного луча. При большем увеличении можно разглядеть столбчатые кристаллы в начальной стадии дендритного ветвления.

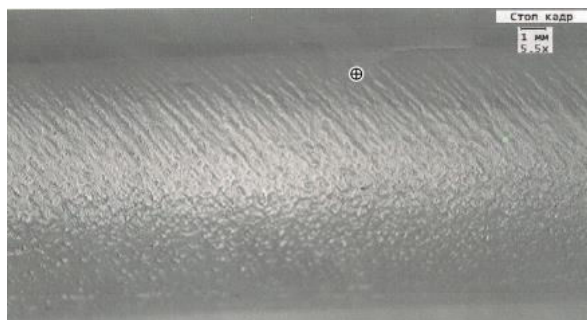


Рисунок 1 – Внешний вид образца при увеличении 5,5х

При лазерном воздействии на поверхности порошка образуется ванна расплава, которая перемещается параллельно с пучком лазера. Границы отдельных ванн расплава хорошо просматриваются в структуре материалов как в поперечном, так и в продольном сечениях. В структуре хорошо видны отдельные ванны расплава. В поперечном сечении ванны расплава имеют форму дугообразных сегментов, формирующих слоистую структуру объекта, однако из рисунка видно, что размеры отдельных ванн существенно различны. В продольном сечении ванны расплава имеют форму эллипсов, которые образуют ряды (треки) в двух взаимно перпендикулярных направлениях: это направления движения лазера при синтезе двух следующих друг за другом по высоте слоев.

На рисунках 2, 3 просматривается ликвация металла, на периферии образца прослеживается более мелкая зернистость, в сердцевине – более крупная. Микроструктурная неоднородность оказывает отрицательное влияние на механические и функциональные свойства детали и включает в себя: непостоянный размер зерна, наличие примесей.

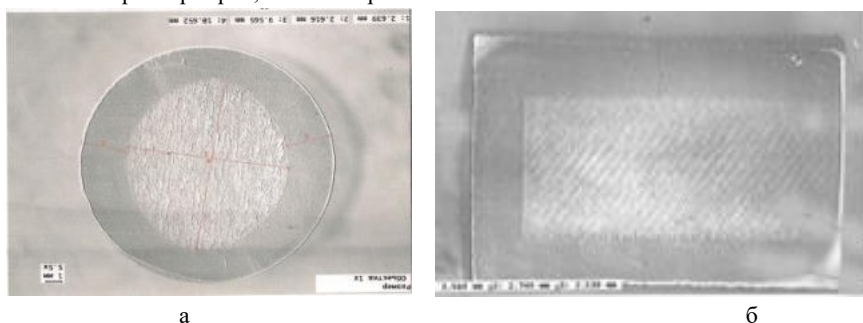


Рисунок 2 - Микрошлифы образца в увеличении 5.5х: а) поперечный; б) продольный.

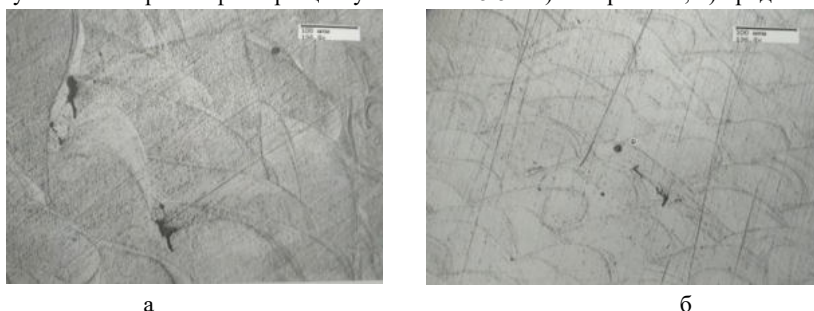


Рисунок 3 – Продольный микрошлиф при увеличении 200х: а) сердцевина; б) периферия.

Микроструктурная неоднородность во многом определена процессами, связанными с взаимодействием пятна лазерного излучения с порошковым материалом. Исследование влияния различных порошковых композиций было представлено в различных работах [3,4,5]. Большинство

работ посвящено исследованию влияния передаваемой на обрабатываемый материал плотности энергии лазерного излучения, определяемой такими параметрами, как мощность лазера, скорость сканирования и шаг сканирования. Данные работы показали корреляцию между плотностью энергии лазерного луча и плотностью синтезируемого материала, что позволило определить оптимальные режимы обработки.

В нетравленном состоянии на снимке на светлом поле металлической основы (рисунок 3а) можно увидеть раковины, твердые и мягкие неметаллические включения, расслоения. После травления (рисунок 3б) выявляется структура металлической основы, наблюдаются различные дефекты.

На рисунке 4 просматривается пористость, которая свидетельствует о неполном спеканию порошка. Не полностью расплавленные частицы являются источниками пониженной прочности материала, оказывает наибольшее влияние на усталостные характеристики материала и является источником развития трещин в образце из-за отсутствия механической связи между синтезируемыми слоями детали.

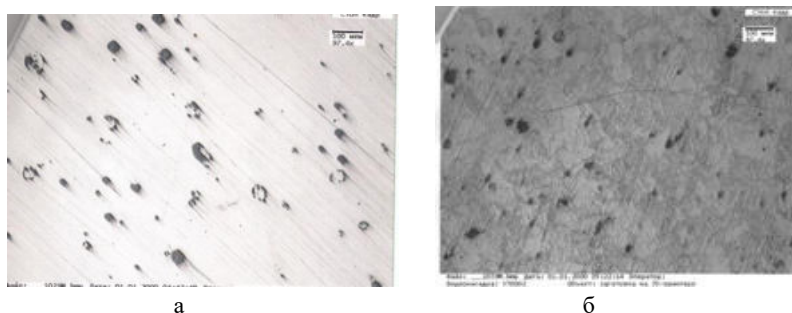


Рисунок 4 – микрошлиф в увеличении 100х: а) без травления, б) с травлением.

Для устранения дефектов была проведена термическая обработка, аустенизация. На снимке микроструктуры после обработки (рисунок 5), видно, что избавиться полностью от дефектов, указанных ранее, не удалось.

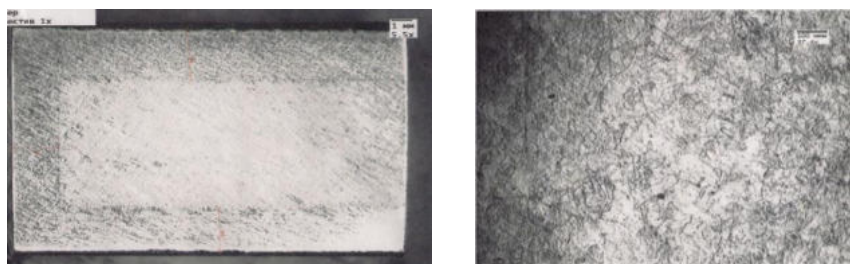


Рисунок 5 – микрошлиф после термической обработки

Формируемая в результате СЛС структура образца обладает повышенной твердостью: она составляет 223 НВ на периферии, 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.

По результатам металлографических исследований было установлено, что структура исходных образцов представляет собой дендритные зерна, состоящие из столбчатых кристаллов. В ходе выполнения работы было выявлено, что в образце присутствуют раковины, микроструктурная

неоднородность, расслоения. На процесс изготовления деталей методом СЛС влияет множество факторов. Некоторые из них определяются основными свойствами порошковых композиций. К управляющим факторам можно отнести технологические режимы процесса СЛС, скорость сканирования, мощность лазерного излучения, шаг сканирования, тип штриховки лазерным лучом, которые и подбираются для получения качественных деталей.

#### Библиографический список

1. Рудской А.И. Аддитивные технологии: учебное пособие / А.И. Рудской, А.А. Попович, А.В. Григорьев, Д.Е. Каледина. – СПб.: Изд-во Политехн. Ун-та, 2016.
2. Сотов А.В. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук «Разработка методики проектирования технологических процессов изготовления жаровых труб ГТД методом селективного лазерного сплавления». – 2018. С. 111-125.
3. Huang, Q. Microstructure and inclusion of Ti–6Al–4V fabricated by selective laser melting / Q. Huang, N. Hu, X. Yang, R. Zhang, Q. Feng // *Frontiers Mater. Sci.* – 2016. – V. 10 (4). – P. 428 – 431.
4. Popovich, V.A. Functionally graded Inconel 718 processed by additive manufacturing: Crystallographic texture, anisotropy of microstructure and mechanical properties / V.A. Popovich, E.V. Borisov, A.A. Popovich, V.Sh. Sufiiarov, D.V. Masaylo, L. Alzina // *Materials & Design.* – 2017. – V. 114. – P. 441 – 449.
5. Arisoy, Y.M. Influence of scan strategy and process parameters on microstructure and its optimization in additively manufactured nickel alloy 625 via laser powder bed fusion / Y.M. Arisoy, L.E. Criales, T. Özel, B. Lane, S. Moylan, A. Donmez // *Int. J. Adv. Manuf. Technology.* – 2017. – V. 90. – P. 1393 – 14.
6. Rolls-Royce breaks additive record with printed Trent-XWB bearing [Электронный ресурс]. - <https://www.theengineer.co.uk/issues/june-2015-digiissue/rolls-royce-breaks-additive-record-with-printed-trent-xwb-bearing>.

УДК 62-978

### РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ПАРОГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ ТРЕХКОМПОНЕНТНОГО ПАРОГАЗОГЕНЕРАТОРА

*Н. М. Верещагин*

*Научный руководитель: старший преподаватель Г.Б. Савченко*

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

Целью работы было провести обзор существующих способов повышения эффективности ГТУ, разработать новую схему на основе трехкомпонентного газогенератора и провести анализ ее эффективности.

Газотурбинные установки (двигатели) нашли широкое применение в авиации, в гражданской энергетике, а так же в качестве силовых узлов двигателей кораблей, как альтернатива дизель-электрическим и атомным. Они достаточно простые в устройстве (возможен модульный принцип компоновки) и эксплуатации, быстро вводятся в работу. В мире и в России, в том числе, инженеры и ученые тратят много сил и времени на разработку методов повышения эффективности газотурбинных установок.

Известны следующие способы повышения эффективности ГТУ [1]:

- форсирование параметров цикла;
- усложнение термодинамического цикла;
- впрыск воды, водяного пара в проточную часть ГТУ.

Главный способ форсирования параметров – повышение значений степени сжатия компрессора и степени подогрева.

Рост температуры газа при фиксированном значении степени сжатия осуществляется с малым увеличением мощности и КПД, в то время как значительное повышение температуры газа перед турбиной должно сопровождаться увеличением степени сжатия. Но реализация такого метода имеет ограничение по свойствам материала лопаток турбины, и как следствие, невозможность освоения в нынешних условиях.

Усложнение термодинамического цикла осуществимо с уменьшением температуры газов, покидающих ГТУ (при условии существования пороговой температуры в КС, ограниченной прочностью материалов двигателя). Один из способов – повышение степени сжатия в компрессоре и

степени расширения в турбине с введением изменений в конструкцию базового ГТД, что потребует дополнительных материальных затрат. Рассмотрим основные методы:

1. Повышение температуры воздуха перед камерой сгорания за счет использования тепла выхлопных газов реализуется в теплообменнике за компрессором. Некоторая часть теплоты, ранее сбрасываемая с оработавшим рабочим телом в атмосферу, полезно используется для подогрева воздуха перед КС. Это позволяет экономить топливо на подогрев топливо-воздушной смеси. Такой способ можно использовать в случае, когда температура продуктов сгорания за турбиной больше температуры воздуха после компрессора. Введение такой регенерации не изменяет внутренний относительный КПД цикла, а внутренний КПД установки возрастает [2]. Однако такой метод может привести к значительному усложнению конструкции, увеличению громоздкости, уменьшению ресурса, ухудшению эксплуатационных характеристик.

2. Промежуточное охлаждение при сжатии используется в ГТУ с регенератором. В реальной регенеративной ГТУ охлаждение в процессе сжатия в компрессоре повышает КПД установки. Введение регенерации в ГТУ снижает отрицательный эффект охлаждения воздуха в процессе сжатия. Для простейшей ГТУ получено, что, несмотря на неэкономичность охлаждения при сжатии для идеального цикла, для действительного охлаждения экономически целесообразно при низких КПД узлов [3]. Недостатками этого метода являются сложность конструкции, невысокая надежность, малый ресурс. Не подойдет для больших энергоустановок.

3. Промежуточный подогрев рабочего тела при расширении реализуется в ГТУ с регенератором. Подвод теплоты в процессе расширения повышает среднюю температуру рабочего тела и за счет этого увеличивает работу процесса расширения и цикла в целом. При объединении процессов подвода тепла и расширения получается получить общий политропный процесс, при котором происходит наибольшее увеличение работы. Данный процесс можно осуществить при сжигании топлива в проточной части турбины. Топливо при этом может поступать, например, через форсунки, которые будут находиться в сопловом аппарате, или же через выходные кромки соплвых лопаток. Попадание топлива на рабочие лопатки способствует их охлаждению. И это может обеспечить неизменную или даже пониженную температуру материала лопаток, в то время как температура газа в турбине увеличится. Недостатками станут: усложнение конструкции, эффективное применение при степени повышения давления выше (5...6), необходимость в увеличении расхода воздуха, что повлечет за собой увеличение потерь на собственные нужды установки (компрессор).

Повышение КПД одноконтурных ГТУ, созданных на базе авиационных ГТД возможно за счет:

- уменьшения радиальных зазоров;
- уменьшения расхода охлаждающего воздуха в газогенераторе за счет применения топливо - воздушных теплообменников.

В данной работе рассматривается третий способ и предлагается конкретная схема реализации. Компоненты топливной смеси, т.е. воздух и горючее (керосин) подаются в камеру сгорания в соотношении, близком к стехиометрическому. Соотношение между компонентами характеризуется специальным коэффициентом  $\alpha$  (коэффициент избытка окислителя:  $\alpha = \frac{K_m}{K_m^0}$ , где  $K_m$  – массовое соотношение компонентов,  $K_m^0$  – стехиометрическое соотношение компонентов). При стехиометрическом соотношении ( $\alpha = 1$ ) уменьшаются затраты на собственные нужды, вроде компрессора, поскольку расход воздуха будет значительно меньше и увеличиваются энергетические параметры газа (температура). Камера сгорания представляет собой охлаждаемую конструкцию. Чем ближе соотношение к стехиометрическому, тем выше температура в КС, в результате чего при  $\alpha$  близком к 1 воздух уже не может эффективно охлаждать ее стенки. Поэтому такие камеры сгорания охлаждаются проточной водой по межстеночному пространству. Организация охлаждения, в целом, аналогична регенеративному охлаждению КС и ГГ ЖРД, т.к. вода охлаждения за камерой сгорания впрыскивается в полость ВТР. В результате температура получаемого парагаза соответствует допустимой температуре, определяемой жаростойкостью турбинных лопаток. Использование такой схемы позволяет отказаться от котла, что повышает безопасность и мобильность установки. За счет добавления воды, которая впоследствии преобразуется в пар, в испарительной камере в газовый поток удастся повысить энергетический потенциал смеси и снизить температуру перед лопатками турбины.

Технически это можно реализовать следующим образом: компрессор оставляем без изменений, меняем параметры работы и конструкцию узла камеры сгорания. В стенках такой камеры по принципу «труба в трубе» делаем полость для воды, которая затем будет подаваться в испарительную камеру, а дальше смесь пара и газа проходит через смесительную камеру для получения максимального уровня однородности рабочего тела. Поскольку рабочее тело будет иметь параметры,

отличные от обычного газа, получаемого в ГТД, конструкция турбины так же изменяется (диск и лопатки первой ступени, а так же лопатки последующих ступеней).

Таким образом, удается совместить такие положительные моменты двух установок, как мобильность и высокая энергетика. Устраняются большие потери на собственные нужды, и повышается безопасность в виду отсутствия котла. Недостатками такой установки станут: необходимость водоподготовки.

Для оценки эффективности той или иной схемы можно использовать различные методики. Оценка экономической эффективности может быть проведена по различным признакам. Конкретно в данной работе оценивается изменение удельной мощности установки в расчете на 1 кг горючего. Эффективность выраженная в денежном эквиваленте будет естественно ниже, т.к. для её оценки необходимо учитывать ряд других параметров, например стоимость воды, эксплуатации дополнительных элементов установки и др.

Для проведения оценки вводится ряд допущений:

- КПД всех узлов принимается равным 1, в целях упрощения оценки;
- Процессы сжатия в компрессоре и расширения на турбине считаем адиабатными;
- Теплообменом через стенку между потоком газа и водой пренебрегаем;
- Конденсированная фаза отсутствует;
- Считаем, что теплообмен между водой/паром и газом на участке смешения происходит до достижения температурного равновесия.

В системе уравнений оценивать будем балансовые характеристики, т.е. расход компонентов и мощность.

Ниже приведена система уравнений, по которой проводилась оценка:

1. Удельная мощность на валу турбины, Вт/кг:

$$N_{уд} = N_T^{уд} - N_K^{уд} - N_{нв}^{уд} - N_{нг}^{уд}$$

$N_T^{уд}$  – удельная мощность турбины, Вт/кг;  $N_K^{уд}$  – удельная мощность компрессора воздуха, Вт/кг;  $N_{нв}^{уд}$  – удельная мощность насоса воды, Вт/кг;  $N_{нг}^{уд}$  – удельная мощность насоса горючего, Вт/кг.

2. Удельная мощность турбины:

$$N_T^{уд} = f(m_{пг}; R_{пг}; n_{пг}; T_T; \pi_T) = N_T / m_T = \frac{m_{пг}}{m_T} \frac{n_{пг}}{n_{пг} - 1} R_{пг} T_T \left[ 1 - (\pi_T)^{\frac{n_{пг} - 1}{n_{пг}}} \right]$$

$N_T$  – мощность турбины, Вт;  $m_{пг}$  – масса парагаза, кг;  $m_T$  – масса горючего, кг;  $R_{пг}$  – газовая постоянная парагаза, Дж/кг\*К;  $n_{пг}$  – показатель адиабаты;  $T_T$  – температура рабочего тела на турбине, К;  $\pi_T$  – перепад давления на турбине.

3. Удельная мощность компрессора воздуха:

$$N_K^{уд} = f(m_{ок}; R_{ок}; n_{ок}; \pi_K) = N_K / m_T = \frac{m_{ок}}{m_T} \frac{n_{ок}}{n_{ок} - 1} R_{ок} T_0 \left[ (\pi_K)^{\frac{n_{ок} - 1}{n_{ок}}} - 1 \right]$$

$N_K$  – мощность компрессора, Вт;  $m_{ок}$  – масса воздуха, кг;  $R_{ок}$  – массовое соотношение компонентов топлива;  $R_{ок}$  – газовая постоянная воздуха, Дж/кг\*К;  $n_{ок}$  – показатель адиабаты;  $T_0$  – температура окислителя перед компрессором, К;  $\pi_K$  – перепад давления на компрессоре.

4. Температура воздуха за компрессором:

$$T_1 = T_0 \left( \frac{p_{вых}}{p_{вх}} \right)^{\frac{n_{ок}}{n_{ок} - 1}}$$

$T_1$  – температура окислителя на входе в камеру сгорания, К;  $p_{вых}$  – давление на выходе из компрессора, Па;  $p_{вх}$  – давление на входе в компрессор, Па.

5. Удельная мощность насоса воды:

$$N_{нв}^{уд} = f(m_в; \rho_в; \Delta p_{нв}) = N_{нв} / m_T = \frac{m_в \Delta p_{нв}}{m_T \rho_в}$$

$N_{нв}$  – мощность насоса воды, Вт;  $m_в$  – масса воды, кг;  $\rho_в$  – плотность воды, кг/м<sup>3</sup>;  $\Delta p_{нв}$  – разность давлений на насосе воды, Па.

6. Удельная мощность насоса горючего:

$$N_{нг}^{уд} = f(\rho_г; \Delta p_{нг}) = N_{нг} / m_T = \frac{\Delta p_{нг}}{\rho_г}$$

$N_{нг}$  – мощность насоса горючего, Вт;  $\Delta p_{нг}$  – разность давлений на насосе горючего, Па;  $\rho_г$  – плотность горючего, кг/м<sup>3</sup>.

7. Масса газа в камере сгорания:

$$m_{\text{кс}} = m_{\text{г}} + m_{\text{ок}} = m_{\text{г}}(1 + K_m)$$

8. Масса парагаза:

$$m_{\text{пг}} = m_{\text{кс}} + m_{\text{в}} = m_{\text{г}} + m_{\text{ок}} + m_{\text{в}}$$

9. Уравнение теплового баланса для камеры сгорания на участке смешения:

$$m_{\text{кс}} C_p^{\text{кк}} (T_{\text{кк}} - T_{\text{т}}) = m_{\text{в}} C_p^{\text{в}} (T_{\text{кип}} - T_0) + m_{\text{в}} r + m_{\text{в}} C_p^{\text{пв}} (T_{\text{т}} - T_{\text{кип}})$$

$C_p^{\text{кк}}$  – удельная теплоемкость газа в камере сгорания, Дж/кг\*К;  $T_{\text{кк}}$  – температура газа в камере сгорания, К;  $C_p^{\text{в}}$  – удельная теплоемкость воды при нормальных условиях, Дж/г\*К;  $T_{\text{кип}}$  – температура кипения воды, К;  $T_0$  – начальная температура воды, К;  $r$  – теплота фазового перехода, Дж/кг;  $C_p^{\text{пв}}$  – удельная теплоемкость водяного пара, Дж/кг\*К.

Из этого уравнения следует отношение массы воды к массе газа в камере сгорания:

$$\frac{m_{\text{в}}}{m_{\text{кс}}} = \frac{C_p^{\text{кк}} (T_{\text{кк}} - T_{\text{т}})}{C_p^{\text{в}} (T_{\text{кип}} - T_0) + r + C_p^{\text{пв}} (T_{\text{т}} - T_{\text{кип}})}$$

Преобразуя, получаем отношение массы воды к массе горючего:

$$\frac{m_{\text{в}}}{m_{\text{г}}} = (1 + K_m) \frac{C_p^{\text{кк}} (T_{\text{кк}} - T_{\text{т}})}{C_p^{\text{в}} (T_{\text{кип}} - T_0) + r + C_p^{\text{пв}} (T_{\text{т}} - T_{\text{кип}})}$$

10. Массовые доли компонентов в составе рабочего тела:

$$g_{\text{в}} = \frac{m_{\text{в}}}{m_{\text{пг}}}$$

$$g_{\text{кс}} = \frac{m_{\text{кс}}}{m_{\text{пг}}}$$

$$g_{\text{г}} = \frac{m_{\text{г}}}{m_{\text{пг}}}$$

$g_{\text{в}}$  – массовая доля воды в составе парагаза;  $g_{\text{кс}}$  – массовая доля газа в составе парагаза;  $g_{\text{г}}$  – массовая доля горючего в составе парагаза.

11. Характеристики рабочего тела:

$$R_{\text{пг}} = R_{\text{кс}} g_{\text{кс}} + R_{\text{в}} g_{\text{в}}$$

$$n_{\text{пг}} = n_{\text{кс}} g_{\text{кс}} + n_{\text{в}} g_{\text{в}}$$

$$C_p^{\text{пг}} = C_p^{\text{кк}} g_{\text{кс}} + C_p^{\text{в}} g_{\text{в}}$$

$C_p^{\text{пг}}$  – удельная теплоемкость парагаза, Дж/кг\*К;

Расчет производился на режиме  $\alpha = 1,3$ . Для традиционных ГТД значение  $\alpha$  находится в диапазоне (2...2,5). Идеальный режим для ПГТУ –  $\alpha = 1$ , т.е. стехиометрическое соотношение компонентов. Выбор значения несколько больше стехиометрического объясняется стремлением компенсировать расход рабочего тела, который уменьшается следом за уменьшением расхода воздуха. Диапазон давлений в камере сгорания принимается от 0,5 МПа до 2 МПа. Параллельно для сравнения принципиально рассчитывалась ГТУ в том же диапазоне давлений. Масса горючего была принята равной 1 кг.

По результатам расчета получилось, что во всем диапазоне давлений новая схема превосходит традиционную. Результаты приведены в таблице 1 и на рисунке 1.

Таблица 1. Величина удельной мощности для ПГТУ и ГТУ для разных давлений на входе в камеру сгорания.

$P_{\text{вх}}^{\text{кк}}$ , МПа	$N_{\text{пг}}^{\text{мех}}$ , МВт/кг	$N_{\text{гтд}}^{\text{мех}}$ , МВт/кг
0,5	14,342	11,046
0,6	15,094	11,565
0,7	15,675	11,880
0,8	16,064	12,085
0,9	16,307	12,216
1	16,502	12,314
1,1	16,640	12,340
1,2	16,722	12,342
1,3	16,790	12,326
$P_{\text{вх}}^{\text{кк}}$ , МПа	$N_{\text{пг}}^{\text{мех}}$ , МВт/кг	$N_{\text{гтд}}^{\text{мех}}$ , МВт/кг
1,4	16,825	12,297
1,5	16,829	12,277
1,6	16,857	12,199
1,7	16,809	12,154
1,8	16,815	12,067
1,9	16,755	12,037
2	16,728	11,944



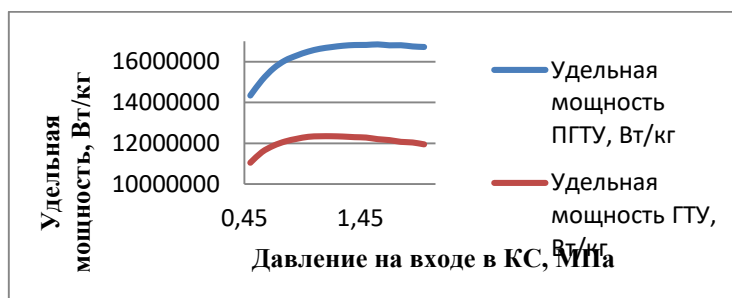


Рис. 1. График изменения удельной мощности ПГТУ и ГТУ

Как видим из данных, у той и другой установки есть свои максимальные значения удельной мощности при определенном давлении: для ГТУ это 12,342 МВт/кг при  $P_{вх}^{КС} = 1,2$  МПа, для ПГТУ – 16,857 МВт/кг при  $P_{вх}^{КС} = 1,6$  МПа.

Исходя из того, что при одинаковом расходе горючего новая ПГТУ показала выше удельную мощность на выходе, чем традиционная ГТУ, делаем вывод, что новая схема действительно эффективнее.

#### Библиографический список

1. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В., Резник В.Е., Цыбизов Ю.И. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения. Самара: СНЦ РАН, 2004. – 266
2. Сенюшкин Н. С., Лоскутников А. А. Способы повышения эффективности энергоустановок на базе ГТД // Молодой ученый. 2011. — №7. Т.1. — С. 53-55. URL <https://moluch.ru/archive/30/3496/> (дата обращения: 02.04.2018)
3. Теория и проектирование газотурбинных двигателей и комбинированных установок: Учебник для вузов / Ю.С. Елисеев, Э.А. Манушин, В.Е. Михальцев и др. – 2-е изд., перераб. и доп. –М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. – 640 с.

УДК 669.713

### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ХИМИЧЕСКИ РЕАГИРУЮЩИХ ТЕЧЕНИЙ В ЭЛЕМЕНТАХ ТЕПЛООБМЕННИКА

*И. А. Вихрова*

*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 настоящей работе рассматривается применение теплообменных аппаратов в технических процессах повышения октанового числа бензина или конверсии метана. Так как прямое моделирование сложной конструкции с множеством элементов (рисунок 1) и учетом всех химических процессов является очень ресурсоемкой задачей, то в работе рассматривается упрощенная модель. В качестве основы берется модель течения в пористой среде.



Рис. 1. Пример теплообменника, рассматриваемого в данной работе (Рисунок взят из [1])

Существуют структурные и осредненные модели пористой среды. Осредненные модели на основе задания матрицы пористости хорошо используются для моделирования физико-химических процессов. Но у них есть недостаток – нужно знать, как выглядит матрица пористости, ее вид как раз можно получить из анализа структурных моделей.

Существуют уже известные математические модели поровой структуры, которые воспроизводят различные варианты геометрии пор. К таким моделям относится регулярная упаковка сферами, которая является структурной моделью. На основе уже известной модели создается принципиально новая.

В данной работе поверхность фигур используемых в пористой структуре задается функцией вида  $x^n + y^n + z^n = R^n$ . (1)

Если степень  $n = 2$ , то уравнение (1) описывает сферу. При моделировании таких технических устройств, как теплообменник лучше использовать фигуры типа куб или параллелепипед. Меняя значение  $n$  будут получаться совершенно разные фигуры, поверхность которых построена в среде Maple (рисунок 2...5).

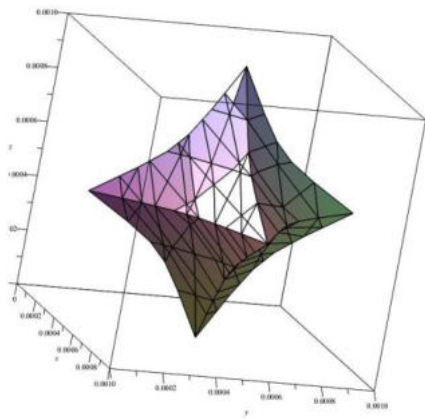


Рис. 2. Фигура, полученная при  $n = 0.75$

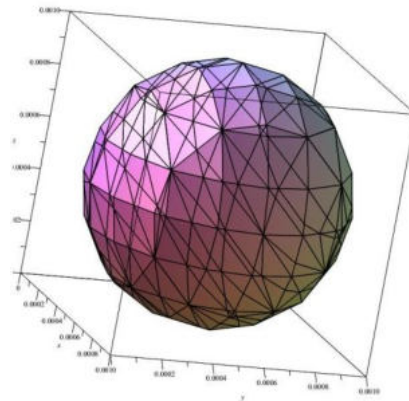


Рис. 3. Фигура, полученная при  $n = 2$

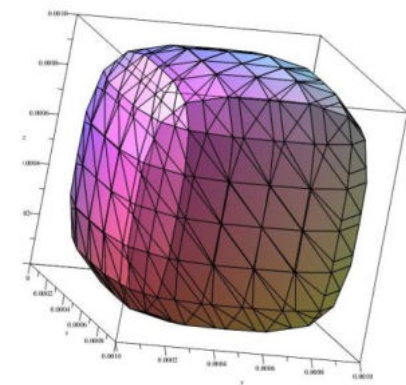


Рис. 4.- Фигура, полученная при  $n = 4$

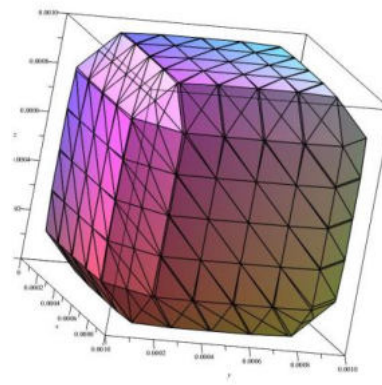


Рис. 5. Фигура, полученная при  $n = 8$

В данной работе рассматривается пересечение таких фигур, как сфера и звезда (рисунок 6).

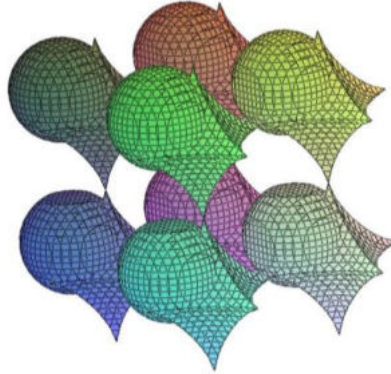


Рис. 6 – Пример упаковки сферами и звездами

При постановке задачи вязкой теплопроводной жидкости в гидромеханике используют замкнутую систему уравнений

$$\begin{cases} \frac{\partial v_x}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_x}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_x}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_x}{\partial z} = F_x + \frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial p_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial p_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial p_{zx}}{\partial z} \right); \\ \frac{\partial v_y}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_y}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_y}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_y}{\partial z} = F_y + \frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial p_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial p_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial p_{zy}}{\partial z} \right); \\ \frac{\partial v_z}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_z}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_z}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} = F_z + \frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial p_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial p_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial p_{zz}}{\partial z} \right). \end{cases} \quad (2)$$

Связь тензора напряжений с тензором скоростей деформации:

$$\begin{cases} p_{xx} = -p - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z} \right) + 2\mu \frac{\partial v_x}{\partial x}; \\ p_{yy} = -p - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z} \right) + 2\mu \frac{\partial v_y}{\partial y}; \\ p_{zz} = -p - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z} \right) + 2\mu \frac{\partial v_z}{\partial z}. \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} p_{xy} = p_{yx} = \mu \left( \frac{\partial v_x}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x} \right); \\ p_{xz} = p_{zx} = \mu \left( \frac{\partial v_x}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial x} \right); \\ p_{yz} = p_{zy} = \mu \left( \frac{\partial v_y}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial y} \right). \end{cases} \quad (4)$$

Так как чаще всего частицы в пористой структуре имеют неправильную форму и разные размеры, невозможно искать решение уравнений движения жидкости в такой среде. Обычно различные потоки в термодинамике пористой среды выражаются с помощью линейного уравнения вида [2]:

$$v' = k \cdot v, \quad (5)$$

где  $k$  – матрица пористости, которая выглядит так:

$$k = \begin{pmatrix} k_{xx} & k_{xy} & k_{xz} \\ k_{yx} & k_{yy} & k_{yz} \\ k_{zx} & k_{zy} & k_{zz} \end{pmatrix}. \quad (6)$$

$$\begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_x' \\ v_y' \\ v_z' \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} k_{xx} & k_{yx} & k_{zx} \\ k_{xy} & k_{yy} & k_{zy} \\ k_{xz} & k_{yz} & k_{zz} \end{pmatrix}. \quad (7)$$

$$\begin{cases} v_x = v_x' \cdot k_{xx} + v_y' \cdot k_{xy} + v_z' \cdot k_{xz}; \\ v_y = v_x' \cdot k_{yx} + v_y' \cdot k_{yy} + v_z' \cdot k_{zy}; \\ v_z = v_x' \cdot k_{zx} + v_y' \cdot k_{zy} + v_z' \cdot k_{zz}. \end{cases} \quad (8)$$

В уравнениях (2-4)  $v_x$  заменяется на  $v_x'$ . В итоге получается принципиально новая математическая модель с учетом коэффициента пористости.

Пористость по определению

$$m = \frac{V_n}{V} = \frac{V - V_c}{V} = 1, \quad (9)$$

где  $V$ ,  $V_n$  и  $V_c$  - объемы пористой среды, пор и скелета соответственно. Объем скелета в ячейке составляют сфера и звезда за вычетом объема их пересечений в виде сегментов определенной формы.

$$V_c = (n_{cf}V_{cf} + n_{zv}V_{zv}) - (n_{cr1}V_{cr1} + n_{cr2}V_{cr2}), \quad (10)$$

где  $n_{cf}$ ,  $n_{zv}$ — количество сфер и звезд в ячейке,  $n_{cr1}$ ,  $n_{cr2}$ — количество первых и вторых сегментов в ячейке,  $V_{cf}$  – объем сферы,  $V_{zv}$  – объем звезды,  $V_{cr1}$ ,  $V_{cr2}$  – объем первого и второго сегмента[3].

Так как пористость напрямую зависит от объема пересекающихся фигур, то появляется еще одна задача – необходимо найти объем этой фигуры. Существует известное решение задачи нахождения объема замкнутой фигуры по поверхности - тройным интегралом[4].

Описанная математическая модель помогает имитировать простейшие элементы теплообменника, дает возможность в дальнейшем использовать ее для решения более сложных и точных задач, а также имеет большие перспективы.

Основным результатом этой работы является предложенный вариант задания матрицы пористости, используемой в рассматриваемых теплообменниках.

#### Библиографический список

1. <http://www.directindustry.com.ru/prod/trianon-echangeur/product-54117-1857722.html> дата посещения 12.04.2018.
2. Москалев П.В., Шитов В.В. Теоретическое моделирование пористых структур/ Москва: ФИЗМАТЛИТ, 2007.
3. Игошин Д.Е., Никонова О.А., Мостовой П.Я. Моделирование пористой среды регулярными упаковками пересекающихся сфер/ Вестник Тюменского Государственного университета, 2014.
4. Кудрявцев Л.Д. Краткий курс математического анализа. Т.1/ Альфа, 1997.

УДК 66-978

### ТЕПЛОЗАЩИТА ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Л. С. Гарбузов*

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

Целью данной статьи является описание принципа активной тепловой защиты (АТЗ) элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) при аэродинамическом нагреве. В статье предлагается активная тепловая защита (АТЗ) основываясь на таком принципе, когда конструктивные элементы ГЛА принимают участие в охлаждении обшивки и генерации водородосодержащего топлива непосредственно на борту летательного аппарата. В основе данного способа лежит подведение тепла, использование катализатора и термохимического реактора.

Повседневное присутствие человека за пределами Земной атмосферы, а также освоение других планет нашей Солнечной системы крайне сложно, если не существует надёжного способа перемещения необходимых грузов на орбиту, сравнимого с перемещением грузов пассажирскими авиалайнерами. Решение данной проблемы создало бы бесперебойное перемещение оборудования и персонала на орбиту планеты Земля, а также доставку необходимых строительных материалов для орбитальных предприятий.

Для решения данной проблемы главным претендентом является воздушно-космический самолёт (ВКС). Такой самолёт мог бы совершать многократные гиперзвуковые перемещения в атмосфере без технических потерь. Например, такой (ВКС) смог бы доставить пассажиров или полезный груз в любую точку России за очень короткое время. Актуальность для России обусловлена самой большой протяженностью территории в Море. Также воздушно-космический самолёт можно было бы отправлять на места кораблекрушений для оперативной помощи пострадавшим.



Рис. 9. воздушно-космический советский самолёт (пример)

Гиперзвуковой летательный аппарат преодолевает сопротивление атмосферы и затрачивает часть энергии топлива на преодоление воздушного сопротивления, вследствие чего внешняя оболочка летательного аппарата и нагревается. Таким образом, корпус гиперзвукового летательного аппарата нагревается за счёт потенциальной энергии и энергии топлива на борту. Это приводит к появлению «теплового» барьера.

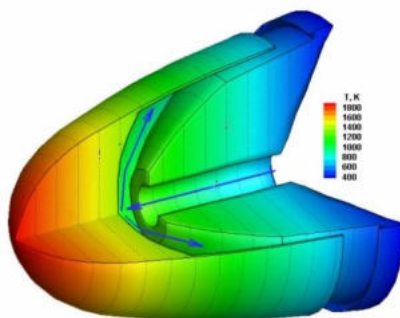


Рис. 2. тепловая нагрузка на корпус ГЛА

В настоящее время существует огромное количество способов активной и пассивной тепловой защиты. Исходя из этого, следует, что гиперзвуковой летательный аппарат по способу взаимодействия с набегающим потоком можно разделить на условные две группы: открытые и закрытые.

К закрытым системам относятся современные ГЛА, которые игнорируют потраченную энергию на преодоление силы сопротивления атмосферы. Эта энергия лишь воздействует на обшивку аппарата и нагревает её. К таким ЛА можно отнести «Space Shuttle», выпущенный в 1981 в США, индийский «Avatar» 1998 года выпуска, российский «Буран» 1988 года выпуска, китайский «Шеньлунь», совершивший первый суборбитальный полёт в 2011 г. и множество других. Например, в системах «Спираль», советского производства, теплозащита была выполнена с применением плакированных пластин, то есть покрытой методом горячей прокатки поверхности материала слоем металла. В данном случае был ниобиевый сплав с покрытием на основе дисилицида молибдена. Температура поверхности носовой части фюзеляжа на разных стадиях спуска с орбиты могла достигать 1600 °С [1]. У «Спирали» снизу предполагалось установить экран тепловой защиты, имеющий сходство с рыбьей чешуёй. Вследствие чего, можно сделать вывод, что на начальных этапах создания гиперзвуковых летательных аппаратов для борьбы с высокими температурами предлагалось использовать теплоустойчивые сплавы с покрытием, защищающим от окисления. Важно заметить, что во время ведения разработок этого проекта, была актуальна идея теплозащиты летательного аппарата

сверхлегкими керамическими плитками, покрывающими весь корпус аппарата. Именно эта система использовалась в проекте США «Space Shuttle» и советском «Энергия-Буран».



Рис. 3. космический корабль Буран

В то время опыт производства тепловой защиты из тугоплавких металлов уже имелся. Но, ввиду слишком большого веса, сложности расширений и сжатий при резком перепаде температур более 1000°C, возможности разрушения антикоррозийного покрытия, заставили использовать при создании системы «Space Shuttle» пассивную тепловую защиту в виде керамических плиток. Из-за схожести принципов создания «Space Shuttle» и «Энергия-Буран», многоразовая тепловая защита «Бурана» идентична тепловой защите «Челнока»[1].



Рис. 4. плиточная пассивная тепловая защита шаттла Индевор

Самая высокая температура орбитальной ступени приходится на носовую часть (до 1600°C), на переднюю кромку крыла (1340°C), на заднюю кромку крыла (1090–1260°C) и на киль (1175°C) [1,2]. Для создания тепловой защиты американского ВКС «Колумбия» было затрачено около 31000 единиц керамической плитки. Масса готового изделия составляла более 7 тонн при наружной площади 1100 м<sup>2</sup> [3]. Несомненно, такая теплозащита крайне нецелесообразна, подтверждением этому явились аварии двух американских шаттлов программы «Space Shuttle» 1986 г. – «Челленджер» и 2003 г. – «Колумбия» [4]. Также, недостатком являются низкие допустимые тепловые нагрузки материалов данной теплозащиты, что влечёт собой увеличение габаритных размеров и массы корпуса ЛА. Ввиду увеличения аэродинамического сопротивления, сильно возрастает стоимость. Поэтому, вышеописанный способ тепловой защиты малопригоден для применения, опасен для человеческих жизней и неперспективен, ввиду высоких финансовых затрат.

Но не все пассивные системы пассивной защиты неактуальны и нецелесообразны. В пример «полезной» тепловой защиты можно привести обтекатель летательного аппарата. Головной обтекатель (ГО) или обтекатель летательного аппарата - вид пассивной теплозащиты ГЛА. В головном обтекателе (ГО) обычно располагается полезный груз или, в случае ракеты, спутник. ГО имеет форму, обеспечивающую наименьшее аэродинамическое сопротивление, а вследствие чего, наименьший нагрев. Головной обтекатель выполняется с использованием высокопрочных и высокомодульных полимерных композиционных материалов из углепластика, стеклопластика, органопластика и заполнителя сотовой текстуры. Обтекатель летательного аппарата используется повсеместно. Этот конструктивный элемент можно увидеть как на отечественных летательных аппаратах, так и на зарубежных.



Рис. 5. производство головных обтекателей летательных аппаратов

Гиперзвуковые летательные аппараты, которые обмениваются с окружающей средой веществом и энергией, используя собственные бортовые системы, относятся к открытым аэродинамическим системам. Энергия таких аппаратов используется на преодоление силы лобового воздушного сопротивления, переходит в другие виды энергии и затрачивается на работу бортовых систем.

В пример можно привести британский HOTOL (Horizontal Takeoff and Landing), оснащённый двигателем RB545 всемирно известного завода Rolls-Royce. В двигателе в качестве горючего используется водород, а окислитель – кислород. Отличительной чертой этого аппарата является использование забортного атмосферного кислорода. Принцип ожижения кислорода из воздуха также разрабатывался в США в начале 1960-х, и носил название LACE (liquid air cycle engine) [5-7].

Для лучшего понимания открытых аэродинамических систем, также в пример можно привести ещё один британский проект «Skylon». Он оснащён двумя многорежимными турбопрямоточными двигателями, которых, по задумке конструкторов, ему будет хватать и для разгона, и для полёта в атмосфере Земли, и для посадки в аэропорту. Его отличительной чертой является тот факт, что для вращения турбины турбокомпрессора аппарат будет использовать гелий, нагретый за счёт лобового аэродинамического сопротивления обшивки. Также, по задумкам авторов проекта, гелий сможет охлаждать сопла Skylon-a [5-7]. Испытания двигателя этого аппарата запланированы на 2019 год. Впечатляющей особенностью является грузоподъёмность аппарата с таким двигателем, она составляет порядка 230 тонн [8].



Рис. 6. макет летательного аппарата Skylon

Автором статьи описывается метод охлаждения обшивки гиперзвукового летательного аппарата, сопровождаемого генерацией водорода на борту. Использование отведенного тепла от обшивки летательного аппарата аналогично паровой конверсии углеводородов ГЛА АЯКС [5-9]. Поэтому гиперзвуковой летательный аппарат, использующий реакцию конвективного разложения можно назвать активной системой, обменивающейся энергией с окружающей средой. Теплом, полученным обшивкой аппарата вследствие лобового сопротивления, мы нагреваем жидкость, которая находится в рубашке охлаждения корпуса (тип канала охлаждения - фрезерованный). Выбор этой жидкости обуславливался рядом факторов, основными из которых являлись химические свойства и взаимодействие с теми или иными металлами, температуры разложения и многое другое. Ввиду низкой стоимости самой жидкости и относительно невысокой стоимости бортового оборудования ГЛА для работы с именно этой жидкостью, наиболее целесообразным является метанол ( $\text{CH}_3\text{OH}$ ). Метанол представляет собой простейший одноатомный спирт, хорошо смешивающийся с водой.

Впервые был получен в 1834 году. Метанол, при взаимодействии с медно-цинковыми катализаторами, разлагается на водород и углекислый газ. Реакция протекает быстрее при высоких температурах и низком давлении.



Далее есть возможность преобразование остаточного углекислого газа в водород с выделением диоксида углерода.



Но эта реакция не затрачивает тепло, а, наоборот, его выделяет. Ко всему прочему, проведение второй реакции сильно усложняет конструкцию бортовой системы летательного аппарата. Поэтому рациональнее будет отказаться от неё.

На внутреннюю поверхность рубашки охлаждения необходимо нанести медно-цинковый катализатор для успешного протекания реакции. Далее, при соблюдении технологии, в процессе разложения

Плюсы использования активной тепловой защиты и генерации водорода, за счёт разложения простейших спиртов:

1. Существенно снижается тепловое воздействие на части корпуса ЛА, поскольку часть аэродинамического тепла уходит на нагрев «охлаждающей жидкости». КПД данного преобразования примерно составляет 10-25% и выше.

2. Весь процесс каталитического разложения с выделением водорода осуществляется внутри элементов корпуса ЛА, под обшивкой, что не влечёт собой негативных изменений аэродинамических характеристик ЛА, оснащенных данной тепловой защитой.

3. Осуществление данных процессов теплозащиты на борту ЛА обуславливают снижение градиента температур, а, следовательно, при больших перепадах температур уменьшается сложность при компенсации температурных расширений и сжатий в наиболее теплонпряженных участках ГЛА, что влечёт собой повышение надежности конструкции ГЛА в целом.

4. Главным достоинством данной концепции является широта областей применения данных устройств:

– Основной областью является авиация, космонавтика и ракетно-космическая техники. Использование данных бортовых устройств решает актуальные технические проблемы создания межконтинентальных гиперзвуковых пассажирских самолетов (перемещение из одной точки Мира в другую за один – два часа), а также Воздушно Космических Самолетов (одноступенчатые многоэтажные средства, позволяющие выводить полезный груз на орбиту). Уменьшение тепловых нагрузок на элементы конструкции позволяет повышать надежность ЛА. Разработанные на базе данного принципа ГЛА и ВКС могут стать основой полномасштабного присутствия России на всех высотах в атмосфере и за ее пределами, интенсифицировать ее экономическое и социальное развитие.

– Аналогичную технологию можно использовать и при исследовании других объектов Солнечной системы в космических аппаратах, находящихся вблизи от источников тепла или вблизи Солнца.

5. Так как в конечном результате реакции вырабатывается водород, необходимо упомянуть положительные свойства водорода, как топлива:

Водород — один из самых распространенных элементов на земле. На Земле, чаще всего, его получают электролизом воды, в результате которого образуются водород и кислород. При воспламенении смесь этих газов сгорает с образованием воды. Таким образом, энергию, затрачиваемую на разложение воды, вновь получают при сжигании смеси образующихся газов. Следовательно, водород — неуничтожаемый аккумулятор энергии, не нарушающий биологического равновесия на планете.

#### Библиографический список

1. Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б., «Космические крылья». М.: ООО «Лента Странствий», 2009. – 496с.: ил.
2. Нейланд В.Я., Тумин А.М., «Аэротермодинамика воздушно-космических самолетов. Конспект лекций».г. Жуковский: ФАЛТ МФТИ, 1991г., 201с.
3. Журнал Новости Космонавтики, №9, 2003, с. 10-13
4. [https://ru.wikipedia.org/wiki/спейс\\_шаттл](https://ru.wikipedia.org/wiki/спейс_шаттл)
5. Журнал Новости Космонавтики, №23/24, 1998 с. 50-51
6. Журнал Новости Космонавтики, № 9, Сентябрь 2007, С. 66-68
7. Журнал Новости Космонавтики, № 10, Октябрь 2007, С. 68-71



**НАДЕЖНОСТЬ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ***А. Д. Губарев, С. В. Ивакин**Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. 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 согласно 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) оптического-электронной аппаратуры космических комплексов, несмотря на опыт эксплуатации в космических условиях, отсутствуют. Оптико-электронные приборы классифицируются с учётом 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 оптического-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 надёжности сложных технических систем, позволяющей достоверно оценить влияние конструктивных, технологических и эксплуатационных параметров на эффективность функционирования [2].

Создание таблиц по надёжности оптического-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 расчётах следует учитывать вероятность появления двойных отказов и множественных отказов.

Во время периода непрерывной работы космическая аппаратура, как правило, является необслуживаемой по отказу системой, а перед периодом непрерывной работы прибор приводится в начальное по надёжности 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 пуско-наладки и предъявительских испытаний с целью исключения отказов, обусловленных дефектами элементов и производства.

Типовая диаграмма повышения вероятности безотказной работы в процессе пуско-наладки и предъявительских испытаний представлена на рис.1.

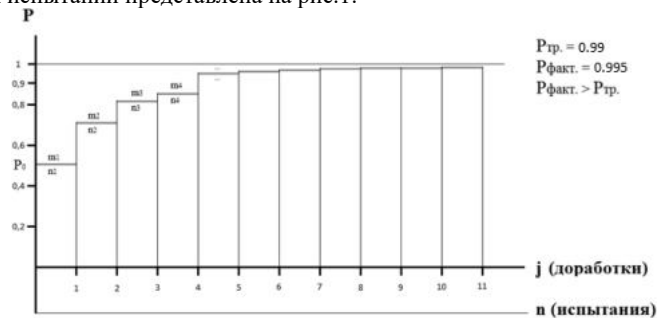


Рис.1. Диаграмма повышения вероятности безотказной работы в процессе пуско-наладки и предъявительских испытаний.

Как видно из диаграммы, вероятность безотказной работы увеличивается в процессе испытаний и отработки, превышая требуемое значение после очередной доработки. Отработку на надежность аппаратуры космических комплексов предлагается проводить в соответствии со структурно-логической схемой приведенной на рис.2.

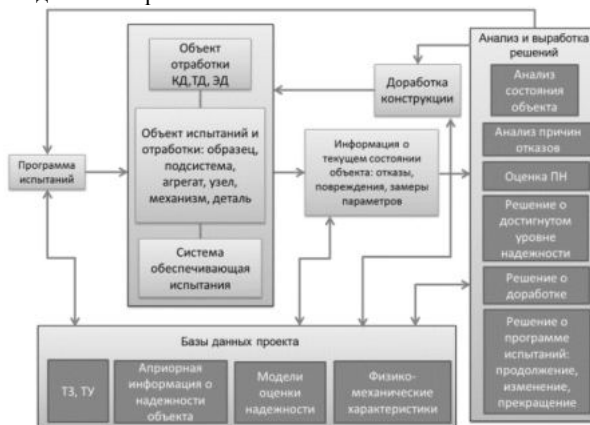


Рис.2. Структурно-логическая схема процесса отработки аппаратуры космических комплексов

Значение вероятности безотказной работы оптико-электронной аппаратуры космических комплексов следует определять по формуле:

$$P_0(t) = e^{-\lambda \cdot t}, \quad (1)$$

где  $\lambda$  - интенсивность отказов изделия;  $t$  – время функционирования изделия.

$$\lambda = \sum_i^n \lambda_i \quad (2)$$

$\lambda_i$  - интенсивность отказов  $i$ -го элемента изделия;  $n$  - количество учитываемых при расчёте элементов.

Интенсивность отказов элементов изделия рассчитывается по формуле (3), где для учета влияния различных режимов и условий эксплуатации следует использовать поправочный коэффициент  $k_i$ . Это своего рода поправка, учитывающая электрическую нагрузку элементов, температуру окружающей среды, степень жесткости условий эксплуатации, внешние ионизирующие излучения, требования к контролю качества, правила приемки изделий и т.д.

$$\lambda_i = \lambda_{in} \cdot k_i, \quad (3)$$

$\lambda_{in}$  - номинальное значение интенсивности отказов  $i$ -го элемента изделия.

#### 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 608.3

### ПРИМЕНЕНИЕ OFDM СИГНАЛОВ РАДИОКАНАЛА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ РОБОТИЗИРОВАННЫМ КОМПЛЕКСОМ

*А. В. Егоров, В. А. Зорин*

*Военная академия связи имени Маршала Советского Союза С.М.Буденного*

В основе формирования данных сигнала лежит фазовый метод, это модуляция с непрерывной фазой и с минимизацией сдвига по частоте. Алгоритм формирования и приема сигналов основан на использовании решетчатой структуры с минимальным сдвигом по частоте и производительного алгоритма спектрального преобразования в базисе быстрого преобразования Фурье.[1]

Для формирования OFDM сигналов используют решетчатую структуру. Она дает возможность принимать данные посимвольно, это и есть основа итеративного приема разряда эффективных помехоустойчивых кодов, для обеспечения достижение в каналах передачи предельных вероятностных характеристик пропускной способности [2].

При использовании технологии OFDM можно организовать стабильную передачу информации по нестационарным каналам с разницей времени распространения по минимальному и максимальному путям, которая обуславливает наличие частотно-селективных замираний сигналов и явлением межсимвольной интерференции, а также используя каналы с аддитивными канальными помехами [3].

Благодаря свойствам OFDM сигналов их используют во множестве современных цифровых системах связи таких как IEEE 802.11 (WIFI), IEEE 802.16 (WiMax), DVB-SH (Спутниковое телевидение).

Одним из немногих недостатков OFDM сигналов является большое значение пик-фактора, это приводит к дополнительным интермодуляционным помехам на выходе нелинейного передающего устройства. Так же есть проблема большого значения мощности внеполосных излучений с которой борются при помощи использования дополнительной совокупности парциальных сигналов.

OFDM сигналы - это множество парциальных гармонических сигналов [4]; ортогональность на интервале времени определяется. Для того чтобы сигналы были ортогональны нужно обеспечить выбор частоты для двумерных сигналов.

Модуляция BPSK, QPSK и 8-PSK.

Фазовая модуляция (phase-shift keying, PSK) предполагает изменение фазы несущего сигнала в зависимости от передаваемого символа. Каждому из символов модуляции соответствует одно значение фазы несущего сигнала. Простейшим примером такой модуляции является модуляция BPSK (binary phase-shift keying) – двоичная фазовая модуляция. Данный вид модуляции применяется достаточно широко благодаря высокой помехоустойчивости и простоте реализации модулятора и демодулятора. В системе DVB-S2X модуляция BPSK в сочетании с помехоустойчивым кодированием с большой избыточностью применяется для обеспечения помехоустойчивого приёма сигнала при очень малых отношениях сигнал/шум, до -9.9 дБ при скорости помехоустойчивого кодирования 1/5 .

При модуляции BPSK каждый символ модуляции соответствует одному биту исходного цифрового потока, то есть скорость передачи символов равна скорости передачи бит:  $B_r = S_r$ . Рассмотрим цифровой сигнал  $b(t)$  в виде последовательности импульсов (бит). Сигнал  $b(t)$  на рисунке называется униполярным, в нём информационному логическому нулю соответствует значение сигнала  $b(t) = 0$ , а сигнал  $b_0(t)$  – биполярным, в котором информационному логическому нулю соответствует значение сигнала  $b_0(t) = -1$ .

Схема фазового модулятора показана на рисунке 2. В качестве модулирующего сигнала на входе модулятора выступает сигнал  $b(t)$ . Поскольку данный сигнал принимает значения 0 и 1, синфазная  $I(t)$  и квадратурная  $Q(t)$  составляющие комплексной огибающей сигнала равны:

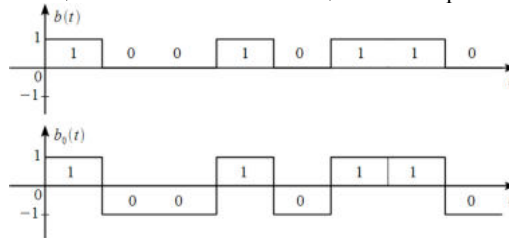


Рис. 1. Униполярный и биполярный цифровой сигнал

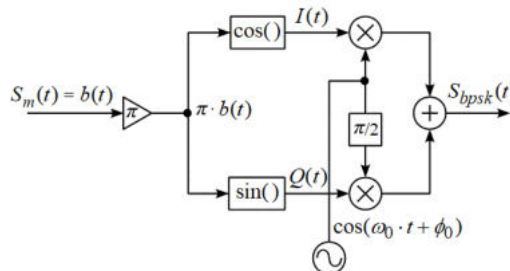


Рис. 2. Формирование BPSK сигнала

Временная диаграмма сигнала на выходе модулятора представлена на рисунке 3. Информация передаётся со скоростью  $B_r$ , бит/с. Длительность одного импульса цифровой информации равна  $T = 1/B_r$ . Исходный модулирующий сигнал умножается на несущее колебание  $f(t) = \cos(\omega_0 \cdot t + \phi_0)$ , в результате чего получается фазоманипулированный сигнал с скачком фазы на  $\pi$  радиан.

Спектр сигнала BPSK представляет собой перенесённый на несущую частоту спектр цифрового биполярного сигнала  $b_0(t)$ . На рисунке 1.6 показан спектр сигнала BPSK при скорости передачи информации  $B_r = 20$  кбит/с и несущей частоте  $f_0 = 250$  кГц. Спектр имеет основной лепесток, имеющий ширину, численно равную удвоенной скорости передачи информации  $2 \cdot B_r$ , и медленно убывающие боковые лепестки, ширина которых численно равна скорости  $B_r$ . Уровень максимального бокового лепестка равен минус 13 дБ.

Созвездие сигнальных точек модуляции BPSK представляет из себя две сигнальные точки, расположенные на синфазной оси, и имеющие значения синфазной компоненты  $-1$  и  $1$ .

При модуляции QPSK (quadrature phase-shift keying) – квадратурной фазовой модуляции – один символ модуляции несёт в себе два бита исходного информационного потока. При этом символьная скорость равна половине скорости битового информационного потока:  $S_r = B_r/2$ . В отличие от модуляции BPSK, при которой квадратурная компонента  $Q(t)$  всегда равна нулю, в модуляции QPSK как синфазная, так и квадратурная компоненты принимают определённые значения, определяющие передаваемые биты информации.

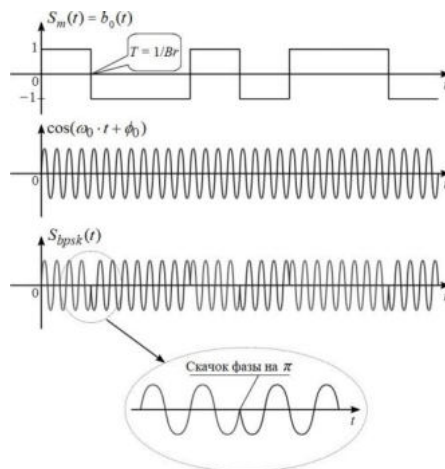


Рис. 3. Временные диаграммы исходного цифрового биполярного сигнала, несущего колебания и фазоманипулированного сигнала на выходе модулятора

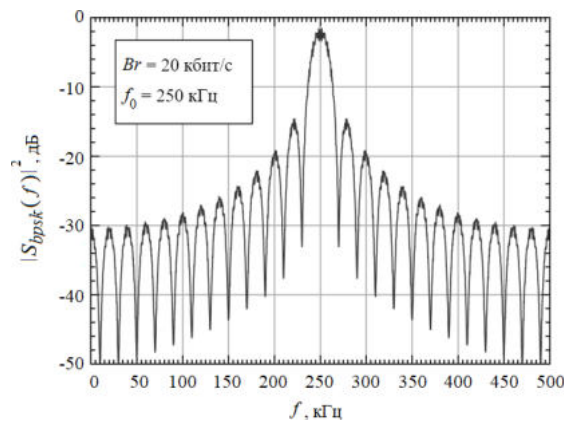


Рис. 4. Спектр сигнала BPSK

Созвездие QPSK состоит из четырёх точек, характеризующихся определённым значением фазового угла, расположенных на одной окружности. Исходный цифровой поток разбивается на чётные и нечётные биты, в синфазном канале кодируются чётные биты, в квадратурном – нечётные. Два последовательно идущих бита информации кодируются одновременно синфазным  $I(t)$  и квадратурным  $Q(t)$  компонентами. На рисунке 6 показан процесс формирования сигналов в синфазном и квадратурном каналах.

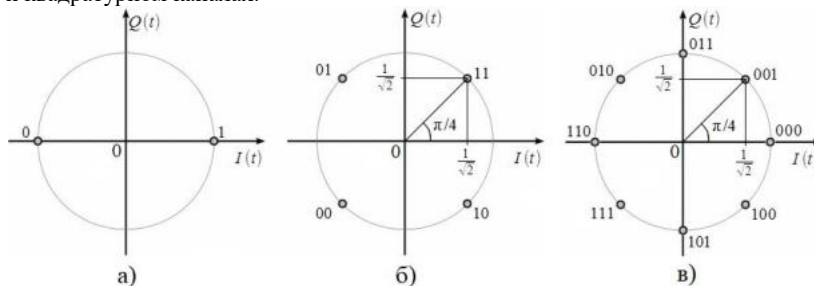


Рис. 5. Созвездия сигнальных точек модуляции BPSK (а), QPSK (б) и 8-PSK (в)

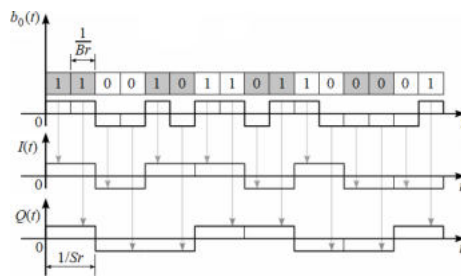


Рис. 6. Временные диаграммы формирования сигналов в синфазном и квадратурном каналах

Информационный поток  $b_0(t)$  разбивается на пары бит, соответствующих одному символу модуляции и одной сигнальной точке созвездия QPSK. Если чётный бит (начиная с нулевого) равен 1, то  $I(t) > 0$  и наоборот.

Аналогично формируется сигнал в квадратурном канале. Процесс формирования синфазной и квадратурной компонент называется мапированием. В зависимости от пары бит потока  $b_0(t)$  на входе устройства мапирования на выходе имеем постоянные на время длительности этой пары бит сигналы  $I(t)$  и  $Q(t)$ , значения которых зависят от передаваемой информации.

Синфазная и квадратурная составляющие сигнала представляют из себя соответственно действительную и мнимую части комплексной огибающей и являются сигналами квадратурного модулятора.

На рисунке 7 изображены временные диаграммы, показывающие формирование фазовой огибающей по синфазной и квадратурной компонентам.

Фазовая огибающая QPSK представляет из себя ступенчатую функцию времени, претерпевающую разрывы в моменты смены символов модуляции.

В модуляции 8-PSK, также применяющейся в системах спутниковой связи DVB-S2 и DVB-S2X, в соответствие каждому возможному набору из трёх бит информационного потока ставится один символ модуляции, определяемый одним из восьми возможных значений фазы несущего колебания.

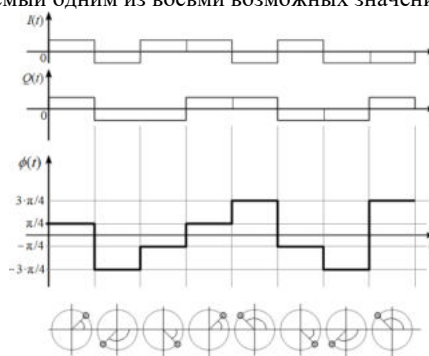


Рис. 7. Фазовая огибающая сигнала QPSK

Каждому из трёх последовательно идущих бит при мапировании ставятся в соответствие определённые значения синфазной и квадратурной составляющих, которые в дальнейшем модулируют несущие колебания, разнесённые по фазе на  $\pi/2$  радиан. Как видно из рисунка 5(в), фазовые состояния закодированы кодом Грея, который позволяет минимизировать количество битовых ошибок при неправильном приёме символьной комбинации на приёмном конце спутниковой линии (соседние по фазе сигнальные точки созвездия определены различными на 1 бит комбинациями бит).

#### Модуляция M-APSK

Дальнейшее увеличение позиционности при использовании модуляции M-PSK для увеличения спектрально эффективности приводит к значительному снижению помехоустойчивости. Это связано с тем, что разнос по фазе, а, следовательно, и расстояние ошибки, уменьшаются при увеличении позиционности M. С целью сохранения высокой помехоустойчивости при повышенной спектральной эффективности в спутниковых системах связи DVB-S2 и DVB-S2X применяются методы амплитудно-фазовой модуляции M-APSK (amplitude and phase-shift keying). В системах DVB-S2 позиционность

такой модуляции может достигать 32, а в DVB-S2X – 256. В модуляции M-APSK информацию несёт не только фаза сигнала, но и его амплитуда. Например, при модуляции 16-APSK используются две окружности с сигнальными точками, на внутренней из которых находятся 4 сигнальные точки, а на внешней – 16 сигнальных точек. За счёт этого достигается равно-мерное распределение сигнальных точек на амплитудно-фазовой плоскости, т.е. уменьшается среднее расстояние ошибки между различными соседними сигнальными точками.

#### **Библиографический список**

1. Волков Л.Н., Немировский М.С., Шинаков Ю.С. Системы цифровой радиосвязи. Базовые методы и характеристики, Эко-Трендз. 2005. 392 с.
2. Вишневецкий М.В., Ляхов А.И., Портной С.Л., Шахнович И.В. Широкополосные сети передачи, Техносфера. 2005. 592 с.
3. Ахмед Н., Рао К.Р. Ортогональное преобразование цифровой обработки сигналов, 1980. 248 с.
4. Назаров Л.Е., Зудилин А.С. Алгоритмы компенсации сосредоточенных по спектру помех для сигналов с ортогональным частотным мультиплексированием. 2013. 45-51 с.

УДК 621.791.92

### **ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ И ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ НАПЛАВЛЕННЫХ СЛОЕВ ИЗ ПОРОШКА СПЛАВА ЖС32, ПОЛУЧЕННЫЕ МЕТОДОМ ЛАЗЕРНОЙ НАПЛАВКИ**

*Г. Г Задыкян, Р. С. Корсмик, С. А Шальнова*

*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого*

Актуальность работы. Прогресс в авиационном газотурбостроении обусловлен возрастанием рабочих параметров газотурбинных двигателей (ГТД), которое сопровождается увеличением уровня температур и нагруженности ответственных деталей горячего тракта турбины с одновременным повышением требований к надежности и ресурсу изделий. Выполнение этих требований в значительной мере определяется работоспособностью материалов дисков и лопаток турбины высокого давления и обеспечивается применением для этих деталей высокожаропрочных гетерофазных никелевых сплавов.

К числу основных критериев работоспособности сплавов, предназначенных для продолжительной эксплуатации при высоких температурах, относятся характеристики жаропрочности, жаростойкости и износостойкости [1].

Неотъемлемой частью повышения срока эксплуатации ГТД является их техническое обслуживание и ремонт. В первую очередь это касается основных дорогостоящих и наиболее массово используемых элементов конструкции ГТД – лопаток компрессора, причинами износа или поломки которых в процессе работы являются вибрации, удары, абразивный износ, работа при высоких температурах и другие негативные факторы.

Технологии восстановления геометрии лопаток, используемые в отечественной и зарубежной промышленности, не позволяют покрыть весь диапазон требований, отвечающих современному трудо-, время-, материал- и энергоэффективному производству. Данные требования состоят из высокой производительности процесса, высокого качества наплавленного слоя, минимальной последующей механической обработки, длительного ресурса межремонтной эксплуатации восстановленных лопаток, минимального процента брака при ремонте. Низкие значения коэффициентов выхода годной продукции и используемого материала (15-25% и 10-20% соответственно) свидетельствуют о существенных недоработках в технологии восстановительной наплавки [2].

Технологии восстановления с помощью аргоно-дуговой наплавки, несмотря на широкое распространение в силу простоты процесса, имеют ряд недостатков. Вследствие прямого расплавления материала лопатки сварочной дугой, относительно малой плотности мощности в столбе дуги, низких скоростей процесса и квалификации сварщика происходит объёмный разогрев лопатки. Образуется значительная зона термического влияния с крупнозернистой структурой, требующая последующей термической обработки [3].

В отличие от дуговых источников энергии, лучевые (лазер и электронный луч) источники позволяют избегать трудностей, возникающих при наплавке дугой, и обрабатывать не только свариваемые и трудно-свариваемые, но и несвариваемые материалы. Известны случаи применения

электронно-лучевых установок для наплавки лопаток ГТД, но широкое внедрение таких установок в производство сдерживается применением вакуумных камер, требующих довольно сложного оборудования для создания вакуума. Этому недостатка лишены установки лазерной наплавки. Защита расплавленного металла от отрицательного воздействия кислорода осуществляется с помощью защитного газа, который может подаваться либо локально в зону обработки, либо заполнять всё пространство рабочей камеры, если это необходимо [4, 5]. В качестве присадочных материалов для лазерной наплавки могут быть применены как проволоки, так и порошки [6].

Следующим витком развития методов наплавки и лазерной порошковой металлургии являются аддитивные технологии, позволяющие создавать либо готовые металлические изделия, либо высокоточные заготовки, требующие минимальной последующей обработки. Достоинствами данных технологий являются возможность изготовления деталей сложной формы из дорогостоящих материалов с уникальными свойствами. Деформации выращиваемого изделия в процессе изготовления отсутствуют, зона термического влияния минимальна [2].

Цель работы: определение параметров процесса лазерной наплавки, при которых обеспечивается стабильное формирование наплавленных слоев и бездефектная структура.

В соответствие с целью в работе поставлены и решались следующие задачи

- Исследование исходного материала
- Наплавка экспериментальных образцов в широком диапазоне режимов
- Исследование структуры наплавленных слоев

Методика, материалы и оборудование. Наплавка производилась на лопатки ГТД. В качестве присадочного материала использовали порошок сплава ЖС32.

Для наплавки использовали иттербиевый волоконный лазер ЛС-3 фирмы ИРЭ-Полус. Лазерное излучение фокусировали с помощью технологической головки FLW D30 фирмы IPG Photonics. Для формирования газопорошковой струи использовали коаксиальное наплавочное сопло COAX9 производства Fraunhofer ILT. В качестве манипулятора использовали промышленный робот LRM-200iD\_7L фирмы Fanuc.

Для определения оптимального режима лазерной наплавки в ходе испытания варьировались следующие параметры: мощность излучения, скорость перемещения лазерного луча относительно изделия, массовый расход порошка, величина вертикального смещения между слоями. Используемый диапазон режимов наплавки приведен в Таблице 1. План эксперимента составлен таким образом, чтобы определить критические значения погонного расхода порошка (расход порошка/скорость наплавки) в зависимости от погонной энергии (мощность/скорость наплавки).

Таблица 1. Диапазоны исследуемых параметров лазерной наплавки

Мощность, Вт	Скорость ,см/мин	Расход порошка, г/мин	Смещение по Z, мм
166 - 334	24 - 40	1,77 - 3,53	0,2 – 0,45

Наплавленные слои исследовали с помощью визуального и измерительного контроля, а также оптической металлографии на микроскопе DMI 500 Leica с программным обеспечением Tixomet.

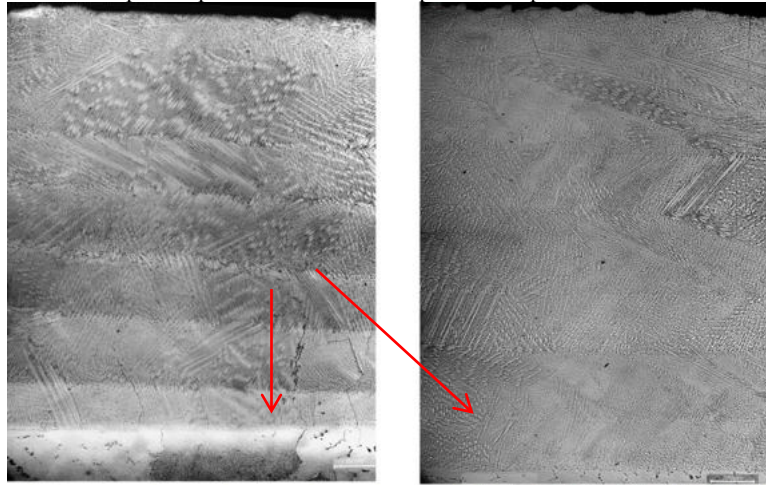
Результаты исследования. Для исследований были наплавлены 15 образцов с различными параметрами (Таблица 2).

Таблица 2. Параметры процесса для лазерной наплавки

Мощность, Вт	Скорость ,см/мин	Расход порошка, г/мин	Смещение по Z, мм
200	24	2,12	0,325
200	24	3,2	0,45
200	36	2,12	0,2
200	36	3,2	0,325
300	24	2,12	0,325
300	24	3,2	0,45
300	36	2,12	0,2
300	36	3,2	0,325
166	30	2,65	0,325
334	30	2,65	0,325
250	20	2,65	0,45
250	40	2,65	0,2
250	30	1,77	0,2
250	30	3,53	0,45
250	30	2,65	0,325



На Рисунке 1а,б представлены примеры фотографий травленых шлифов образцов под №5,6 при одинаковой погонной энергии и различном погонном расходе порошка.



а) б)  
Рис. 1. Шлифы образцов: а) с трещиной, б) без трещины.

По результатам экспериментов выявлена тенденция образования трещин при занижении погонного расхода относительно некоего критического значения для каждой погонной энергии (Рисунок 2). Выше данной экспериментальной кривой критических значений трещин не обнаружено. Тенденция прослеживается при всех вариациях исследованных параметров «мощность-скорость-расход». В центральной точке со значениями «50-0,009» присутствуют как образцы с трещинами (1 образец, Рисунок 3а), так и без трещин (2 образца, Рисунок 3б), что может свидетельствовать о том, что точка, соответствующая данному набору параметров, лежит на кривой критического значения погонного расхода порошка.

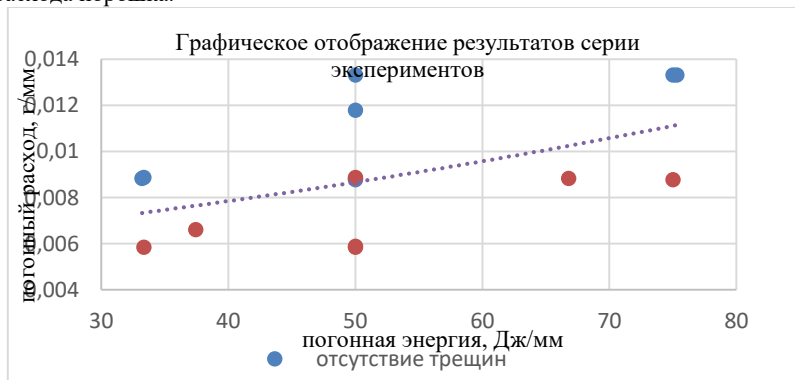


Рис. 2. Графическое отображение результатов.

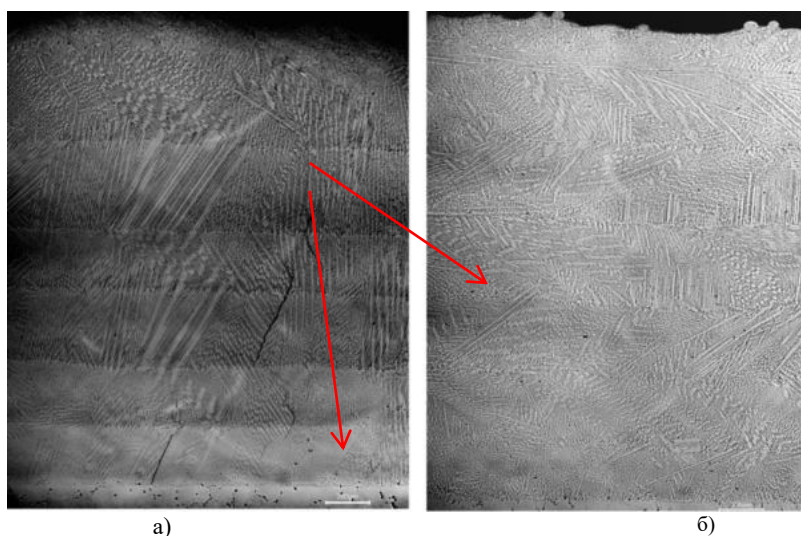


Рис. 3. Сравнение структур на дефекты образцов под а) №1 и б) №2

Выводы. В результате исследования определены параметры процесса лазерной наплавки жаропрочного никелевого сплава ЖС32 на лопатки ГТД. Путём сужения технологического окна параметров, подобраны режимы, обеспечивающие экономию материала, сохранение благоприятной внутренней структуры, стабильное формирование изделия, определены критические значения погонного расхода порошка в зависимости от погонной энергии.

#### Библиографический список

1. Жаропрочность никелевых сплавов / Е. Н. Каблов, Е. Р. Голубовский. М.: Машиностроение. 1998. С. 7-10.
2. Корсмик Р.С., Турчин Г.А., Климова-Корсмик О.Г., Земляков Е.В., Бабкин К.Д. Лазерная порошковая восстановительная наплавка лопаток газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэро- космическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 60-69.
3. Сорокин Л.И. Аргодуговая наплавка бандажных полок рабочих лопаток из высокожаропрочных никелевых сплавов // Сварочное производство. 2004. № 7. С. 36-38.
4. Шулов В.А., Пайкин А.Г., Быценко О.А., Теряев Д.А., Энгелько В.И., Ткаченко К.И. Разработка технологического процесса электронно-лучевого ремонта и восстановления свойств лопаток турбины ГТД из сплава ЖС26НК с жаростойким покрытием NiCrAlY // Упрочняющие технологии и покрытия. 2010. №3. С.34-38.
5. Серков А.В., Лоншакова О.Н., Тихомиров А.Е., Бабич И.И., Гейкин В.А., Пузанов С.Г., Фокин Г.А., Кропанёв С.А., Матвеев А.Н. Способ ремонта поверхностных дефектов пера лопаток турбины ГТД; патент РФ № 2419526; опубл. 27.05.2011.
6. Сотов А.В., Смелов В.Г., Носова Е.А., Косырев С.А. Импульсная лазерная наплавка лопаток газотурбинных двигателей // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. Т. 15, № 6-4. С. 973-977

УДК

#### РАЗРАБОТКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖРД МАЛОЙ ТЯГИ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

**Я. В. Каминский, А. А. Левихин.**

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

В течение всей истории освоения человеком космического пространства и по настоящее время, жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) остаются основным способом управления летательными аппаратами космического назначения. ЖРД малой тяги (ЖРДМТ) – это неотъемлемая часть

реактивной системы управления космического корабля. ЖРДМТ используются в качестве апогейных, вспомогательных и рулевых двигательных установок.

Особенностью жидкостных ракетных двигателей малой тяги является ограниченный временной ресурс работы в непрерывном режиме, связанный со сложностью охлаждения стенок камеры сгорания. Таким образом, основной режим работы ЖРД малой тяги – импульсный.

Таким образом, основная цель работы – это повышение импульсных характеристик ЖРД малой тяги за счет увеличения времени работы в непрерывном режиме. Это требует дополнительного охлаждения стенок камеры сгорания, в первую очередь применения регенеративного охлаждения тракта камеры. Традиционно, регенеративное охлаждение не применяется для камер малых тяг в связи с технологическими сложностями изготовления тракта традиционными способами металлообработки. Данная задача может быть решена применением аддитивных технологий.

Основной задачей работы является разработка конструкции камеры сгорания ЖРДМТ, удовлетворяющей особенностям работы силовой установки в составе летательного аппарата и пригодной к производству методом селективного лазерного наплавления. Основными этапами работы являются:

- Термодинамический, геометрический и прочностной расчет камеры сгорания.
- Расчет охлаждения стенок камеры сгорания.
- Оптимизация конструкции камеры сгорания с точки зрения массогабаритных характеристик.
- Сопутствующие задачи исследования:
- Оптимизация конструкции камеры сгорания для обеспечения равномерного поля температур и давлений, а также наилучшего смесеобразования.
- Разработка технических решений по снижению таких недостатков изделий, выполненных с помощью аддитивных технологий, как анизотропия и высокая шероховатость поверхности. Для разработки был выбран двигатель-аналог 11Д457Ф производства ФГУП "НИИМАШ" с номинальной тягой 54 Н и топливной парой амил и гептил. Известные из открытых источников параметры двигателя приведены в Таблице 1.

Таблица 1

Компонент, горючее/окислитель	НДМГ/АТИН
Соотношение компонентов	1,85±0,15
Номинальная тяга в непрерывном режиме, Н	54
Средний удельный импульс тяги в непрерывном режиме, м/с, не менее	2489
Номинальное давление на входе, МПа	1,18
Максимальное давление на входе, МПа	1,32
Минимальное давление на входе, МПа	1,03
Средний минимальный импульс за включение, Н·с	1
Время включения, с	0,030...2000
Максимальная длина, мм	257
Максимальная масса, кг, не менее	1,3
Максимальный диаметр сопла, мм	68
Геометрическая степень расширения сопла	52,4
Количество включений	100 000



Рис. 1. Двигатель 11Д457Ф производства ФГУП "НИИМАШ"

Очевидно, что основные рабочие и геометрические параметры разрабатываемого устройства должны

соответствовать двигателю-аналогу. Используя программное обеспечение TERMORAS и MATHCAD, были вычислены теоретические рабочие параметры двигателя. Результаты расчетов приведены в Таблице 2. Выбранным материалом для 3D – печати изделия был выбран порошок ПР-08ХН53БМТЮ отечественного производства АО "ПОЛЕМА". Металл – аналог порошка – жаропрочный хромо–никелевый сплав Инконель 718.

Таблица 2

Компонент, горючее/окислитель	НДМГ/АТИН
Соотношение компонентов	1,85±0,15
Температура в камере сгорания, К	3015
Номинальная тяга в непрерывном режиме, Н	54
Теоретический удельный импульс в непрерывном режиме, м/с	3002
Номинальное давление на входе, МПа	1,17
Максимальный диаметр сопла, мм	46
Геометрическая степень расширения сопла	62,9

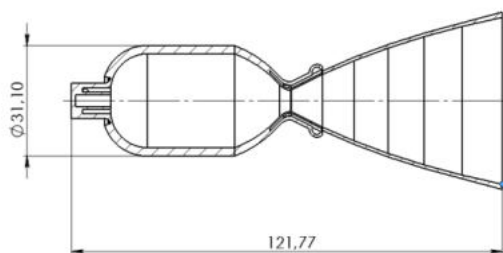


Рис. 2. Эскизный проект камеры двигателя

Стоит отметить, что данное техническое решение предполагает начало тракта охлаждения начиная не у среза

сопла, а в сечении сверхзвуковой части сопла, близком к критическому сечению. Это связано с ограничением по возможности нагрева охлаждающего компонента. Превышение критической температуры приведет к термическому разложению горючего, что является основным ограничением по его использованию в качестве охладителя.

Двухкомпонентная центробежная форсунка с внешним смешением обеспечивает распыл и смесеобразование

горючей смеси. Во внутреннюю форсунку подается окислитель, во внешнюю – горючее. Особенностью работы форсуночной головы является создание тонкой пленки горючего на стенке камеры сгорания. Пленка обеспечивает снижение тепловых потоков из ядра потока во внутреннюю стенку камеры сгорания.

На Рисунке 3 отображен тракт охлаждения камеры сгорания. Переменное число ребер по сечению тракта позволяет сохранять постоянное сечение каналов охлаждения.

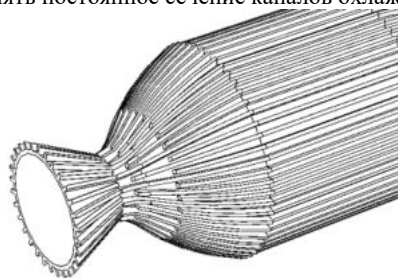


Рис. 3 – Каналы охлаждения дозвуковой части сопла и камеры сгорания двигателя

Результат расчета температуры охлаждаемой внутренней стенки камеры сгорания представлен на Рисунке 4.

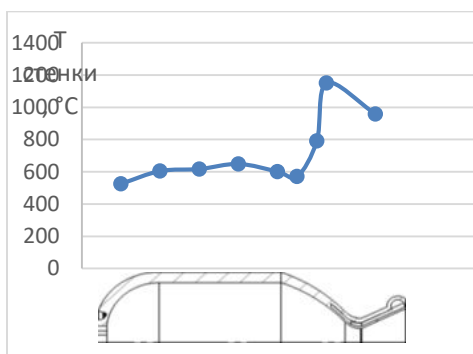


Рисунок 4 – Распределение температуры внутренней стенки камеры сгорания по длине охлаждающего тракта

В настоящее время осуществляется численное моделирование следующих процессов в программном пакете

ANSYS FLUENT:

- Расчет распыления и каплеобразования из форсунки.
- Расчет смесеобразования и теплового эффекта реакции горения.
- Расчет регенеративного охлаждения ребренного тракта.
- Расчет гидравлических потерь в тракте охлаждения.

В заключение необходимо отметить, что экспериментальная обработка выполненных аддитивным способом

изделий, работающих при критических температурах и давлениях, является необходимым шагом для поиска пределов возможностей аддитивных технологий.

#### Библиографический список

1. Камера сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги: пат. RU 2572261: F02K9/62; Андреев Ю.З., RU.
2. Жидкостный ракетный двигатель малой тяги: пат. RU 2577908: F02K9/62; Агеенко Ю.И., Ильин Р.В., Баженов Д.Н., Пегин И.В., RU
3. Камера жидкостного ракетного двигателя малой тяги: пат. RU 2192555: F02K9/62; Казанкин Ф.А., Кутуев Р.Х., Ларин Е.Г., Мезенин П.Б., RU

4. Камера жидкостного ракетного двигателя малой тяги: пат. RU 2318130: F02K9/62; Крылов Л.В., Казанкин Ф.А., Архипов С.Е., Булатов М.С., Ларин Е.Г., Долгих А.А., Сергеев В.В., Лапшин А.М., RU 5. Способ изготовления деталей послойным лазерным сплавлением металлических порошков жаропрочных сплавов на основе никеля: пат. RU 2623537: B23K26/342, B22F3/105, C23C4/12, C23C4/18, B33Y10/00, B33Y10/00; Сухов Д.И., Василенко С.А., Каблов Е.Н., Неруш С.В., Ходырев Н.А., Рогалев А.М., Евгенов А.Г., 6. Гахун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей // М, Машиностроение, 1989

УДК

**ГАЗОДИНАМИКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТУИ И ПОТОКОВ С ПРЕГРАДОЙ**  
**Ю. В. Каун**

*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:  $\theta_a = 4,45^\circ$ ,  $r^* = 0,75$  см,  $r_a = 1$  см,  $Ma = 2.04$ , 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.

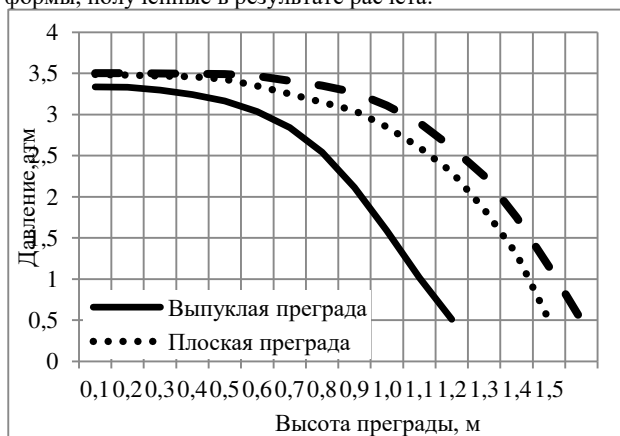


Рис. 1. Распределение давления на преградах

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 расслоения (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.

Данный метод может быть использован для элементов типа призмы, гексаэдр или клиновидный элемент. Динамическая сеточная модель в ANSYS FLUENT позволяет назначить постоянную (идеальную) высоту слоя для каждого движущейся границы.

Слой ячеек расположенный на движущейся границе (слой j на рисунке 3.3) расслаивается или объединяется с последующим слоем (слой i на рисунке 3.3) в зависимости от текущей высоты h ячеек этого слоя.

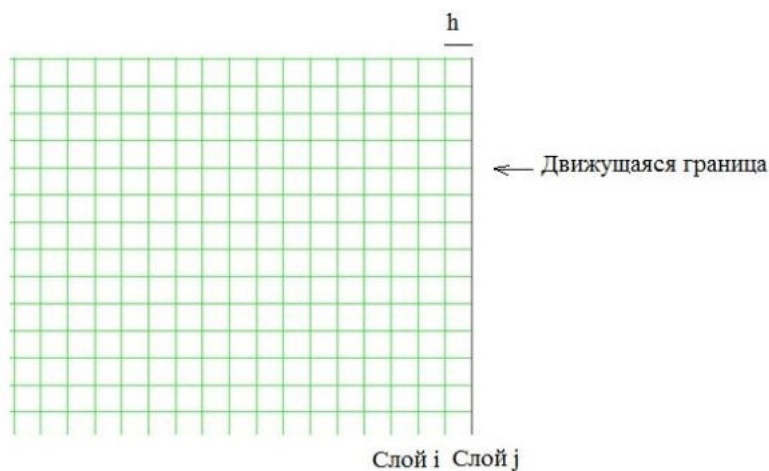


Рис.2. Пример динамического расслоения

Для того, чтобы реализовать данный метод перестроения сетки, необходимо было модифицировать геометрию, в частности добавить пристеночный слой и увеличить число ячеек.

Для получения установившегося решения для одного режима обтекания (заданы сопло и преграда, давление ресивера и температура окружающей среды) требовалось осуществить 10000 итераций.

При натекании сверхзвуковой струи перед преградой образуется ударная волна и происходит изменение газодинамических параметров: скорость и число Маха потока уменьшаются, а давление, плотность и температура газа увеличиваются.

В момент, когда преграда практически вплотную прилегает к срезу сопла, в критической его части возникает запирающий скачок уплотнения.

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.

Интерес к исследованию газовых потоков и их взаимодействию с обтекаемыми телами связан с практическими приложениями в авиационно-ракетной технике, энергетике и ряде технологических процессов.

Основной метод определения указанных нагрузок, действующих на преграды – экспериментальный. Но использование вычислительных пакетов и подключение различных модулей позволяют в точности смоделировать физический эксперимент и определить как силовое, так и тепловое воздействие сверхзвуковой струи на преграды.

Наибольшую трудоемкость представляет опытное определение параметров теплообмена. Наиболее полно характеризуют взаимодействие параметры, измеренные в окрестности критической точки на преграде.

Освоение методов построения динамических сеток позволяет решать более широкий спектр газодинамических задач.

УДК 629.78

## СРЕДСТВА ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

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

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

С момента запуска первого космического аппарата (далее – КА) началось засорение околоземного космического пространства. Именно там находятся отработавшие свой срок КА, последние ступени ракет носителей, разгонные блоки, элементы антенн и т.п. Весь космический мусор делится на две группы: наблюдаемый, размером более 100 мм и не наблюдаемый, размером менее 100 мм - именно он называется мелким космическим мусором.

Встреча КА с любым фрагментом космического мусора представляет серьезную опасность. Столкновение с крупными фрагментами может закончиться катастрофой, но его можно избежать путем маневрирования, а результат встречи с мелкими фрагментами непредсказуем.

Возможны следующие виды последствий ударов:

- Выход из строя основных систем (приводящие к отказу всего КА);
- Повреждения после ударов высокоскоростных фрагментов КМ, воздействия импульсных нагрузок от удара или влияние плазмы, приводящие к отказам или поврежденных элементов КА, не влияющих на работоспособность КА;
- Изменение работы поврежденного элемента во времени;
- Поверхностная деградация от ударов.

В настоящее время применяются три вида защиты — пассивная, активная и операционная.

Пассивная защита — это бронирование КА или элементов его конструкции. Активная защита предполагает использование средств наблюдения для обеспечения заблаговременного предупреждения о грозящем столкновении и последующее применение мер защиты критических систем КА или совершение маневра уклонения от возможного столкновения. Операционная защита предусматривает изменение конструкции КА с допущением возможности умеренной деградации КА или изменения его функций с целью снижения общего риска для миссии.

Для изготовления защитных экранов могут быть использованы различные материалы: однородные и композиционные. Конструкция может быть однослойной или многослойной. Возможно создание защитного экрана из листового металла, чаще всего применяется алюминий или его сплавы. При ударе частицы мелкого космического мусора о преграду вблизи поверхности экрана генерируются высокие давления и температуры, что может привести к образованию кратера или отверстия, объем которого значительно больше, чем диаметр мелких частиц космического мусора. Вследствие этого, возможно проникновение мелких частиц внутрь космического аппарата, что может нанести серьезные повреждения оборудованию и коммуникациям космического аппарата.

Применение армированных пластмасс также невозможно, так как при попадании в неё частицы мелкого мусора, на ней так же образуются кратеры и отверстия. Дополнительным недостатком является то, что в отличие от листовых экранов, материал преграды, как правило, многослойный, что



приводит к расслаиванию слоев в случае повреждения экрана и дополнительному увеличению диаметра отверстия.

Широкое применение в изготовлении защитных экранов может найти такой материал, как металлическая пена. Например, это может быть пеноалюминий, показывающий при деформации поведение, характерное для пористых структур. Такое свойство может быть использовано для восприятия удара.

Наряду с однослойными материалами возможно изготовление защитного экрана из металлической сетки. Частица, проходя через сетку, частично разрушается, теряя скорость, а мелкие фрагменты, образовавшиеся при разрушении, образуют облако. Исходя из этого можно сделать вывод о том, что частицы, составляющие облако, обладают меньшей энергией и их воздействие на преграду распределено по большей поверхности, что значительно снижает эффект разрушающего воздействия.

Наиболее эффективным материалом для изготовления защитных конструкций КА являются трехслойные пластины. Они, как правило, состоят из двух листов алюминиевого сплава толщиной 0,5-1,2 мм, между которыми размещаются соты из алюминиевой фольги, соединенные с помощью клея. Такие пластины широко применяются при изготовлении различных конструкций космических аппаратов.

Однослойный экран представляет собой металлическую пластину, толщина которой определяет степень защищенности конкретного экрана от частиц малогабаритного космического мусора. В случае, когда толщина частицы мусора превышает толщину экрана, частица может как пробить его, так и нанести урон, который приведет к отколу частиц материала с обратной стороны экрана. Подобные частицы могут серьезно повредить КА наряду с обычным космическим мусором. Чтобы предотвратить появление и разлет осколков, на обратной стороне экрана наклеивают дополнительный защитный слой, состоящий, например, из пенопласта или кевлара. На рисунке 1 приведен вариант конструкции однослойного экрана. Стоит заметить, что подобные экраны не нашли широкого применения в защите КА, несмотря на их простоту и низкую стоимость изготовления.

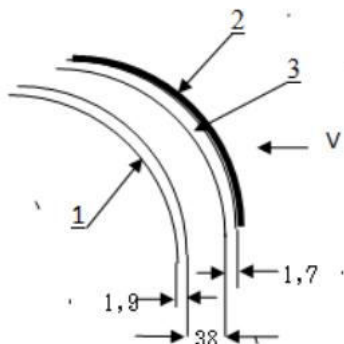


Рис. 1. однослойный экран: 1 – стенка топливного бака, 2- экранно-вакуумная теплоизоляция, 3 – стенка экрана.

Намного чаще в настоящее время используются многослойные экраны, которые способны выдерживать удары более крупных частиц малогабаритного космического мусора. Многослойный экран представляет собой конструкцию, состоящую из нескольких однослойных экранов, расположенных на некотором расстоянии друг от друга. Например, двухслойный экран состоит из двух тонкостенных металлических листов (рисунок 2). В случае, когда частица мусора пробивает первый слой, из-за удара на частицу действует высокое давление и температура, вследствие чего она распадается на облако более мелких частиц, которые в свою очередь попадают на второй экран. Даже если это облако сможет пробить второй экран, удар замедлит частицы до такой степени, что они не смогут нанести серьезный урон корпусу КА.

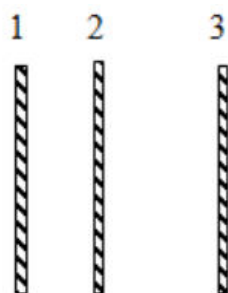


Рис. 2. двухслойный экран, состоящий из двух тонкостенных листов: 1- передняя металлическая стенка экрана, 2- задняя металлическая стенка экрана, 3 – стенка корпуса КА

Наряду с двухслойными применяются и более сложные виды многослойных экранов, например, пятислойная панель (рисунок 3) . Пятислойный защитный экран представляет собой конструкцию, состоящую из 3 металлических листов, разделенных между собой слоями сот. Такая конструкция имеет свои недостатки, например не защищает от частиц МКМ, имеющих размеры от 4 до 6 мм.

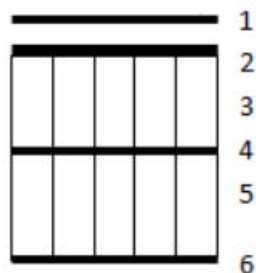


Рис. 3. многослойный экран: 1- экранно-вакуумная теплоизоляция, 2- передний лист, 3 – соты, 4 – средний лист, 5- соты, 6 – задняя стенка.

Наиболее эффективным пассивным средством защиты КА являются многослойные панели, состоящие из двух слоев алюминиевой пены и промежуточной металлической стенки (рисунок 4).

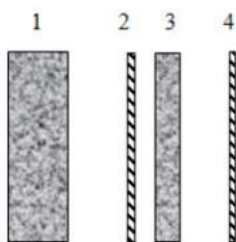


Рис. 4. многослойный экран с панелями из алюминиевой пены: 1 – экран из пены; 2 – металлическая стенка; 3- экран из пены; 4 – стенка КА.

Преимущество такого экрана заключается в том, что пена обладает высоким энергопоглощением, поэтому нет необходимости в дроблении частицы. При пробое первого экрана частица теряет большую часть своей энергии. После этого она встречается с металлическим экраном, который задерживает её. В случае, если частицы пробьет металлическую стенку, её осколки будут вторым пеноэкраном, что позволит сохранить в целостности корпус космического аппарата.

Наряду с пассивными средствами защиты КА существуют и, так называемые, пассивно-активные экраны (рисунок 5). Принцип действия таких экранов основан на том, что энергия частицы, попадающей в экран, сильно уменьшается за счет выпрямления пружины, что позволяет уменьшить повреждения, наносимые космическому аппарату.



Рис. 5. пассивно-активная система защиты космических аппаратов

Большой эффективностью обладают защитные системы, основанные на различных физических принципах. Например, существует система из двух или нескольких пластин (рисунок 6), состоящих из электропроводящего материала, которые устанавливаются друг за другом и при этом изолируются. Пластины параллельно подключены к источнику питания. Помимо этого, перед внутренней (или наружной) по направлению полета космического мусора пластиной установлен специальный контактный датчик, запускающий источник тока через усилитель-формирователь.

Принцип действия такой системы заключается в том, что когда осколок космического мусора 10 сталкивается с наружной пластиной 1 и пробивает ее, застревая между двумя пластинами, от ударной волны срабатывает контактный датчик, который в свою очередь подает сигнал на вход импульсного генератора напряжения 3. При этом возникает срабатывание основного заряда генератора, что создает мощный электрический импульс, который прикладывается к обеим пластинам. Осколок, замкнувший собой две пластины, создает электрическую цепь: 1 - внешняя защитная пластина – орбитальный осколок 10 – внутренняя защитная пластина 2. Сила тока в этой цепи может достигать нескольких мегаампер, что приводит к возникновению значительной силы Лоренца  $F$ , действующей на орбитальный осколок в поперечном направлении. В результате осколок либо разрушается, либо вырывается из обшивки панелей из-за возникшего изгибающего момента вращения. Кроме того, вырванный из пластин 1 и 2 осколок может быть закручен с угловой скоростью  $\omega$  в зазоре между пластинами 1 и 2, что значительно снижает пробивную способность осколка.

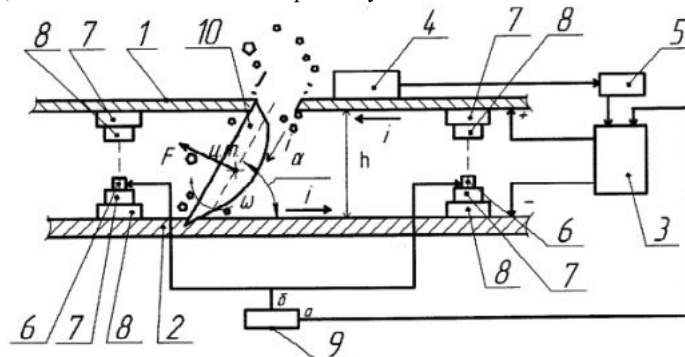


Рис. 6. электромагнитная система защиты от орбитальных осколков

Повысить эффективность электромагнитной системы защиты можно путем увеличения числа пластин, то есть, создания подобия многослойной панели (рисунок 7). Принцип действия такой системы ничем не отличается от двухпанельной. Конструктивное различие, помимо количества самих пластин, заключается в наличии слоя изолирующего материала, который расположен между соседними пластинами. Безусловное преимущество такой модификации заключается в том, что пробитие или выход из строя пластины 2 не приводит к тому, что жизненно важные конструкции КА остаются «открытыми», следовательно, увеличивается срок службы космического аппарата. Необходимо учесть один недостаток, требующий дальнейшей доработки, а именно то, что установка такой многослойной системы защиты приводит к необходимости установки дополнительных источников питания, что довольно сильно усложняет конструкцию.

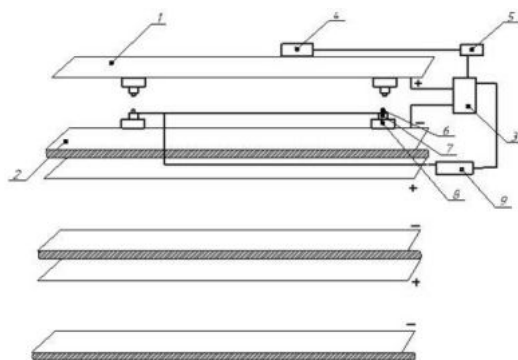


Рис. 7. многослойная электромагнитная система защиты от орбитальных осколков

Анализ существующих средств защиты космических аппаратов показал, что среди пассивных методов защиты наиболее эффективными являются многослойные панели, имеющие в своем составе пеноэкраны. Пассивно-активные средства защиты могут найти применение в случае некоторых доработок. Среди активных способов защиты КА наиболее эффективной является электромагнитная система защиты от орбитальных осколков, не имеющая аналогов по своему принципу действия ни в России, ни за рубежом. Выбор модификации активной системы защиты производится исходя из габаритов космического аппарата и задач, которые ставятся пред ним. Необходимо подчеркнуть, что для полноценной защиты космических аппаратов необходимо применять как одни, так и другие средства защиты.

#### Библиографический список

1. Зеленцов В.В. Защита космического аппарата от воздействия мелкого космического мусора // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. - №6. – с.123-142.
2. Электромагнитная система защиты космических аппаратов от орбитальных осколков: пат. 2316456 Рос. Федерация : МПК В64G 1/56 F41H 5/007/ В.А. Керножицкий, Е.С. Кондратова, С.К. Крикалев; заявитель и патентообладатель ГОУ ВПО Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова (БГТУ «ВОЕНМЕХ»). - №2006110151/11; заявл. 29.03.2006; опубл. 10.02.2008, Бюл №4. – 13 С.
3. Возможности и средства оценки повреждений космических аппаратов. 2012 // Необычный: Необычный портал о необычных вещах. Режим доступа: <http://unnatural.ru/damages-assessment> (дата обращения 07.03.2018)
4. Распределение космического мусора. Часть I // Необычный: Необычный портал о необычных вещах. Режим доступа: <http://unnatural.ru/debris-distribution> (дата обращения 07.03.2018)
5. Малкин А.И., Занозин В.М., Топоров Ю.П., Кононенко М.М., Шумихин Т.А. Разработка новой концепции защиты космических аппаратов от метеороидов и космического мусора на основе использования активных композиционных материалов: отчет о НИР / Институт физической химии и электрохимии им. А.Н. Фрумкина. М., 2007.
6. Destefains R., Amerio E., Briccarello M., Belluco M., Faraud M., Tracino E., Lobascio C. Space environment characterization of Kevlar®: good for bullets, debris and radiation too// Universal Journal of Aeronautical & Aerospace Sciences. 2014. Vol 2. P. 80-113.
7. Кобылкин И.Ф., Селиванов В.В. Материалы легкой бронезащиты. М: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. 191 с.

УДК 621.45.01

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

*А. А Киришина, А. Ю Киришин, К. Н Михайлов*

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

На сегодняшний день аддитивные технологии всё больше акцентируют на себе внимание. 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.

В воздухе над морем всегда присутствуют аэрозоли солей морской воды. Основные составляющие: до 80% - хлористый натрий и до 20% - сульфат натрия. Состав солей в воздухе может отличаться от состава солей в воде этой акватории.

При относительной влажности воздуха не выше 40% аэрозоли сухие и ведут себя как абразивные частицы. При более высокой относительной влажности воздуха аэрозоли влажные и поэтому они могут прилипать к поверхностям элементов воздухоочистительных устройств и к лопаткам компрессора.

С увеличением скорости ветра, связанной со скоростью судна, количество солей в воздухе возрастает. Увеличение скорости судна и курсовой угол также влияют на содержание воздуха: чем выше от поверхности воды воздухоприём, тем меньше соли [1].

Для оценки влияния высокотемпературного окисления и солевой коррозии на скорость разрушения материалов, изготовленных аддитивными методами, на базе ФГУП «Крыловский научный центр» были испытаны образцы из порошковых сплавов на основе железа – ПР-07Х18Н12М2 и на основе никеля и кобальта ПР-08ХН53БМТЮ.

Химические составы порошков сплавов ПР-07Х18Н12М2 и ПР-08ХН53БМТЮ представлены в таблицах 1 и 2 в соответствии с сертификатами на поставку.

Таблица 1. Химический состав порошка сплава ПР-07Х18Н12М2, %

	Fe	Cr	Mo	Ni	Si	Mn	P	C	S
порошок	основа	17,5	2,18	11,0	0,046	1,2	0,03	0,041	0,006

Таблица 2. Химический состав порошка сплава ПР-08ХН53БМТЮ, %

	Fe	Ni	Cr	Nb	Mo	Ti	Al	Mn	Co
порошок	Ост.	53,1	18,0	5,05	3,15	0,75	0,26	0,19	0,09

Таблица 2. Продолжение

	Si	S	P	Cu	B	O <sub>2</sub>
порошок	0,34	0,007	0,02	0,15	0,09	0,053

С целью исключения влияния формы конструкции, направления печати, полноты заполнения все образцы имели цилиндрическую форму. Печать изделий из каждого сплава проводилась на одном режиме. Образцы изготовлены технологией послойного лазерного сплавления (SLM).

Испытания образцов (экспозиция) из сплава ПР-07Х18Н12М2 проводились при температурах 400 °С, 500 °С, 600 °С. Образцы из сплава ПР-08ХН53БМТЮ испытывались при температуре 800 °С.

Перед проведением испытаний образцы были очищены и измерена их масса. После испытаний образцы также проходили процесс очищения и измерялись.

Перед экспозицией в муфельной печи на образцы наносился солевой раствор.

Чувствительность сплава к воздействию солей морской атмосферы оценивалась по изменению массы образцов. Увеличение массы происходит за счет присоединения агрессивной среды (кислород, соли). Скорость разрушения материала определяется скоростью его взаимодействия с агрессивной средой, то есть скоростью увеличения массы, г/(м<sup>2</sup>·час) [1, 2]. Этот процесс можно наблюдать в первый период испытаний (работы), когда не началось отторжение повреждённого материала. Поэтому для оценки скорости повреждения материалов рассматривались результаты увеличения массы по первым экспозициям выдержки, продолжительность которых составляла 4 и 8 минут.

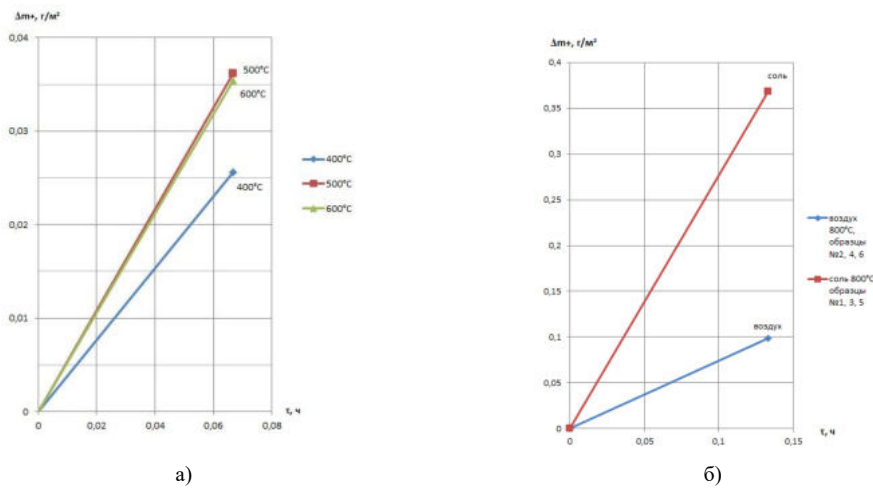


Рис. 1 – Изменение массы порошковых сплавов (средние значения): а) ПР-07Х18Н12М2 при температурах 400°С, 500°С, 600°С при окислении б) ПР-08ХН53БМТЮ при температуре 800°С при окислении и коррозии

Для возможности сравнения скорости взаимодействия сплава с агрессивной средой были оценены значения этой скорости, г/м<sup>2</sup>ч изделий из порошковых сплавов и литейных материалов, испытываемых в рамках других работ на воздухе и в условиях солевой коррозии [3] в диапазоне температур 400 – 800°С.

Результаты, полученные при нулевом значении солевой нагрузки (на воздухе), приведены на рис. 3 и перенесены на график коррозионных испытаний (пунктирная линия) – рис. 4. То есть, эта линия характеризует минимальные значения скорости коррозии. Все результаты выше этой линии показывают возможные значения скорости взаимодействия сплавов при наличии коррозионной среды.

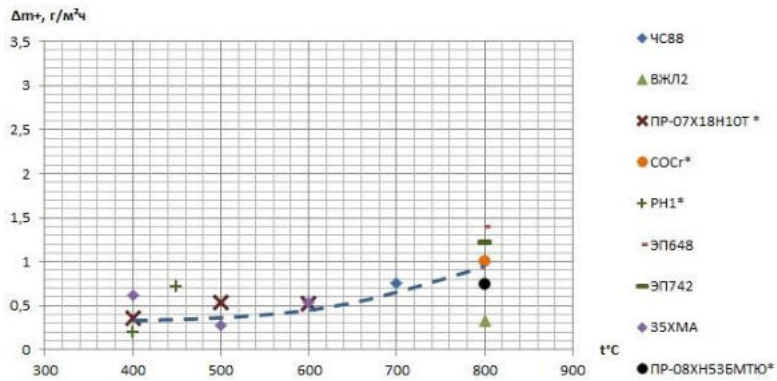


Рис. 2 - Скорость реакции внешней среды с литейными и порошковыми сплавами во время испытаний на окисление: “\*” – порошковые материалы.

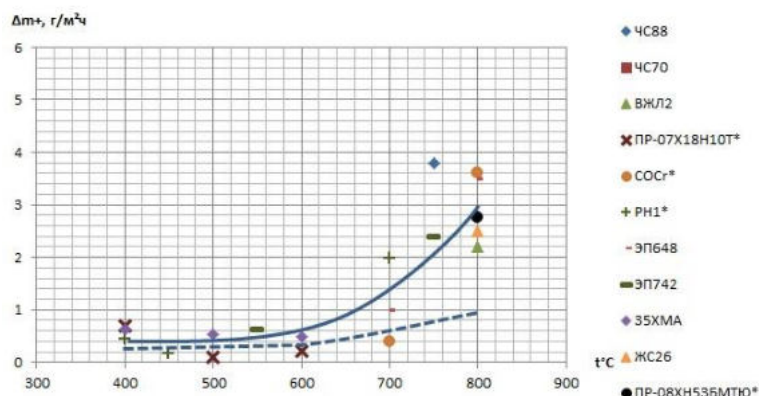


Рис. 3 - Скорость реакции внешней среды с литейными и порошковыми сплавами во время коррозионных испытаний: "\*" – порошковые материалы.

Как видно из графиков характер изменения массы изделий из порошковых материалов ПР-07Х18Н12М2 (400 °С 500°С, 600 °С) и ПР-08ХН53БМТЮ (800 °С), выполненных технологией послойного лазерного сплавления (SLM), получился аналогичным результатам для литейных сплавов.

Результаты на окисление и солевую коррозию в диапазоне температур 400 – 800 °С показали, что скорость реакции с агрессивной средой монотонно возрастает с ростом температуры.

- в диапазоне 400 – 600 °С средняя скорость реакции внешней среды во время испытаний на окисление составила 0,3 - 0,5 г/(м<sup>2</sup>·час);
- на солевую коррозию – 0,4 – 0,6 г/(м<sup>2</sup>·час);
- в диапазоне 600 – 800 °С средняя скорость реакции внешней среды на окисление составила 0,5 - 1,0 г/(м<sup>2</sup>·час);
- на солевую коррозию – 0,6 - 3,0 г/(м<sup>2</sup>·час);

Проведённые исследования показали следующее:

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

2. Скорость окисления и коррозии материалов ПР-07Х18Н12М2 и ПР-08ХН53БМТЮ практически совпали с характеристиками для всех исследуемых материалов (порошковые и литейные). Например, при температуре 800 °С скорость реакции внешней среды во время испытаний на окисление составляет 1,2 г/(м<sup>2</sup>·час); на солевую коррозию – 3,0 г/(м<sup>2</sup>·час).

#### Библиографический список

1. Багерман А.З. Обеспечение надёжной эксплуатации газотурбинных двигателей в морских условиях: Монография / ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова. СПб, 2010. 132 с.: ил.
2. Никитин В.И. Коррозия и защита лопаток газовых турбин. Л.: Машиностроение, ленингр. отд-е. 1987. 272 с.
3. Багерман А.З. Особенности коррозионных испытаний материалов с защитными покрытиями / Багерман А.З., Конопатова А.В., Кишин А.Ю., Леонова И.П., Неудахина А.А // Тяжёлое машиностроение №9 СПб.: 2017. с.31-33.

УДК 621.01+62-83+62-868+629.7.018.4

#### ПРИМЕНЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВИБРОПРИВОДОВ С УПРАВЛЯЕМЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ВИБРАЦИОННЫХ ПОЛЕЙ В СТЕНДАХ ДЛЯ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ УЗЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*А. В. Кононистов*

*Акционерное общество «Златоустовский машиностроительный завод» (АО «Златмаш»)*

Современные летательные аппараты работают в условиях интенсивных динамических нагрузок. Одним из наиболее опасных видов внешних воздействий, для летального аппарата, являются вибрационные нагрузки. Вибрационное воздействие на узлы летательного аппарата происходит на протяжении всего времени эксплуатации, начиная с момента его транспортирования с завода-изготовителя. Основным источником вибраций являются аэродинамические эффекты и динамические воздействия двигательных установок.

Главной задачей вибрационных испытаний является изучение воздействия на летательный аппарат нагрузок, превышающих эксплуатационные. В ходе испытаний, необходимо воспроизвести за короткое время заданные характеристики колебаний в широком спектре частот с достаточно высокой точностью и длительностью во времени. Решение таких задач невозможно без применения автоматизированных систем управления виброиспытаниями.

В свою очередь, современные устройства, подвергающие вибрационным испытаниям узлы летательных аппаратов, имеют низкие технологические возможности, являются весьма сложными, а следовательно, дорогостоящими. Это связано с тем, что при управлении процессом виброиспытаний необходимо перенастраивать собственные формы колебаний и создавать зоны пучности в контрольных точках испытуемого изделия, а также обеспечить точность воспроизведения и поддержания заданных спектральных характеристик на протяжении всей продолжительности испытаний, ограничивающейся испытательным ресурсом изделия. Однако многие современные испытательные системы не всегда могут обеспечить идентичность и динамичность подобия процессов эксплуатации, стабильность частотных параметров, а также удобство и возможность проведения испытаний в короткие сроки при минимальных затратах. Во многих случаях, тому причиной служат морально устаревшие конструкции современных виброприводов, управление которыми вызывает ряд трудностей при разработке испытательных стендов.

Таким образом, целью работы являлась разработка принципиально новых виброприводов, применяемых в вибрационных системах для наземных испытаний летательных аппаратов.

Главной проблемой современных систем, применяемых для вибрационных испытаний является отсутствие возможностей создания колебаний сложной формы, их изменение по заданному алгоритму и поддержание на протяжении всего периода испытаний. Так же, явными недостатками таких систем является высокая энергозатратность, малый диапазон регулирования частот и ограниченность вынуждающей силы, создаваемой виброприводом. Применение таких систем ограничено простыми колебаниями, возбуждаемыми одним центробежным вибровозбудителем, а также из-за сильного износа подшипников.

Для решения выявленных проблем, разработан новый способ возбуждения синхронных колебаний в виброприводах. В основе разработанного способа лежит принцип самосинхронизации роторных механических систем. Данный принцип широко применяется в современных вибрационных машинах для улучшения их технологических возможностей.

Для длительного поддержания системы в окolorезонансном режиме была разработана автоматизированная система управления процессом вибрационных испытаний. Ее преимущество в том, что она включает в себя сбор у вибропривода параметрической информации, ее автоматическую обработку и поднастройку устойчивой синхронной работы системы посредством электрической обратной связи между электроприводами и контроллером.

Разработанная система управления отличается от известных тем, что позволяет производить мониторинг колебаний, возбуждаемых виброприводом, как посредством измерения частоты вращения самосинхронизирующихся электроприводов, так и при сборе контрольных данных с датчиков, устанавливаемых на испытуемом объекте. По полученным данным система настройки, автоматически может поддерживать требуемый режим своей работы. На ряду с проектируемым испытательным стендом, предлагаемая система позволяет даже контролировать работу принципиально новых приводов самовозбуждаемых колебаний, обладающих модулируемыми свойствами.

Современные летательные аппараты работают в условиях интенсивных динамических нагрузок. Одним из наиболее опасных видов внешних воздействий, для летального аппарата, являются вибрационные нагрузки. Вибрационное воздействие на узлы летательного аппарата происходит на протяжении всего времени эксплуатации, начиная с момента его транспортирования с завода-изготовителя. Интенсивность вибрационных воздействий на узлы летательного аппарата будет максимальной в момент старта и при отделении ступеней, поскольку при этом возникает высокий уровень перегрузок и вибраций с широким спектром частот. Основным источником вибраций, при воздействиях такого рода являются аэродинамические эффекты и динамические воздействия двигательных установок [1].



Вибрационное нагружение является причиной усталостных разрушений элементов конструкции летательного аппарата. В результате воздействий вибрационных колебаний на систему, образуются локальные зоны текучести, что в свою очередь приводит к микротрещинам. Объединение таких микротрещин способствует появлению основных трещин, и разгерметизации летательного аппарата. Из-за значительного увеличения трещин, приводящих к превышению прочностных возможностей металла, процесс их образования становится лавинообразным, и ведет к усталостному разрушению [2]. Для оценки состояния и технических характеристик, а также, проверки и обеспечения надежности работы спроектированных летательных аппаратов возникает потребность в проведении вибрационных испытаний.

Главной задачей вибрационных испытаний является изучение воздействия на летательный аппарат нагрузок, превышающих эксплуатационные. В ходе испытаний, необходимо воспроизвести за короткое время заданные характеристики колебаний в широком спектре частот с достаточно высокой точностью и длительностью во времени. Решение таких задач невозможно без применения автоматизированных систем управления виброиспытаниями.

В свою очередь, современные устройства, подвергающие вибрационным испытаниям узлы летательных аппаратов, имеют низкие технологические возможности, являются весьма сложными, а следовательно, дорогостоящими. Это связано с тем, что при управлении процессом виброиспытаний необходимо перенастраивать собственные формы колебаний и создавать зоны пучности в контрольных точках испытуемого изделия, а также обеспечить точность воспроизведения и поддержания заданных спектральных характеристик на протяжении всей продолжительности испытаний, ограничивающейся испытательным ресурсом изделия. Однако многие современные испытательные системы не всегда могут обеспечить идентичность и динамичность подобия процессов эксплуатации, стабильность частотных параметров, а также удобство и возможность проведения испытаний в короткие сроки при минимальных затратах. Во многих случаях, тому причиной служат морально устаревшие конструкции современных виброприводов, управление которыми вызывает ряд трудностей при разработке испытательных стендов.

Таким образом, целью работы являлась разработка принципиально новых виброприводов, применяемых в вибрационных системах для наземных испытаний летательных аппаратов.

Главной проблемой современных систем, применяемых для вибрационных испытаний является отсутствие возможностей создания колебаний сложной формы, их изменение по заданному алгоритму и поддержание на протяжении всего периода испытаний. Так же, явными недостатками таких систем является высокая энергозатратность, малый диапазон регулирования частот и ограниченность вынуждающей силы, создаваемой виброприводом. Применение таких систем ограничено простыми колебаниями, возбуждаемыми одним центробежным вибровозбудителем, а также из-за сильного износа подшипников.

Для решения выявленных проблем, разработан новый способ возбуждения синхронных колебаний в виброприводах [3]. В основе разработанного способа лежит принцип самосинхронизации роторных механических систем [4]. Данный принцип широко применяется в современных вибрационных машинах для улучшения их технологических возможностей.

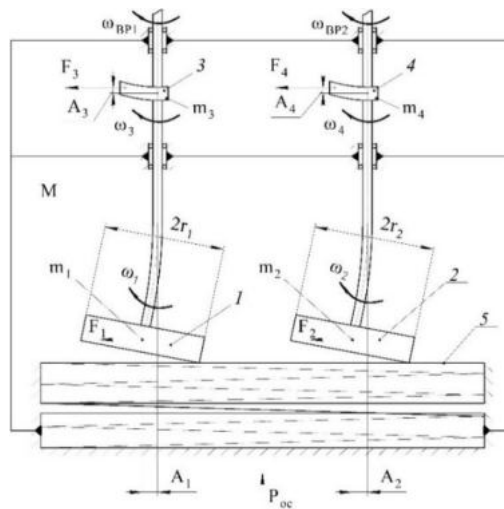


Рис.1. Схема возбуждения синхронных колебаний

На рисунке 1 представлен способ возбуждения колебаний в виброприводах. Разработанный способ основывается на получении суммарных высокочастотных и низкочастотных колебаний механической системы. Тела 1 и 2 через гибкие стержни вращают вокруг их поворотных осей симметрии с частотами  $\omega_{BP1}=\omega_3$  и  $\omega_{BP2}=\omega_4$ , и одновременно с этим сопрягают с контртелом 5 осевой силой прижатия  $P_{oc}$ . В результате чего, тела 1 и 2 начинают обкатывать контртело 3 периферией торцев по их собственным замкнутым траекториям, и образовывать мгновенные центры качения, что приводит к совершению круговых высокочастотных колебаний  $\omega_1$  и  $\omega_2$ . Совместно с этим, на данные тела воздействуют неуравновешенными радиальными силами  $F_3$  и  $F_4$ , постоянно меняя их направления с частотами вращения  $\omega_3$  и  $\omega_4$ . Суммарной амплитудой колебаний управляют по соотношению:

$$A = \sqrt{4r^2 + (F_3 k)^2 + 4r F_3 k \cos(\Delta \omega t)}$$

где  $k = \frac{1}{M \omega_3^2}$ ;  $F_3$  – неуравновешенная радиальная сила;  $\Delta \omega = \omega' + \omega_3$ ,  $\omega' = \omega_1 = \omega_2$  – частоты колебаний вращаемых тел при синхронном режиме работы;  $\omega_3$  – частота вращения;  $M$  – суммарная масса тел;  $r = r_1 = r_2$  – радиусы вращаемых тел,  $t$  – время.

Таким образом, новый способ возбуждения колебаний позволяет более полно, в отличие от аналогов, использовать энергию колебаний, за счет работы системы в резонансном режиме, а также управлять процессом вибрационных испытаний, посредством изменения собственных форм колебаний. На базе разработанного способа был спроектирован вибропривод (рис. 2), который отличается от аналогов низкой энергозатратностью, обусловленной постоянной работой системы в резонансном режиме, возможностью управления формой колебаний и универсальностью. Данный вибропривод может применяться как в стационарных стендах, так и в качестве переносного вибростенда для нормальных и специфических условий эксплуатации.



Рис.2. Новая конструкция вибропривода для динамических испытаний узлов летательных аппаратов

Необходимым условием для достижения эффективной работы вибропривода является работа на резонансных или около резонансных частотах в течение определенного промежутка времени [5]. Для длительного поддержания системы в околорезонансном режиме была разработана автоматизированная система управления процессом вибрационных испытаний. Экспериментальная модель данной системы представлена на рис. 3. Ее преимущество в том, что она включает в себя сбор у вибропривода параметрической информации, ее автоматическую обработку и поднастройку устойчивой синхронной работы системы посредством электрической обратной связи между электроприводами и контроллером

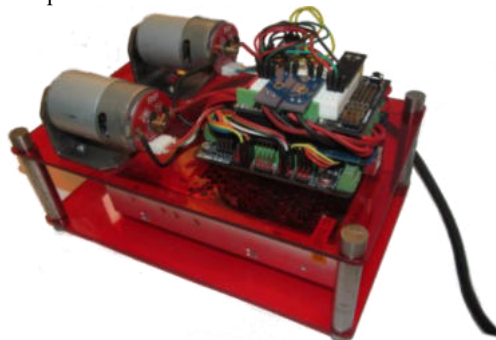


Рис.3. Экспериментальная модель автоматизированной системы управления

Разработанная система управления отличается от известных тем, что позволяет производить мониторинг колебаний, возбуждаемых виброприводом, как посредством измерения частоты вращения самосинхронизирующихся электроприводов, так и при сборе контрольных данных с датчиков, устанавливаемых на испытуемом объекте. По полученным данным система настройки, автоматически может поддерживать требуемый режим своей работы. На ряду с проектируемым испытательным стендом, предлагаемая система позволяет даже контролировать работу принципиально новых приводов самовозбуждаемых колебаний, обладающих модулируемыми свойствами.

Для функционирования автоматизированной системы была создана управляющая программа для ЭВМ (свидетельство о гос. рег. программы для ЭВМ №2014660855 от 20.08.2014г.). Параметры работы системы могут быть заданы оператором как в ручном режиме, так и в автоматическом режиме, при предварительной настройке системы на требуемый алгоритм работы. При применении рациональных режимов виброн нагружения узлов летательных аппаратов с использованием персонального компьютера существует возможность сделать этот процесс контролируемым и расширить его потенциальные возможности. С целью расчета математических зависимостей различных режимов возбуждения колебаний в виброприводе разработана специальная программа для ЭВМ (свидетельство о гос. рег. программы для ЭВМ №2015615192 от 13.05.2015г.). При

использовании вибропривода в качестве переносного вибростенда, испытания летательных аппаратов могут быть произведены различными методами, такими как: метод случайных колебаний, заключающийся в формировании случайных колебаний, воздействующих на систему за заданный промежуток времени; резонансный метод, который основывается на воздействии вынужденных резонансных колебаний на объект исследований, и оценке частотных параметров по резонансным пикам амплитудных характеристик; пьезоэлектрический метод, который заключается в использовании для оценки колебаний пьезоэлектрических датчиков, устанавливаемых в зоне испытаний. Любой из этих методов может быть реализован в микроконтроллере системы управления на программном уровне, что делает систему более гибкой и универсальной. Полученные результаты испытаний могут быть оценены с помощью аналитических методов.

В связи с высокой эффективностью и низким уровнем ресурсозатратности, в настоящее время, в условиях импортозамещения, идея разработки данного устройства является крайне актуальной на многих ракетно-космических предприятиях России, так как позволяет управлять точностью формы и размеров частотных характеристик, оценить надежность узлов летательных аппаратов, и уменьшать вероятность их разрушения.

Научная новизна проекта и его техническая значимость заключаются в создании нового подхода к процессу вибрационных испытаний летательных аппаратов посредством разработки новых виброприводов, с целью получения сложных форм резонансных колебаний, их мониторинга и контроля.

Южно-Уральский государственный университет выражает благодарность за финансовую поддержку Министерства образования и науки Российской Федерации (грант No 9.7960.2017/БЧ).

South Ural State University is grateful for financial support of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation (grant No 9.7960.2017/ВР).

#### **Библиографический список**

1. Парафесь, С.Г. Методы и средства динамических испытаний конструкций летательных аппаратов / С.Г. Парафесь, И.К. Туркин. М.: Изд-во МАИ, 2002 – 132 с.
2. Афанасьев, В.А. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин, Ю.Ф. Захаров, А.Н. Стрельченко, Н.П. Шалунов. М.: Изд-во МАИ, 1994. – 412 с.
3. Пат. 2533743 Российская Федерация: МПК7 В 06 В 1/00, G 03 G 9/08. Способ возбуждения колебаний / Ю.С. Сергеев, С.В. Сергеев, Б.А. Решетников, Е.Н. Гордеев, Р.Г. Закиров, В.П. Гоголев, А.А. Микрюков, А.В. Иршин; заявитель и патентообладатель ООО «Гранулятор». – 2013121307/28; заявл. 07.05.13; опубл. 20.11.14, Бюл. №32. – 11 с.
4. Блехман, И.И. Синхронизация динамических систем / И.И. Блехман. М.: Наука, 1971 – 896с.
5. Сергеев, С.В. Вибрационные роторные приводы машин: монография / С.В. Сергеев, Б.А. Решетников, Р.Г. Закиров. Челябинск: Изд-во ЮУрГУ, 2007 – 133 с.

УДК 621.9.079.621.7.079 (031)

### **СУХАЯ ОБРАБОТКА И ОБРАБОТКА С МИНИМАЛЬНЫМ РАСХОДОМ СОЖ**

***Е. А. Костенков***

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

Наиболее эффективным способом обработки резанием с использованием режущей кромки определённой геометрии при одновременном обеспечении экономической выгоды и соответствия экологическим требованиям является сухая обработка. Это одна из наиболее активно обсуждаемых тем в связи с разработками в области производственных технологий. Отправной точкой дискуссий является понимание того, что с использованием и хранением, а также утилизацией СОЖ связаны огромные расходы. Как правило, в фирмах учитываются только расходы на приобретение и утилизацию СОЖ. При этом расходы, необходимые в связи с использованием СОЖ, довольно значительны (см. рис.1). Точная доля расходов на СОЖ в значительной степени зависит от используемой технологии обработки, станков и других основных условий. Затраты, связанные с использованием СОЖ, как правило, колеблются в пределах 2–8 % от производственных расходов. Таким образом, их порядок соответствует затратам на инструмент, следовательно, имеет смысл

подумать об оптимизации концепций, направленных на снижение расходов, связанных с использованием СОЖ.

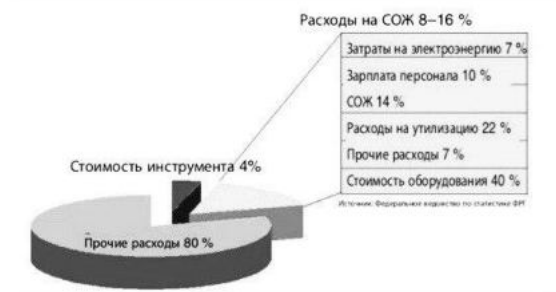


Рис.1.

Стоимость применения СОЖ включает в себя стоимость охлаждения на всем оборудовании, инвестиции, стоимость самих охлаждающих жидкостей, их приготовления и утилизации, энергозатраты, стоимость поддержания СОЖ в рабочем состоянии и вспомогательные затраты. Однако для оценки стоимости системы охлаждения надо также принимать во внимание стоимость оборудования, пуско-наладочные работы, затраты на смену СОЖ, степень утилизации, безопасность работ с СОЖ и качество готовой продукции.

Отработанная СОЖ является одним из главных загрязнителей окружающей среды в машиностроении. Их разлив, разбрызгивание, потери со стружкой и обтирочным материалом, просто слив в канализацию приводят к загрязнению почвы, водоемов и воздуха. Кроме того, при этом безвозвратно теряется и та доля компонентов, которую можно было бы извлечь и использовать повторно либо для приготовления новой партии СОЖ, либо для других целей. Основную группу СОЖ составляют масляные и водосмешиваемые жидкости содержащие зачастую дефицитные минеральные масла. Безвозвратная потеря последних является потерей потенциального сырья. Вода тоже сырье, стоимость которого с каждым годом возрастает и будет возрастать. Таким образом вопросы защиты окружающей среды от загрязнений и рационального использования потенциального сырья из отработанных СОЖ взаимосвязаны: нельзя просто сбрасывать в канализацию отработанные СОЖ, их надо по возможности утилизировать или, по крайней мере, обезвредить. Все существующие способы обезвреживания эмульсий можно разбить на следующие группы: термические; физико-химические; биологические. Ни один из указанных способов не может обеспечить требуемую степень утилизации и очистки отработанных СОЖ.

В последние годы сухой обработке (полный отказ от использования каких-либо смазочноохлаждающих жидкостей), к которой в самом широком смысле относится также обработка с минимальным расходом смазки, уделяется повышенное внимание. Проведены обширные исследовательские и опытно-конструкторские работы, в результате которых удалось, в частности, добиться того, что сегодня обработку большинства материалов, в зависимости от технологии производства, можно осуществлять сухим способом или с минимальным расходом смазки. Альтернативная технологическая концепция, основанная на отказе от СОЖ, должна обеспечить также равноценное решение таких важных задач, как смазка, перенос тепла и удаление стружки. Основные требования в связи с реализацией концепции сухой обработки:

- пониженное выделение тепла при обработке резанием;
- обеспечение отвода тепла (большая доля через стружку);
- гарантированное удаление стружки (от места обработки и из станка);
- инструмент и станки должны соответствовать требованиям сухой обработки.

Рисунок 2 отражает возможность сухой обработки при выполнении отдельных операций. Рассмотрение конкретных видов работ требует дифференцированного подхода, поскольку в каждом отдельном случае исследования находятся на разных стадиях развития. Частично представленное в таблице решение базируется лишь на основополагающих данных (протягивание). Частично сухая обработка уже применяется в серийном производстве (например, фрезерование деформируемых сплавов на основе алюминия).

Материал / Вид обработки	Алюминий		Сталь		Серый чугун СЧ-20 ВЧ-70
	Литейный сплав	Деформируемый сплав	Высоколегированная сталь, сталь для подшипников качения	Автоматная сталь Улучшенная сталь	
Сверление	MMS	MMS	MMS	MMS/сухая обр.	MMS/сухая обр.
Развёртывание	MMS	MMS	MMS	MMS	MMS
Нарезание резьбы	MMS	MMS	MMS	MMS	MMS
Формирование резьбы	MMS	MMS	MMS	MMS	MMS
Глубокое сверление	MMS	MMS	—	MMS	MMS
Фрезерование	MMS/сухая обр.	MMS	сухая обр.	сухая обр.	сухая обр.
Тонкая обработка	MMS/сухая обр.	MMS/сухая обр.	сухая обр.	сухая обр.	сухая обр.
Зубофрезерование	—	—	сухая обр.	сухая обр.	сухая обр.
Пиление	MMS	MMS	MMS	MMS	MMS
Протягивание	—	—	MMS	сухая обр.	сухая обр.

— неизвестны случаи применения технологии или отсутствуют результаты исследований

Рис. 2.

На данный момент решены ещё не все проблемы, связанные с использованием сухой обработки. Кроме того, современный уровень развития техники таков, что не при всех технологиях можно полностью отказаться от СОЖ (в настоящее время доля сухой обработки на рынке составляет ок. 12 %). Однако при использовании данных технологических процессов больших результатов в решении существующих проблем можно добиться за счёт значительного снижения количества СОЖ. Однако доля сухой обработки будет увеличиваться, поскольку при создании новых технологических линий, в особенности в крупном серийном производстве, оценивается возможность сухой обработки или обработки с минимальным расходом смазки. Наиболее существенные преимущества сухой обработки/MMS могут быть достигнуты при серийном производстве, если в результате этого удастся упростить производственные процессы. За счёт отказа от использования СОЖ во многих случаях могут быть значительно усовершенствованы или полностью исключены последующие этапы производственного процесса – в простейшем случае только этап очистки. Реально достижимая в подобных случаях экономия затрат намного превышает расходы на испытания и введение сухой обработки. На основании вышесказанного можно говорить о перспективах увеличения доли сухой обработки в серийном производстве до 27 %. Переход на сухую обработку или минимальный расход смазки может оказаться целесообразным также и для небольших фирм. Однако это зависит от условий обработки в каждом конкретном случае. В первую очередь всегда рассматривается комплексное взаимодействие детали, обрабатываемого материала, способа обработки, инструмента, условий обработки, а также станков и их влияние на процесс обработки резанием. В любом случае переход на сухую обработку – это вопрос не самой близкой перспективы. Ни на одном предприятии он не может быть решён в два счёта. Во многих случаях сухая обработка возможна только в связи с переходом на новое оборудование, поскольку имеющиеся станки не могут быть переоборудованы на сухую обработку.

Сфера применения сухой обработки за последние годы значительно расширилась в первую очередь благодаря разработкам в области инструментального производства (инструментальные материалы, покрытия, оптимизация геометрии). Наиболее подходящими для сухой обработки являются твёрдые сплавы с покрытием, отличающиеся высокой твёрдостью и износостойкостью при повышенной температуре, инструменты из минералокерамики, кубического нитрида бора и алмазные инструменты. При условии использования соответствующих покрытий может быть обеспечена также рентабельность сухой обработки с помощью инструмента из быстрорежущей стали HSS. При этом речь идет об обработке на низких скоростях и в условиях высоких требований к вязкости основного металла как, например, при нарезании внутренней резьбы. При обработке с прерывистым резом, например, при фрезеровании, сухая обработка может дать значительное повышение стойкости, так как режущая кромка инструмента не испытывает нагрузок вследствие тепловых ударов под действием СОЖ. Ввиду существования высоких требований к точности соблюдения технологии большое значение придается разработке и применению инструмента с оптимальной геометрией. В частности, много проблем возникает при сухом сверлении. Главной из них является непрерывное удаление стружки из отверстия. Удачным решением наряду с применением покрытий является использование инструмента с увеличенной стружечной канавкой.

Так как сухая обработка зачастую не может быть выполнена, в качестве компромисса на практике обеспечивается минимальный расход СОЖ (квазисухая обработка). Подвод смазочно-охлаждающей

жидкости в малых количествах положительно влияет на результат работы и обеспечивает возможность сокращения расхода СОЖ. Для характеристики предельно малого расхода СОЖ в настоящее время применяются следующие понятия: минимальный расход смазочно-охлаждающей жидкости ММКС (расход смазки в общем менее 50 мл/ч) и пониженный расход смазочно-охлаждающей жидкости МКС (расход смазки в общем менее 120 л/ч). Необходимо отметить, что охлаждающий эффект при использовании данных смазочно-охлаждающих систем является спорным вопросом, поэтому многие авторы предпочитают понятие минимальный расход смазки ММС



Рис. 3. Обеспечение малого расхода смазки с внешним подводом.

При использовании технологии минимального расхода смазки необходимо принимать во внимание принципиальное различие между способом подвода и способом приготовления эмульсии, поскольку это важно для конечного результата. Имеется множество способов подвода смазки, которые для обработки сверлением представлены на рис. 3,4.

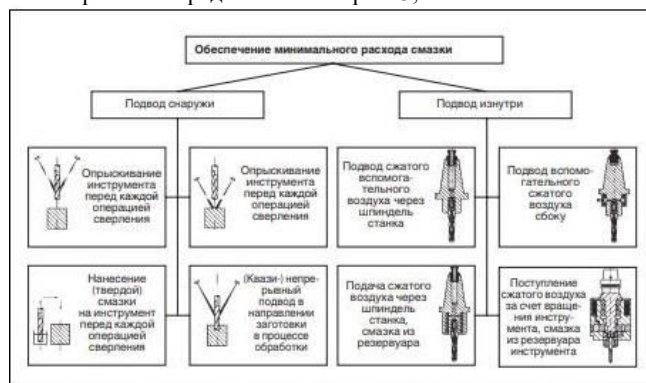


Рис.4.

#### Библиографический список

1. Кувшинский В. В. Фрезирование. Под редакцией Ворониной Л. И. Машиностроение 1977 г.
2. Энтелис. С. Г., Берлинер Э. М., Деришева Э. М. Смазочно-охлаждающие технологические средства. Под редакцией Энтелис С. Г., Берлинер Э. М. Машиностроение 1986г.
3. Справочник HOFFMANN GROUP Обработка материалов резанием Garant Tool Scout. 2016г.

УДК 004. 9 (075)

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

*В. А. Костышев., А. Х. Ашурова*

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П.Королева («Самарский университет»)*

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.

Цель данной работы – в результате разработки и процесса производства тонкостенных бесшовных фланцевых кольцевых профилей типа «полотор» раскаткой определить кинематику и геометрические параметры данного процесса.

По характеру формоизменения процесс раскатки колец специальной техники можно разделить на три стадии:

- Выведение разностенности кованой заготовки
- Усиленная её раскатка и докатка, т.е. окончательное формирование геометрии кольца

Первая стадия характеризуется началом деформации кольца, наблюдается сбивание огранки и выведение разностенности. Обжатия при этом составляют незначительную величину 0,1...0,5 мм/об, которые увеличиваются по мере устранения геометрических несовершенств кольца. Скорость раскатки на данной стадии должна соответствовать 0,5...1 м/сек.

После выведения разностенности процесс переходит во вторую стадию раскатки, он осуществляется с максимально возможными скоростями 1-2,5 м/сек и обжатиями. Максимальные обжатия необходимы для обеспечения термомеханических условий получения однородной структуры и формирования геометрии профиля кольца. Обжатия при этом составляют 0,5...5 мм/об

Третья стадия раскатки характеризуется применением малых обжатий 0,05...0,2 мм/об, обеспечивающих точную докатку профиля и диаметральных размеров кольца, скорость раскатки при этом должна находиться в пределах 0,5... 1 м/сек [1, с. 102].

Далее рассмотрим кинематику процесса раскатки.

В процессе раскатки постоянно происходит изменение диаметра и толщины профиля кольца при неизменной его ширине. Поэтому удобнее пользоваться их графической зависимостью, которая получается из известной формулы

$$D_0 = \frac{V}{\pi BC} \quad (1)$$

где  $D$  – текущий диаметр кольца;  $S$  – текущая толщина сечения кольца;  $V$  – объём кольцевой заготовки;  $B$  – ширина профиля кольца;

По 3D модели, построенной в программном комплексе Компас 3DV12 (рис.1 ) объём изделия по чистовому калибру  $V_{ч} = 892863,76 \text{ мм}^3$ . Потери составляют 5%.

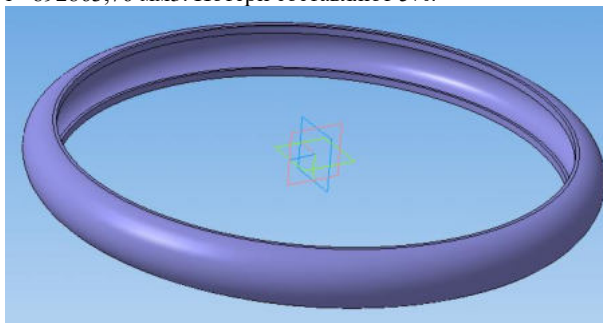


Рис. 1. Полотор после чистого калибра

Обозначив величину  $\frac{V}{\pi B}$  через коэффициент  $C$  можно записать следующее:

$$\frac{V}{\pi B} = \frac{892863,76}{3,14 \cdot 84,5} = \frac{892863,76}{265} = 3369 \quad (2)$$

$$D = \frac{C}{S} \quad (3)$$

$$D = \frac{C}{20} = \frac{3369}{20} = 168 \text{ мм} \quad (4)$$

$$D = \frac{C}{11,9} = \frac{3369}{11,9} = 283 \text{ мм} \quad (5)$$



$$D = \frac{C}{10} = \frac{3369}{10} = 337 \text{ мм} \quad (6)$$

$$D = \frac{C}{7} = \frac{3369}{7} = 481 \text{ мм} \quad (7)$$

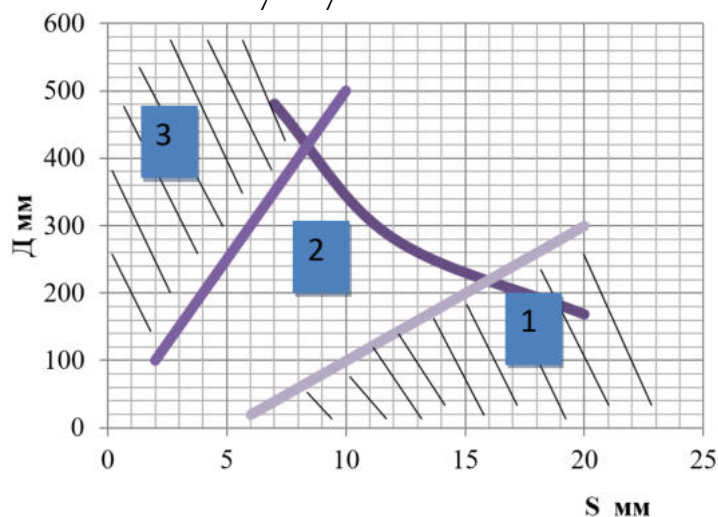


Рис. 2. - Изменение диаметра раскатываемого кольца в зависимости от его толщины

Пример графического построения зависимости диаметра раскатываемого кольца от его толщины приведен на рисунке 2. В явном виде просматриваются описанные ранее стадии раскатки кольцевых заготовок. Данный график позволяет правильно, с учётом стадий процесса, выбирать деформационно-скоростные режимы раскатки. Например, при больших диаметрах раскатанного кольца процесс необходимо вести на малых скоростях и с минимальными обжатиями. В конечном итоге проведен расчёт кинематики процесса и на основании этого получен график изменения диаметра раскатываемого кольца в зависимости от его толщины.

#### 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 532.556.42

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

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

*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. Двигатели верхних ступеней и межорбитальных транспортных аппаратов (МТА) работают при низкой плотности атмосферы или в её отсутствии, что накладывает ограничения на их работу при внешнем давлении. А для двигателей первых ступеней реализуется режим недорасширения, при котором давление на срез сопла камеры много больше давления окружающей среды. При этом возникают нежелательные явления, которые могут привести к существенным отклонениям процессов от расчетных, а также к

разрушению всей двигательной установки. Для определения действительных параметров двигателя проводят испытания на высотных стендах.

Современные высотные стенды [1] представляют собой сложное и дорогое сооружение, состоящее из множества элементов, где в свою очередь одним из главных элементов является кормовой диффузор. Кормовой диффузор – специальное устройство, которое позволяет обеспечить требуемое давление на срезе сопла. Он не требует дополнительных затрат энергии, а для создания пониженного давления в районе среза сопла используются эжектирующие свойства струи газа, истекающей из сопла. Но кормовые диффузоры ограничены по минимальному давлению в камере испытуемого двигателя, это снижает количество испытуемых единиц двигателей [2].

Кормовые диффузоры бывают нескольких типов: цилиндрический, профилированный и с центральным телом (ЦТ). Кормовой диффузор с ЦТ – это такой диффузор, в котором эффект снижения давления достигается за счёт того, что конус ЦТ, вдвинутый вглубь сопла, рассекает диск Маха, движущийся в сторону среза сопла скачка уплотнения, и восстанавливает давление более эффективно в косом скачке уплотнения. Цилиндрический диффузор представляет собой прямую цилиндрическую трубу определённой длины, диаметром немного большим диаметра выходного сечения сопла. Более эффективным является диффузор с переменной площадью поперечного сечения (профилированный), состоящий из сужающегося входного участка, цилиндрической горловины и расширяющегося выходного участка.

Для испытания жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ), в связи с малыми расходами рабочего тела и простотой конструкции, используют цилиндрические кормовые диффузоры (ЦКД). Применение ЦКД расширяет возможности вакуумной системы стенда (рисунок 1) для обеспечения высотных огневых испытаний ЖРДМТ. При одинаковых условиях эксперимента вакуумные системы с ЦКД 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.

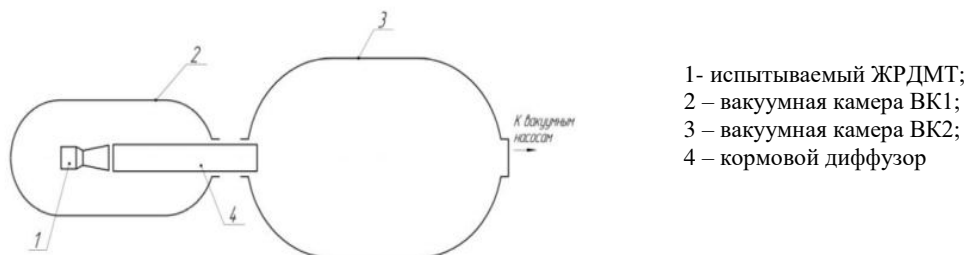


Рис. 1. Схема газодинамического тракта вакуумных камер с кормовым диффузором

Цель исследования - подобрать значение давления на выходе из ЦКД для обеспечения режима безотрывного течения продуктов сгорания в сопле испытуемой модели ЖРДМТ. В качестве предмета исследования был выбран двигатель с компонентами топлива НДМГ и АТ со следующими параметрами:

- Давление в камере –  $p_k=0,68$  МПа;
- Тяга –  $P=50$  Н;
- Удельный импульс тяги –  $I_V=3300$  м/с;
- Коэффициент избытка окислителя –  $a_{ок}=0,85$ ;
- Геометрическая степень расширения –  $da/dc =7,3$ ;

Для исследования положения скачка уплотнения в программе NX 7.5 были построены геометрия камеры рассматриваемого ракетного двигателя с диаметром на выходе 61 мм, ЦКД диаметром 66 мм, 81 мм и 96 мм, для них имелись экспериментальные данные (таблица 1) [3].

Таблица 1. Экспериментальные данные

$d_{диф}/d_m$	7,67	9,42	11,2
$F_{диф}/F_m$	58,9	88,7	125
$p_{к*}$ , МПа	0,66	0,66	0,68
$p_{нсрыв}$ , кПа	17,3	10,7	6,9
$p_k/p_{нсрыв}$	37,3	60,6	96,2

Расстояние между выходом из сопла и входом в диффузор принято равным нулю. Также, в модели с диаметром ЦКД 66 мм 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 в модели с диаметром ЦКД 81 мм (рисунок 2). Граница между выходным диаметром двигателя и входным диффузора моделировалась в виде стенки, с учётом того, весь расход рабочего тела поступал в диффузор.

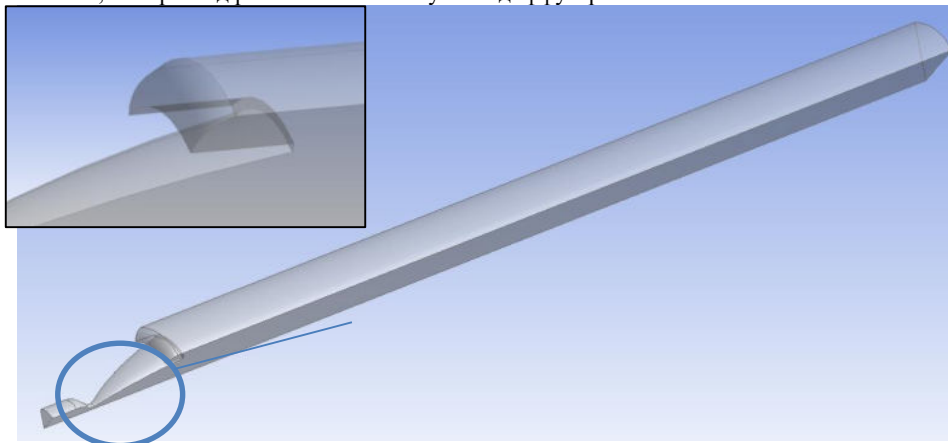


Рис. 2. Моделирование области зазора между диффузором и камерой

Для уменьшения времени расчёта использовалась 20-градусная секторная модель камеры для модели с диаметром ЦКД 66 мм и 60-градусная для моделей с диаметром ЦКД 81 мм и 96 мм. Создание сеточной модели выполнялось в программе ANSYS Meshing, которая состояла из 0,5 млн элементов для модели с диаметром ЦКД 66 мм, 0,65 млн элементов для модели с диаметром 81 мм и 1,2 млн элементов для диаметра 96 мм, параметр скошенности ячеек Skewness был более 0,94. Для повышения точности расчёта проводились следующие мероприятия:

- *Inflation* (сгущение сетки вблизи стенки) по продольному сечению сектора камеры, с максимальной толщиной 0,8 мм;
- *Face sizing* (измельчение поверхности) докритической, сужающейся части поверхности сопла, с размерами элементов 90 мкм, с «мягким» изменением параметров ;
- *Sweep method* (настройка формы конечных элементов) по наружной поверхности камеры. Для настроек узлов конечных элементов, находящихся в серединах сторон использовались глобальные настройки. *Src/Trig Selection – Manual Source and Target. Free Face Mesh Type – All Quad.*

В качестве рабочего тела использовались продукты сгорания несимметричного диметилгидразина и азотного тетраоксида. Определение массового соотношения компонентов в камере сгорания было проведено в СПК TERRA [4], путём термодинамического расчёта. Мольные концентрации веществ были переведены в массовые, при этом пренебрегли ионами, электронами и веществами, массовая доля которых составила менее  $10^{-10}$  (рисунок 3).

Исходный состав: ( C <sub>2</sub> H <sub>8</sub> N <sub>2</sub> [ 823.6 , 2.72 ] - 1.0000) +				
( N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> [ -212.5 , 1.548 ] - 2.6027)				
Состав, моль/кг: С 9.237 Н 36.949 N 24.940 O 31.406				
1-й параметр: p(кам) = 0.68				
2-й параметр: I(кам) = 75.090				
расширение: d(a) / d(кр) = 7.3				
-----				
Равновесные параметры при p(кам)=0.68 МПа, p=0.68 МПа (камера, СИ):				
p=0.68	T=3172.45	v=1.68	S=11.854	I=75.09
U=-959.95	M=43.3105	Cp=1.96812	k=1.22394	Cp <sup>*</sup> =6.88917
k <sup>*</sup> =1.16102	Ap=0.0005278	Bv=0.0005105	Gt=0.155369e-5	MMg=23.0891
Rg=360.099	Crg=1.96812	kg=1.22394	Cp <sup>*</sup> g=6.88917	k <sup>*</sup> g=1.16102
Mu=0.0000859	Lt=0.276404	Lt <sup>*</sup> =1.39357	Pr=0.611398	Pr <sup>*</sup> =0.424476
A=1132.67	Z=0	n=	w=0	Mach=0
Fre1=	F <sup>*</sup> =	Isp=	B=	
Равновесные концентрации (моль/кг):				
O = 0.46427	O <sub>2</sub> = 0.86288	H = 1.1263	H <sub>2</sub> = 2.9238	
OH = 2.0104	HO <sub>2</sub> = 0.00135	H <sub>2</sub> O = 13.981	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> = 0.1160e-3	
N = 0.3516e-3	N <sub>2</sub> = 12.237	N <sub>3</sub> = 0.6527e-9	NO = 0.46519	
NO <sub>2</sub> = 0.1954e-3	N <sub>2</sub> O = 0.4177e-4	N <sub>2</sub> O <sub>3</sub> = 0.1670e-10	NH = 0.1761e-3	
NH <sub>2</sub> = 0.2852e-4	NH <sub>3</sub> = 0.1683e-4	N <sub>2</sub> H <sub>2</sub> = 0.2209e-8	NH <sub>3</sub> = 0.1597e-9	
HNO = 0.1498e-3	HNO <sub>2</sub> = 0.1802e-4	HNO <sub>3</sub> = 0.1424e-8	NH <sub>3</sub> O = 0.1141e-8	
C = 0.1934e-8	CO = 5.7182	CO <sub>2</sub> = 3.5188	C <sub>2</sub> O = 0.1270e-9	
CH = 0.4494e-9	CH <sub>2</sub> = 0.4515e-9	CH <sub>3</sub> = 0.6649e-9	CH <sub>4</sub> = 0.1184e-9	
CHO = 0.6534e-4	CHO <sub>2</sub> = 0.5517e-4	CH <sub>2</sub> O = 0.1093e-5	CH <sub>2</sub> O <sub>2</sub> = 0.4268e-5	
CH <sub>3</sub> O = 0.7879e-11	CN = 0.9335e-7	CN <sub>2</sub> = 0.4035e-9	NCO = 0.1742e-6	
HCN = 0.2259e-5	HNC = 0.7364e-8	N <sub>2</sub> C = 0.1561e-7	O <sub>3</sub> = 0.4490e-8	
e <sup>-</sup> = 0.6658e-6	O <sup>-</sup> = 0.1822e-7	O <sub>2</sub> <sup>+</sup> = 0.1935e-9	O <sub>2</sub> <sup>-</sup> = 0.2620e-8	
H <sup>-</sup> = 0.2461e-8	H <sub>3</sub> <sup>+</sup> = 0.5048e-11	OH <sup>+</sup> = 0.2282e-10	OH <sup>-</sup> = 0.1092e-6	
HO <sub>2</sub> <sup>-</sup> = 0.1297e-9	H <sub>2</sub> O <sup>+</sup> = 0.1115e-8	H <sub>3</sub> O <sup>+</sup> = 0.1807e-6	NO <sup>+</sup> = 0.6131e-6	
NO <sub>2</sub> <sup>+</sup> = 0.8440e-11	NO <sub>2</sub> <sup>-</sup> = 0.1976e-9	NH <sub>4</sub> <sup>+</sup> = 0.1009e-10	CO <sup>+</sup> = 0.2185e-11	
CO <sub>2</sub> <sup>+</sup> = 0.1456e-10	CHO <sup>+</sup> = 0.3497e-8	CN <sup>-</sup> = 0.1388e-10		

Рис. 3 – Результаты расчёта в TERRA

Расчёт течения рабочего тела проводился в программе ANSYS CFX с замороженным течением в стационарной постановке по методике [5]. Задавались условия расчёта:

- полная температура на входе (Total Temperature) T=3172 K;
- массовый расход на входе (Mass Flow Rate), пересчитанный по перепаду давления для камеры без диффузора;
- модель турбулентности – k-epsilon;
- модель теплопередачи – Total Energy;
- учитывалось влияние вязкости среды.

Сходимость решения оценивалась по математическим и интегральным параметрам, которые были постоянны для установившегося решения (рисунок 4 и 5). Было проведено исследование положения скачка уплотнения в РД малой тяги при использовании цилиндрического кормового диффузора при изменении давления на выходе из диффузора.

На рисунке 6 показано распределение числа Маха при давлениях на выходе 20 и 15 кПа для расчёта с диаметром ЦКД 66 мм, зависимость положения скачка уплотнения и измеренная при этом тяга двигателя от давления на выходе из диффузора показана на рисунке 7. На рисунке 8 показано распределение числа Маха при давлениях на выходе 15 и 12 кПа для модели с диаметром ЦКД 81 мм, зависимость положения скачка уплотнения и измеренная при этом тяга двигателя от давления на выходе из диффузора показана на рисунке 9.

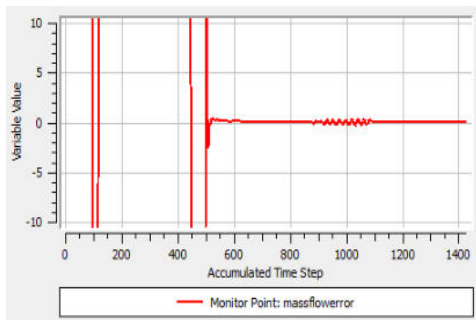


Рис. 4. Монитор погрешности массового расхода в процентах

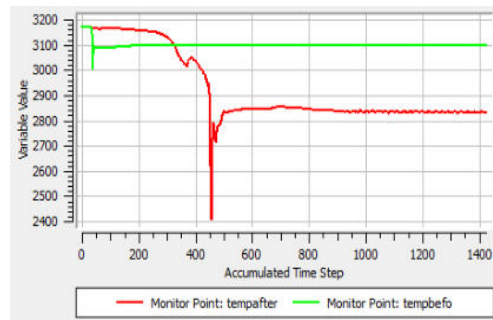


Рис. 5. Монитор статической температуры в областях до критики и после критики

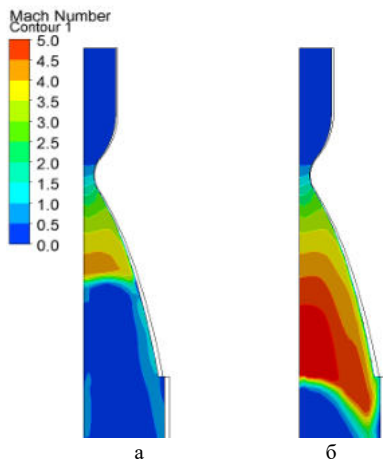


Рис. 6. Распределение числа Маха при давлении на выходе из диффузора диаметром 66 мм: а – 20 кПа, б – 15 кПа

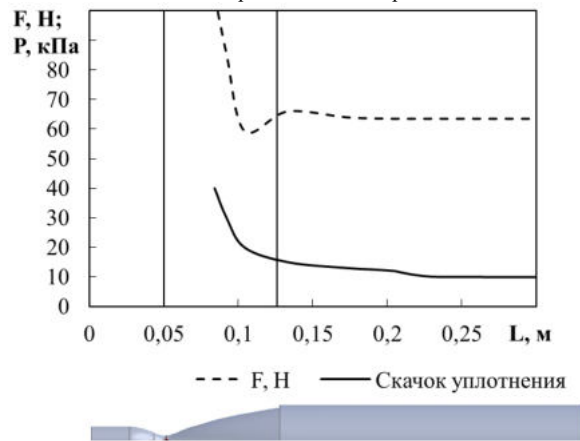


Рис. 7. Положения скачка уплотнения и измеренная тяга двигателя в зависимости от давления на выходе диффузора диаметром 66 мм

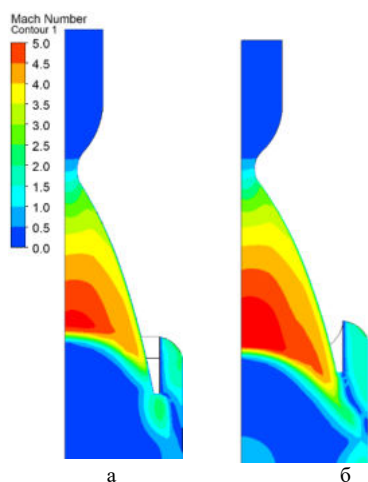


Рис. 8. Распределение числа Маха при давлении на выходе из диффузора диаметром 81 мм: а – 15 кПа, б – 12 кПа

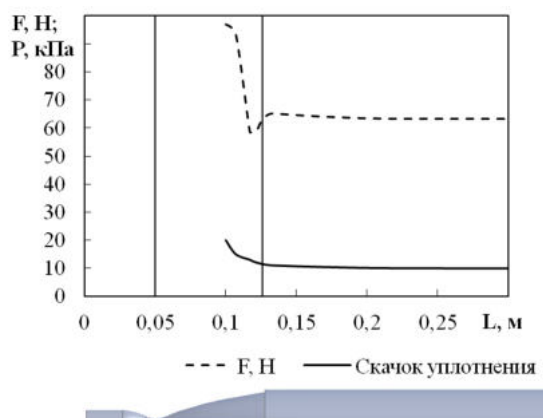


Рис. 9. Положения скачка уплотнения и измеренная тяга двигателя в зависимости от давления на выходе диффузора диаметром 81 мм

При расчёте модели с диаметром ЦКД 96 мм возникли трудности, не удалось получить сошедшее решение. Из-за большой величины диаметра диффузора в нём образуется большое количество вихрей, что препятствует дальнейшему адекватному расчёту.

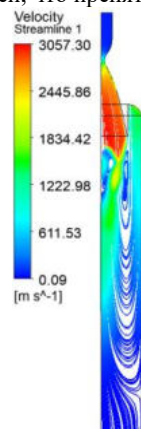


Рис. 10 – Распределение линий тока при давлении на выходе из диффузора диаметром 96 мм 15 кПа

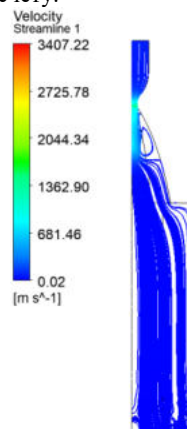


Рис. 11 – Распределение линий тока при давлении на выходе из диффузора диаметром 96 мм 2 кПа

В итоге был сделан вывод, что для данного расчёта необходимо нестационарное решение, которое является ресурсоёмкой задачей.

Из рисунков 7 и 9 видно, что значение давления на выходе из ЦКД, при котором скачок уплотнения находился на срезе сопла камеры, оказалось для первого расчёта 15,5 кПа, а для второго 10,8 кПа. Изменение значения уровня тяги двигателя остановилось на расстоянии от выхода сопла 74 мм (положение 0,2 м на рисунке б). Полученные данные были сопоставлены с экспериментальными, погрешность определения давления, при котором скачок уплотнения находится за выходным сечением сопла, составила около 7% для модели с диаметром ЦКД 66 мм и около 1% для модели с диаметром ЦКД 81 мм.

При определении тяги двигателя в момент, когда скачок уплотнения находится на срезе сопла, мы получаем её завышенное значение на 4,3% для ЦКД  $D = 66$  мм и на 3,0% для ЦКД  $D = 81$  мм. Чтобы измерить действительное значение тяги необходимо снижать давление на выходе из ЦКД

относительно давления, при котором скачок уплотнения находится на срезе сопла, на 10 – 25% в зависимости от диаметра диффузора.

В дальнейшем планируется провести исследования ЦКД диаметром 96 мм в нестационарной постановке и расстоянием между выходным сечением сопла и входом в ЦКД от -2 до +10 мм.

#### **Библиографический список**

1. Галеев А.Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки Жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок: руководство для инженеров-испытателей г. Пересвет, Московской области: Изд-во ФКП “НИЦ РКП”, 2010. - 178 с.: ил.

2. Болотов А.Е., Нигодюк В.Е. Выхлопные диффузоры – основа высотных испытаний ракетных двигателей. //Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва,г. Самара. 2015.

3. Гальперин Р.Н., Гуляев Ю.И., Ивашин Ю.С., Нигодюк 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.

4. 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 университети, 2005. – С. 52 – 57.

5. Егорычев, В.С. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учеб. пособие / В.С. Егорычев, Л.С. Шаблий, В.М. Зубанов. Самара: Изд-во Самара. гос. аэрокосм. ун-та, 2016. – 136 с.: ил.

УДК 621.671.22

#### **МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

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

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

В современных жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) при давлении в камере сгорания более 3 МПа подача компонентов топлива – окислителя и горючего – осуществляется только с помощью насосов [1]. Насосы приводятся во вращение турбиной, которые в совокупности образуют турбонасосный агрегат (ТНА). 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. Создание узла подачи компонента, испытание его надёжности, подтверждение характеристик, проверка ресурса, а также его доводка – являются очень трудоёмкими, дорогостоящими и длительными процессами, требующими высокой квалификации рабочих, создания расчётных условий работы агрегата и соответствующего оборудования. Важность этих мероприятий обусловлена мировой статистике, согласно которой причиной около 70% аварий при отработке ЖРД является ТНА [2].

До недавнего времени основным источником получения достоверных сведений об агрегате являлся эксперимент, однако он обладает рядом существенных недостатков: во-первых, необходимо использование высокоточного оборудования; во-вторых, организация и проведение эксперимента требуют значительных затрат времени; в-третьих, не всегда удается воспроизвести желаемые режимы течения; в-четвертых, в ходе эксперимента невозможно получить исчерпывающую информацию о параметрах потока во всех точках проточной части.

В настоящее время вычислительная гидродинамика (Computational Fluid Dynamics – CFD), основанная на численном решении системы уравнений Навье–Стокса, описывающей течение газа или жидкости на основе фундаментальных законов сохранения, то есть с минимальными допущениями, 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 ЖРД с использованием CFD-пакета ANSYS CFX.

Геометрическая модель насоса была создана в программе NX 8.5. Сеточная модель лопатки крыльчатки была создана в программе Numeca FineTurbo, а выходное устройство (спиральный сборник с коническим диффузором на выходе) - в программе ANSYS Meshing. Сеточные модели строились по рекомендациям проделанных ранее работ [3, 4]. Параметры сеточных моделей представлены в таблице 1.

Таблица 1. Характеристики сеточных моделей

Гексагональная сетка для лопаточного элемента		Неструктурная тетраэдральная сетка с призматическим слоем выходного устройства	
Число элементов, x106		Число элементов, x106	
Скошенность	минимум, град.	15.5	44
	более 18 град., % элементов	99.99	99.99
Соотношение сторон	максимум	2757	346
	менее 1000, % элементов	99.73	87
Коэффициент расширения	максимум	2.53	49
	менее 1.8, % элементов	99.13	97

Расчётная модель включала в себя также цилиндрический насадок на выходе величиной 10 калибров выходного диаметра (рисунок 1). Это необходимо, поскольку в модели непосредственно на выходе из выходного устройства присутствует вихревая область. Моделирование проводилось в программе ANSYS CFX [5,6]. Граничные условия и параметры моделирования были следующие:

- 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;
- объёмный расход для номинального режима - 5,5 л/с;
- температура компонента на входе 288 К;
- процессы абсолютно установившиеся (моделирование проводилось в стационарной постановке);
- модель турбулентности k-ε;
- интенсивность турбулентности на входе 5%;
- тип интерфейса «ротор-статор» Stage Average Velocity;
- вибраций различной природы отсутствует;
- шероховатость поверхностей отсутствует (стенки гладкие);
- кавитация отсутствует.

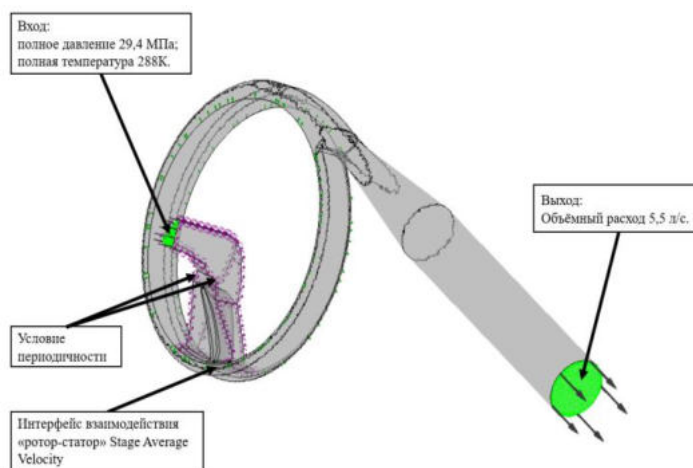


Рис. 1. CFD – модель насоса горючего высокого давления



Сходимость решения оценивалась по математическим и интегральным параметрам, которые были постоянны для установившегося решения (рисунок 2 и 3). Из рисунка 3 видно незначительное колебание интегрального параметра, которое в дальнейшем усреднялось по последним 300 итерациям.

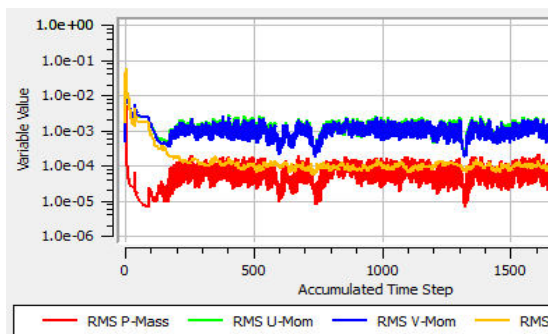


Рис. 2. Монитор математических невязок

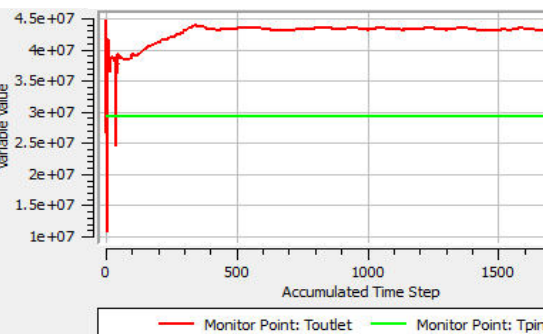


Рис. 3. Монитор полного давления

Были получены данные по давлению на выходе из насоса, КПД, напору и распределению скоростей, которые представлены в таблице 2. Линии тока на рисунке 4 подтверждают необходимость использования цилиндрического насадка на выходе.

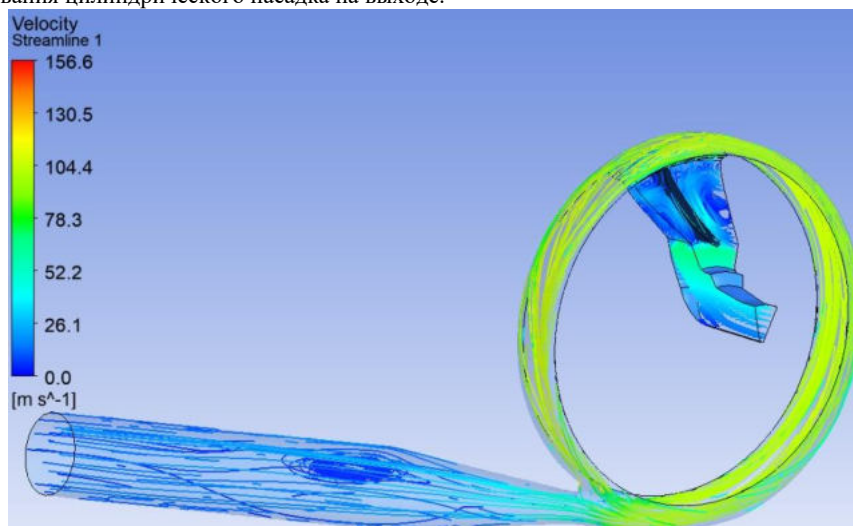


Рис. 4. Распределение линий тока

Таблица 2  
Зависимости напора и внутреннего КПД от объёмного расхода

Объёмный расход, л/с	Напор, м		Погрешность, %	Внутренний КПД		Погрешность, %
	Эксперимент	Моделирование		Эксперимент	Моделирование	
4.9	1401	1432	2.16	0.81	0.83	2.41
5.2	1415	1445	2.08	0.83	0.86	3.49
5.5	1430	1456	1.79	0.86	0.88	2.27
5.8	1444	1464	1.37	0.87	0.91	4.40
6.1	1455	1468	0.89	0.88	0.92	4.35
6.4	1460	1473	0.88	0.90	0.94	4.26
6.7	1462	1476	0.95	0.93	0.96	3.12

Полученные данные были сопоставлены с результатами эксперимента. Погрешность определения напора составила менее 2,2%, погрешность определения КПД составила менее 4,4%.

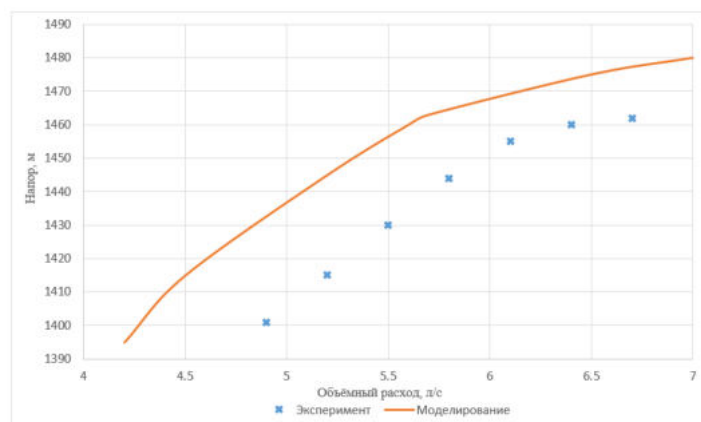


Рис. 5. График зависимости напора от объемного расхода

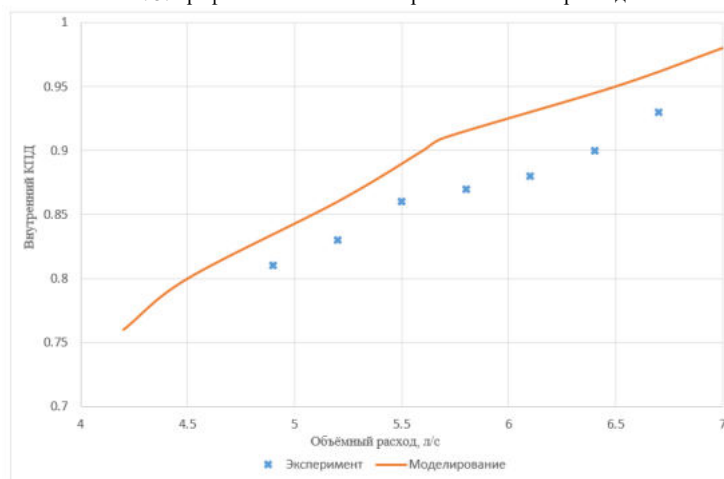


Рис. 6. График зависимости внутреннего КПД от объемного расхода

Таким образом, данную модель можно использовать для прогнозирования характеристик насоса при изменении геометрии. В дальнейшем планируется использование данной модели для оптимизации формы лопатки крыльчатки с целью улучшения характеристик насоса.

#### Библиографический список

1. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей [Текст]: учеб. для студентов вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
2. Иванов В.К., Кашкаров А.М., Ромасенко Е.Н., Толстиков Л.А., 2006, “Турбонасосные агрегаты ЖРД НПО Энергомаш”, Конверсия в машиностроении, Том 1, С. 15-21
3. Рациональный метод CFD-моделирования многоступенчатого центробежного насоса / В.М. Зубанов, Л.С. Шаблий, А.В. Кривцов, В.Н. Матвеев.
4. Техника Адекватного Cfd-Моделирования Насоса С Гидравлическим Приводом Ступени Низкого Давления / В.М. Зубанов, Л.С. Шаблий, А.В. Кривцов
5. 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. Шаблий. - Электрон. текстовые и граф. дан. (2 Мбайт). Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).
6. CFX - Solver Manager User's Guide

**СОВРЕМЕННЫЕ ПОДХОДЫ К ТРАНСПОРТИРОВКЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПРИ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ***В. А. Матвеев, В. Ю. Малышев, С. И. Сократов, П. А. Калугин,**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 космодроме. 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 несколько основных направлений, в которых должно развиваться транспортное оборудование:

- увеличение темпов выполнения работ по перевозкам изделий;
- повышение качества процессов транспортирования;
- обеспечение непрерывного всестороннего контроля над качеством и оперативностью проведения транспортировок.

1. Увеличение темпов выполнения работ по перевозкам изделий.

Увеличение темпов выполнения работ по доставкам изделий на космодромы предлагается осуществлять за счет оптимизации и обеспечения оперативности процессов погрузки (выгрузки) изделия в (из) тару, выполнения такелажных работ и закрепления тары на транспортном средстве.

Работы по упаковке изделия в транспортировочную тару и подготовка тары к транспортированию в настоящее время подразумевают большие временные и трудовые затраты, для значительного сокращения которых требуется конструктивное изменение некоторых привычных и массово применяемых узлов тары. В настоящее время для крепления стыка крышки с основанием контейнера повсеместно применяется классическое болтовое соединение. Данный тип крепления зарекомендовал себя как надежный способ удержания крышки на основании, который обеспечивает хорошую герметичность стыка. Но он имеет и существенные недостатки, самый главный из которых – длительность проведения операций открытия-закрытия контейнера. Количество откидных болтов на стыке крышка-основание контейнера может достигать 100-а штук, в результате чего время, затрачиваемое на операцию открытие-закрытие крышки, достигает 2-3-х часов при условии выполнения операций бригадой из нескольких человек. Применение современных быстроразъемных замков в данном случае позволит существенно снизить трудоемкость операций, что в условиях массового поточного производства приведет к значительной экономии времени. В качестве быстроразъемных замков для контейнеров возможно применение эксцентриковых регулируемых замков рычажного типа с возможностью принудительной фиксации в закрытом положении. Замки данного типа отличаются простотой конструкции, легкостью регулировки и хорошим быстродействием, а применение их совместно с электронными пломбами приведет к существенной экономии времени на сокращении трудоемкости операций открытия-закрытия контейнера.

2. В настоящее время для каждого изделия РКТ создается индивидуальная транспортировочная тара, что обусловлено предъявляемыми требованиями к внутренним габаритам тары, узлам размещения и крепления перевозимого изделия внутри тары, требованиями по жесткости и др. В итоге, формируется огромная номенклатура контейнеров, имеющих свои индивидуальные схемы и способы закрепления на транспортном средстве, свои собственные отличные от других схемы расположения такелажных мест и, следовательно, свои требования к используемому грузоподъемному оборудованию. Индивидуальность в интерфейсах транспортировочной тары является главным ограничением на пути организации больших объемов перевозок в условиях большого количества пусковых компаний. Сложности в проведении работ с транспортировочными

контейнерами на предприятии, пунктах промежуточной перегрузки при мультимодальных транспортировках и в эксплуатирующей организации также возникают по причине отличий по расположению центров масс контейнеров и большого количества ручного труда при подготовке тары к транспортированию.

Каждая индивидуальная упаковка для конкретного изделия часто имеет несимметричную конструкцию из-за узлов крепления изделия в контейнере, отличающихся по конструкции и взаимному расположению, а также из-за размещения на торцевых частях контейнера различных ящиков с запасными частями, инструментами, документацией и съемными элементами изделия. Центр тяжести загруженного изделия контейнера, как правило, смещен от его геометрического центра. Для проведения работ с каждым конкретным контейнером требуется применение специального грузоподъемного оборудования, позволяющего изменять точку подвески, что требует дополнительных временных затрат на подготовку и регулировку. Крановые работы с большой номенклатурой контейнеров с индивидуальными характеристиками занимают очень много времени по настройке оборудования под каждый тип. В современных условиях для увеличения производительности транспортировок ракетно-космической техники требуется создание такой упаковки, которая позволит использовать стандартные грузоподъемные средства с заранее выставленной точкой подвески в центр масс всей номенклатуры контейнеров. Для этого центр масс загруженных и незагруженных контейнеров должен находиться всегда в одной точке. Этого можно достигнуть, предусмотрев в конструкции контейнеров наличие перемещаемого балласта.

Конструктивные различия узлов подъема обуславливаются различными габаритами и массами транспортируемых изделий ракетно-космической техники. В настоящее время крупногабаритные контейнеры (например, для ракетных блоков) достигают в длину 22-х метров и имеют массу около 25-ти тонн. В то время как для малогабаритной тары (например, малых космических аппаратов) эти длина может начинаться и от 1-го метра, а масса – от 100 кг. Большая номенклатура узлов подъема приводит к увеличению используемых специализированных грузоподъемных средств. Специализированные грузоподъемные средства отсутствуют в оснащении современных грузовых терминалов железнодорожных узлов и морских портов, в результате чего для осуществления мультимодальных транспортировок возникает необходимость в создании специальных комплектов такелажных и грузозахватных средств, которые должны сопровождать основной груз. Временные и финансовые потери, связанные с созданием, изготовлением, настройкой, упаковкой-распаковкой и транспортированием комплектов такелажных средств существенно увеличивают время на транспортировку изделий РКТ. Предлагается применять стандартные узлы подъема на каждой единице тары, обеспечивающие возможность применения стандартного широко распространенного грузоподъемного оборудования, имеющегося в наличии в морских портах и железнодорожных станциях. В конструкции тары предусматривать узлы для подъема, аналогичных узлам стандартных 20-ти и 40 футовых крупнотоннажных контейнеров, а на небольшой упаковке предусматривать применение адаптационных переходных рамок с быстросъемным креплением. С целью применения стандартных грузоподъемных средств для определения места расположения узлов подъема при конструировании тары должно учитываться положение центра масс загруженной и порожней тары.

Для доставки большого количества контейнеров в эксплуатирующую организацию транспортировочная тара нового поколения должна иметь в своем составе узлы для оперативного закрепления ее на широко применяемых транспортных средствах с минимальными трудозатратами. Предлагается в транспортировочной таре предусматривать узлы для закрепления тары на распространенных железнодорожных и автомобильных «контейнеровозах» с использованием массово применяемых упоров и замков для стандартных 20-ти и 40 футовых крупнотоннажных контейнеров. Такой подход позволит не тратить несколько часов времени на процесс закрепления тары на транспортных средствах.

### 3. Повышение качества процессов транспортирования

Второй составляющей современного подхода к транспортировке изделий ракетно-космической техники при наземной эксплуатации можно назвать направление повышения качества процессов транспортирования. В это направление входит огромное количество составляющих, напрямую и косвенно влияющих на надежность и качество изделия после завершения процессов транспортирования.

Механические воздействия по их направлению, величине и длительности воздействия во время транспортирования изделия любым видом транспорта не совпадают с нагрузками, возникающими при штатной эксплуатации изделий РКТ, и часто являются определяющими при расчетах и разработках конструкции изделий РКТ. Именно на этапе проектирования принимается решение о допустимости

транспортировки конкретного изделия (и его комплектации) конкретным видом транспорта. Необходимость учета максимально возможных динамических нагрузок, действующих на изделия РКТ во время их транспортирования, неизбежно приводит к усложнению и утяжелению конструкций. Кроме того, испытания на случай транспортирования изделия на космодром различными видами транспорта являются дорогостоящим и длительным по времени процессом.

Важной задачей повышения качества транспортирования состоит в том, чтобы уберечь дорогостоящую технику от возможных повреждений или снижения надежности и ресурса при воздействии механических, климатических и загрязняющих факторов при транспортировании. Для решения этой задачи можно выделить несколько мероприятий:

- снижения уровня перегрузок при транспортировании;
- защита изделия от погодных условий и создание внутри транспортировочной тары комфортного микроклимата (температуры, влажности, давления, чистоты воздуха).

Снижение уровня эксплуатационных механических воздействий на РКТ во время ее перевозки всеми видами транспорта является одной из приоритетных задач в развитии транспортировочного оборудования для изделий ракетно-космической техники. Для различных типов транспорта характерны свои расчетные эксплуатационные перегрузки, приходящие на транспортируемые изделия.

В настоящее время более массовое применение находит транспортировка изделий РКТ железнодорожным транспортом, максимальные значения эксплуатационных перегрузок при которых достигают значений в 3,0 g (в низкочастотном спектре).

Также для межзаводского транспортирования и локальных перевозок изделий РКТ на небольшие расстояния применяется и автомобильный транспорт. Тут максимальные эксплуатационные перегрузки могут составлять 2g.

Отдельно стоит упомянуть авиационную транспортировку с максимальным воздействием -3,5g (без учета аварийной посадки) и отличающаяся от остальных типов наличием вибраций в диапазоне от 10 до 2000 Гц с амплитудой вибраций до 1,2g. Также используется и морская транспортировка с максимальной действующей эксплуатационной перегрузкой до 1,9g.

При проведении мультимодальных перевозок следует учитывать, что указанные воздействия для перечисленных типов транспортировок действуют в разных частотных диапазонах.

Инновационная тара для перспективных изделий РКТ должна разрабатываться с учетом снижения перегрузок и вибраций, воздействующих на перевозимый груз. Транспортировочные контейнеры будущего необходимо оснащать специальными виброизолирующими системами. Требования, предъявляемые к ним можно сформулировать так:

- виброизоляторы должны обладать способностью к снижению в несколько раз ударных нагрузок, приходящих на контейнер во время транспортирования и во время проведения такелажных работ;
- виброизоляторы должны снижать амплитуды действующих вибраций, особенно вблизи пиков собственных резонансных частот перевозимого изделия;
- виброизоляторы должны выполнять свои функции по всем осям направления одновременно;
- виброизоляторы должны снижать ударные перегрузки, возникающие во время проведения такелажных работ
- виброизоляторы должны быть адаптивными, то есть изменять свои характеристики по управляющей в зависимости от информации, получаемой от датчиков, или по командам оператора, осуществляющего настройку дистанционно, например, при смене транспортного средства во время мультимодальной транспортировки.

Разработчиком и производителем линейки тросовых виброизоляторов компанией ООО «Астрон» были проведены расчеты и рассмотрена возможность применения тросовых виброизоляторов для защиты малых космических аппаратов от ударов, возникающих при транспортировании. По предварительным оценкам эффективность применения данных систем будет состоять в снижении перегрузок до 2,5 раз для различных видов транспорта.

В мероприятиях, повышающих качество транспортирования, важную роль играет поддержание комфортных климатических условий для транспортируемого изделия: необходимой температуры, давления, влажности и чистоты воздуха. На данный момент для выполнения этой задачи на большинстве контейнеров применяются пассивная теплоизоляция корпуса контейнера и дыхательные устройства, оснащенные осушителями воздуха и фильтрами. Преимущества такого подхода заключается в дешевой реализации. Однако попадание контейнеров в экстремальные условия, как то многодневный дождь, резкие суточные колебания температуры, сверхвысокая запыленность

воздуха (песчаная буря) показывает не достаточную эффективность такого подхода. Для качественного обеспечения комфортного микроклимата предлагается использовать в контейнерах автономную систему, способную активно изменять параметры внутренней окружающей среды. В нее могут входить средства, осуществляющие:

- подогрев и охлаждение окружающего воздуха (в том числе подогрев и охлаждение воздуха, поступающего в контейнер в результате дренирования);
- эффективное распределение потоков воздуха, исключаящее местное охлаждение и местный перегрев изделий;
- фильтрацию, как вновь поступающего в контейнер воздуха, так и находящегося внутри;
- поддержание требуемой влажности с учетом экономии ресурса влагопоглощающих веществ (применение принципа смешивания потоков);

Все эти параметры должны регулироваться единой автономной системой поддержания внутреннего микроклимата изделия. Это связано с тем, что изменение давления внутри контейнера через дыхательные устройства (например, при транспортировании его в негерметичной кабине самолета) будет вызывать изменение температуры и влажности, а также грозить попаданием внутрь запыленного воздуха. Применение же единой автономной системы позволит плавно уравнивать наружное и внутреннее давление, не допуская выхода температуры за допустимые пределы, поддерживать требуемую влажность, не пересушивая воздух и не допуская образования конденсата, а также исключать попадания во внутренний объем контейнера пыли и других загрязняющих веществ.

4. Обеспечение непрерывного всестороннего контроля над качеством и оперативностью проведения транспортировок

На всех этапах наземной эксплуатации ракетно-космической техники предлагается обеспечивать непрерывный мониторинг: контроль ударных, температурно-влажностных воздействий, давления, контроль доступа (открытие люков и крышек транспортировочных контейнеров), отслеживание географического положения, а также других параметров. Нужно отслеживать все параметры, оказывающие непосредственное влияние на надежность и безопасность эксплуатации ракетно-космической техники.

Известны способы замера перегрузок, кренов, температуры с помощью стикер-пакетов, однократно фиксирующих фактическое превышение соответствующих параметров. Кроме того известны случаи применения устройств, контролирующих уровень перегрузок с помощью деформирующего упругого элемента, оставляющего отпечаток определенного диаметра под воздействием конкретной перегрузки. При таких подходах невозможно составить полную картину по транспортированию изделия РКТ, так как срабатывание стикер-пакета на одном из участков транспортирования или получение отпечатка упругого элемента не дает информации обо всем транспортировании.

Для контроля параметров во время транспортирования систем РКТ целесообразно использование системы, которая в комплексе регистрирует перегрузки, влажность, давление, чистоту воздуха в контейнере на всех этапах транспортирования и имеет возможность передать все накопленные данные заинтересованным лицам в режиме реального времени. Также должна обеспечиваться возможность автоматического или по команде оператора переключения режимов записи данных для различных видов транспорта в мультимодальных транспортировках на различных этапах транспортирования.

В настоящее время контроль перевозки особо ответственных грузов АО «РКЦ Прогресс» осуществляется с использованием систем контроля и регистрации условий транспортирования типа СКРУТ 44-01. С помощью этой системы обеспечивается регистрация ударных воздействий, температуры, влажности и давления внутри транспортировочной тары. Блок-регистратор и датчики системы СКРУТ, связанные с блоком-регистрации кабельной сетью, закрепляются на основании транспортировочного контейнера.

Для расширения номенклатуры регистрируемых параметров, внедрения современных технологий и для реализации концепции непрерывного контроля наземной эксплуатации РКТ предлагается выполнение модернизации системы СКРУТ с началом контроля и регистрации параметров сразу после изготовления и приемки изделия на заводе-изготовителе. Для получения данных предлагается датчики системы устанавливать непосредственно на особо ответственные детали и элементы РКТ. Такая установка датчиков позволит контролировать не только транспортирование изделия в контейнере, а все этапы наземных перемещений, начиная от операций укладки изделия в транспортировочную тару на заводе-изготовителе и до старта ракеты-носителя с пусковой площадки. Кроме того, установка датчиков удара непосредственно на изделие позволит исключить погрешность

измерения вследствие изменения параметров при распространении воздействия по перевозимой системе «тара+изделие». Для обеспечения работы датчиков целесообразно применять современные беспроводные интерфейсы связи и малогабаритные энергоёмкие автономные источники питания. Дополнительная установка датчиков на основании контейнера позволит оценивать эффективность работы виброизоляторов и принимать соответствующее решение о проведении обслуживания или замене упругих элементов, подверженных старению и потере своих свойств.

С целью оперативного получения информации об уровнях воздействия на перевозимое изделие, принятие решения и корректировки скорости транспортирования в режиме реального времени предлагается предусмотреть в составе СКРУТ информационный дистанционный пульт. Пульт предлагается размещать у водителя транспортного средства или экспедитора, сопровождающего груз. Пульт будет связан по беспроводному каналу связи с блоком - регистратором и будет отображать уровень ударных воздействий в текущий момент времени с ранжированием их по «шкале допустимости». Это позволит выбирать скорость и траекторию движения, чтобы оставаться в допустимой «зоне нагрузок».

Для контроля за процессами наземного передвижения РКТ в системах контроля важно предусмотреть возможность отслеживания географического положения. Получения такой информации позволит своевременно проводить работы по подготовке к приему изделий и планировать дальнейшие работы на космодромах, производстве, учитывая время прибытия конкретного груза. Эффективное распределение потоков контейнеров с РКТ позволит оптимизировать финансовые затраты, избежать простоев при транспортировании и залеживания изделий на складах при хранении.

Применение комплекса описанных выше мероприятий позволит на новый уровень поднять качество проведения транспортирования, увеличить итоговую скорость доставки изделий с завода-изготовителя на космодром, упростить и обезопасить проведение обслуживающих и такелажных работ, проводить оперативный мониторинг состояния и положения изделия. Применение современной транспортировочной тары позволит оперативно подавать изделия РКТ на место запуска и обеспечить «скорострельность» космодромов в будущем.

УДК 536.212

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

*С. Ф. Мишуров*

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

### **1. Общая характеристика задач расчета тепловых процессов.**

Тепловые процессы играют важнейшую роль в природе и технике. Мы постоянно сталкиваемся с ней каждый день. Теплопередача определяется как движение энергии, приводящее к различию температур в среде. Она определяется тремя следующими механизмами.

Теплопроводность – это контактная передача тепла с помощью различных механизмов в зависимости от среды, через которую осуществляется контакт. В газах – за счет соударения молекул, в жидкостях – при колебаниях каждой молекулы, вызванных воздействием соседних молекул, в металлах – за счет переноса тепла электронами, а в других твердых телах – в результате колебательного движения молекул. Для теплопроводности характерной является прямая пропорциональная зависимость между тепловым потоком и температурным градиентом.

Конвекция – это передача тепла в результате движения флюида (жидкости или газа). Тепло передается от поверхности твердого тела к движущейся жидкости или газу и далее переносится ими в другие места.

Излучение – передача тепла электромагнитными волнами (фотонами), которые твердая поверхность может поглощать или отражать. Такой вид теплопередачи наблюдается между двумя поверхностями с различными температурами.

### **2. Основные методы численного решения задач тепломассообмена.**

В настоящее время развиты три основных подхода к численному решению уравнений теплопроводности. Первый из них носит название метода конечных разностей (МКР). Его суть заключается в прямой замене производных, входящих в исходные уравнения, их дискретными (разностными) аналогами. Решение ищется в узлах сетки, на которую разбивается расчётная область.

Достоинством метода является относительная простота реализации, при этом однако с точки зрения физического смысла этот метод не очень нагляден. Другим недостатком этого метода являются особые требования к построению сетки, что часто усложняет процесс решения.

Второй называется методом конечных объемов (МКО) или методом контрольного объема. Основа метода заключается в том, что расчетная область с помощью сетки разбивается на совокупность конечных объемов. Узлы, в которых ищется решение, находятся в центрах этих объемов. Для каждого объема должны выполняться законы сохранения массы, количества движения и энергии. То есть, например, изменение во времени массы среды в контрольном объеме может происходить только за счет внешнего потока массы, входящего в объем, или за счет потока массы из данного объема выходящего. Метод конечных объемов применяется в основном в текучих средах.

Третий метод решения – метод конечных элементов (МКЭ). Суть метода состоит в приближенном решении вариационной задачи. Оператор  $I[f(x)]$  называется функционалом, заданным на некотором множестве функций, если каждой функции  $f(x)$  ставится в соответствие определенное числовое значение  $I[f(x)]$ . Иными словами, функционал является как бы «функцией от функции». Часто функционалы имеют вид интегралов. Вариационная задача состоит в отыскании такой функции  $f(x)$ , которой бы соответствовало минимальное значение функционала  $I[f(x)]$ . Вид этого функционала различен для различных задач и подбирается специально.

3. Уравнения теплопереноса (МКЭ) за счет теплопроводности и за счет конвекции.

Математической моделью теплопередачи за счет теплопроводности является уравнение теплопроводности вида

$$\rho C \frac{\partial T}{\partial t} - \nabla \cdot (k \nabla T) = Q \quad (1)$$

где  $T$  – температура;  $\rho$  – плотность;  $C$  – теплоемкость;  $C_p$  – теплоемкость при постоянном давлении;  $C_v$  – теплоемкость при постоянном объеме;  $\nabla$  – оператор Гамильтона,  $k$  – коэффициент теплопроводности;  $Q$  – возникающее или поглощаемое тепло.

Для стационарной модели распределение температур не меняется во времени, и первое слагаемое, содержащее  $\rho$  и  $C$ , исчезает. Если теплопроводность анизотропна,  $k$  становится тензором тепловой проводимости

$$k = \begin{bmatrix} k_{xx} & k_{xy} & k_{xz} \\ k_{yx} & k_{yy} & k_{yz} \\ k_{zx} & k_{zx} & k_{zz} \end{bmatrix} \quad (2)$$

При моделировании теплопроводности и конвекции за счет текучести уравнение теплопередачи включает слагаемое, описывающее конвекцию. COMSOL Multiphysics использует в этом случае уравнение вида

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} - \nabla \cdot (-k \nabla T + \rho C_p T \vec{u}) = Q \quad (3)$$

где вектор  $\vec{u}$  описывает поле скоростей. Это поле может быть задано либо в виде математического выражения от независимых переменных, либо рассчитано в связке с полем скоростей из решения уравнения Навье-Стокса для несжимаемой жидкости.

Вектор теплового потока определяется выражением внутри скобок в уравнении (3). Для передачи тепла путем проводимости и конвекции уравнение имеет вид

$$\vec{q} = -k \nabla T + \rho C_p T \vec{u} \quad (4)$$

где  $\vec{q}$  – вектор теплового потока. Если теплопередача происходит только за счет проводимости, он определяется как

$$\vec{q} = -k \nabla T \quad (5)$$

Теплоемкость  $C_p$  означает количество тепла, необходимого для изменения температуры единицы массы вещества на один градус. Она имеет размерность энергии, отнесенной к массе и температуре (Дж/кг/К) в единицах системы СИ. Она называется также удельной теплоемкостью.

4. Граничные условия при решении тепловых задач

В системе COMSOL Multiphysics используются два вида граничных условий: Дирихле и Неймана. При использовании граничных условий Дирихле на границах задается температура

$$T = T_0 \quad (6)$$

а при использовании граничных условий Неймана на границах задается тепловой поток

$$\vec{n} \cdot \vec{q} = q_0 \quad (7)$$

где  $\vec{q}$  – вектор теплового потока;  $\vec{n}$  – вектор нормали к границе;  $q_0$  – внутренний тепловой поток в направлении нормали к границе.



## 5. Метод конечных разностей (МКР)

Уравнение Фурье – Кирхгофа :

$$\rho \cdot c \cdot \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) + Q_w(x, y, z, t, T) \quad (8)$$

устанавливает связь между временным и пространственным изменением температуры в любой точке тела. Здесь  $\rho$  – плотность,  $c$  – удельная теплоемкость,  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности,  $Q_w(x, y, z, t, T)$  – мощность источников тепловыделения.

Идея МКР решения краевых задач - вместо производных в дифференциальном уравнении используются их конечноразностные аппроксимации. При построении дискретных аппроксимаций краевых дифференциальных задач нужно стремиться увязать две, возможно, противоречивые цели: хорошее качество аппроксимации и эффективное устойчивое решение получающихся при этом алгебраических систем.

При использовании МКР для задач теплопроводности твердое тело представляют в виде совокупности узлов. Аппроксимируя (заменяя) частные производные дифференциального уравнения (8) конечными разностями получают систему линейных алгебраических уравнений для определения температуры, как локальной характеристики в каждом узле сетки.

Уравнение (8) описывает множество вариантов развития процесса теплопроводности. Чтобы из бесчисленного количества этих вариантов выбрать один и дать его полное математическое описание, к соотношению (8) необходимо добавить условия однозначности, которые содержат геометрические, физические, начальные и граничные условия. Геометрические условия определяют форму и размеры тела, в котором протекает изучаемый процесс. Физические условия определяют теплофизические характеристики тела  $\lambda, \rho, c$ . Временные (начальные) условия содержат распределение температуры в теле в начальный момент времени:

$$t = 0: T = f(x, y, z) - \text{в общем виде.}$$

При равномерном распределении температуры в теле начальное условие упрощается:  $t = 0 : T = T_0 = \text{const}$ . Граничные условия определяют особенности протекания процесса на поверхности тела и могут быть заданы несколькими способами.

Граничные условия первого рода – задается распределение температуры на поверхности (или границе) тела для каждого момента времени:

$$T = T_w(x, y, z, t) \quad (9)$$

где  $T_w$  – температура на поверхности тела. Во многих практически значимых вариантах  $T_w = \text{const}$ .

Граничные условия второго рода – задается значение теплового потока для каждой точки поверхности (или границы) тела в любой момент времени:

$$-\lambda \left( \frac{\partial T}{\partial \vec{n}} \right)_w = q_w(x, y, z, t) \quad (10)$$

где  $\vec{n}$  - нормаль к поверхности тела.  $q_w$  – мощность источников тепловыделения. Наиболее часто используется условие  $q_w = \text{const}$ .

Такой вариант теплообмена имеет место, например, при нагревании различных изделий в высокотемпературных печах.

Граничные условия третьего рода – задается взаимосвязь между потоком тепла за счет теплопроводности от твердой стенки и тепловым потоком из окружающей среды за счет температурного напора (закон Ньютона – Рихмана):

$$-\lambda \left( \frac{\partial T}{\partial \vec{n}} \right)_w = \alpha(T_w - T_c) \quad (11)$$

где  $\alpha$  – коэффициент теплообмена. Это наиболее широко применяемое условие в задачах теплотехники.

Граничные условия четвертого рода – для определения теплового взаимодействия между элементами, имеющими различные теплофизические характеристики, задают условия равенства температур и тепловых потоков по обе стороны от границы раздела:

$$\begin{cases} -\lambda \left( \frac{\partial T_1}{\partial \vec{n}} \right)_r = -\lambda \left( \frac{\partial T_2}{\partial \vec{n}} \right)_r \\ T_1(x_r, y_r, z_r, t) = T_2(x_r, y_r, z_r, t) \end{cases} \quad (12)$$

где  $x_r, y_r, z_r$  – координаты границы раздела сред;  $T_1, T_2$  – температуры соприкасающихся сред. Это условие применяется, например, при решении задач теплопроводности для многослойных пластин.

Дифференциальное уравнение (8) вместе с условиями однозначности дает полную математическую формулировку краевой задачи теплопроводности.

При решении конкретных краевых задач нестационарной теплопроводности можно, применяя методы математического моделирования, добиться существенного упрощения общей математической постановки. Так, если для рассматриваемого процесса:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \gg \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \quad \text{и} \quad \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \gg \frac{\partial^2 T}{\partial z^2}, \quad (13)$$

то можно вместо уравнения (8) ограничиться одномерным нестационарным уравнением кондуктивного теплопереноса

$$\rho \cdot c \cdot \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + Q_w(x, t, T), \quad (14)$$

которое вместе с условиями однозначности дает более простую математическую формулировку краевой задачи. Есть много практически значимых случаев, когда решение уравнения (14) достаточно для полного описания рассматриваемого процесса.

#### 6. Сравнение МКЭ и МКР

В основном, численные методы применяются в следующих случаях:

- для получения приближенных решений уравнений, которые не могут быть решены аналитически;
- для получения простого решения в случае большого количества различных условий;
- для проверки корректности аналитического решения.

Помимо определенных достоинств численные методы обладают также и рядом своих недостатков, к которым относятся:

- недопустимо большое время расчета и расходимость результата при решении некоторых задач;
- приближенное решение в отличие от точного, получаемого аналитическими методами;
- сильная зависимость от расчетных параметров и от погрешностей исходных данных.

При сравнении между собой метода конечных элементов (МКЭ) и метода конечных разностей (МКР) можно выделить следующие отличия, приведенные в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение МКЭ и МКР

Преимущества	МКЭ	МКР
МКЭ	Легко учитывает всю геометрию модели в целом, а также граничные условия	В основном ограничен прямоугольными формами модели
МКЭ	Минимизирует погрешность по всей модели	Минимизирует погрешность в узлах дискретизации
МКР	Более сложные математические соотношения	Более простые математические соотношения

#### 7. Заключение

Идеология программных пакетов, базирующихся на методе конечных элементов наиболее перспективны при компьютерном моделировании тепловых процессов.

#### Библиографический список

1. Г.Н. Дульнев. и др. Применение ЭВМ для решения задач теплообмена, М: Высшая Школа, 1990. 207 с.
2. Е.А. Власова, В.С. Зарубин, Г.Н. Кувыркин. Приближённые методы математической физики, М: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001, 700 с.
3. Г. В. Корнев. Тензорное исчисление: Учеб. пособие: Для вузов. — М.: Изд-во МФТИ, 2000. — 240 с.
4. С. Патанкар. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости: Пер. с англ. — М.: Энергоатомиздат, 1984. — 152 с., ил.
5. А.Д. Мышкис. Прикладная математика для инженеров. Специальные курсы. М: ФИЗМАТЛИТ, 2007 – 688 с.
6. А.Д. Мышкис. Лекции по высшей математике. М: «Наука», 1973, 640 с.
7. Самарский А.А., Вабищевич П.Н. Вычислительная теплопередача. – М: Едиториал УРСС, 2003. – 784 с. 10. И.А. Белов, С.А. Исаев. Моделирование турбулентных течений: Учебное пособие, Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2001. 108 с. 11. К.Н. Волков, В.Н. Емельянов. Моделирование крупных вихрей в расчётах турбулентных течений. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. – 368 с. 12. Л.Г. Лойцянский. Механика жидкости и газа. Изд. 5-е, переработанное, Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», М., 1978, 736 стр.

8. Comsol documentation: Справочная сопроводительная документация системы Comsol Multiphysics. [Электронный документ].

9. Бирюлин Г. В., Егоров В. И. Применение ЭВМ для решения задач теплопроводности: Учебное пособие.-СПб.:СПб ГУ ИТМО, 2006.- 77 с.

УДК 669.713

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БЫСТРОПРОТЕКАЮЩИХ ПРОЦЕССОВ С ТЕПЛОВЫДЕЛЕНИЕМ

К. Э. Мурзина, В. А. Савелов

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

Одним из видов быстропротекающих процессов является процесс сверхзвукового горения (детонация). Изучение различных режимов создания контролируемой детонации является важным аспектом детонационных двигателей.

Работа по созданию детонационного двигателя ведётся уже много лет. Многие учёные пытаются стабилизировать детонационную волну [1], [2]. Чтобы обеспечить непрерывность детонационного горения Николс в 1957 г. предложил запустить волну детонации по кругу. Он провел серию экспериментов с вращающейся детонационной волной. Войцеховский позже в такую конструкцию добавил топливно-окислительные форсунки, которые впрыскивали топливно-воздушную смесь в область перед детонационной волной с заданным давлением. Увидев распространение детонационной волны в трубе (своевременно назвав это явление спиновой детонацией), он предложил идею ротационного двигателя. Схема распространения волны показана на рисунке 1.

Основная проблема в проектировании этого двигателя заключается в том, что используемая упрощенная модель течения детонационного горения совершенно не соответствует реальности [3].



Рис. 1. Структура спиновой детонации в трубе.  
(Рисунок взят из [4])

Главной проблемой является то, что детонационная волна неустойчива и проявляет тенденцию к саморазрушению. Соответственно целью является – не дать волне распасться в ячеистую структуру. Если посмотреть внимательно на эксперименты, визуализирующие процесс распада детонационной волны на «ячейки», то можно увидеть, что главной причиной перераспределения энергии является то, что ячейки в процессе распада становятся все мельче и мельче. Ячеистая структура наблюдается на рисунках 2 и 3.

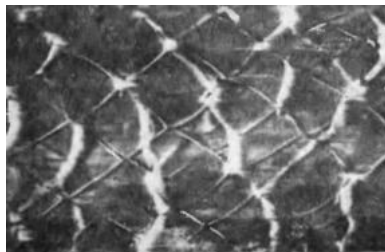


Рис. 2. Следовой отпечаток детонации вдали от её пределов (смесь  $2\text{H}_2/\text{O}_2$ ,  $p_0=400$  гПа,  $d=16$  мм)  
(Рисунок взят из [5])

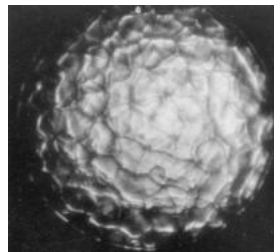


Рис. 3. Ячеистая структура фронта детонационной волны при точечном взрыве.  
(Рисунок взят из [4])

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.

С целью создания самоподдерживающейся детонации изучается прохождение детонационной волны в каналах различных форм и сечений.

Мы совершили попытку создания такой камеры сгорания, где детонационная волна бежит по многограннику. В процессе расчёта было выявлено, что волна гасится при повороте на угол из-за возникшего течения Прандтля-Майера. Волна сжатия практически сразу «съедает» детонационную волну, происходит потеря энергии.

В связи с этим было принято решение завращать внутреннюю стенку. С помощью программного пакета Ansys была смоделирована динамическая сетка и произведён расчёт.

Постановка задачи заключается в том, что рассматривается многогранник, по которому движется смесь метана с воздухом. На поверхности задаются две области: зона с повышенным давлением и температурой и зона с нормальным давлением в 1 атмосферу и температурой в 300К. Математическая модель представляет из себя систему уравнений Навье-Стокса с учётом химических реакций. Химические реакции моделируются по закону Аррениуса. Начальные условия задаются по уравнениям, приведённым ниже, для чего записываются выражения пользователя в Ansys CFX. В расчёте проходит одностадийная химическая реакция  $CH_4 + 2O_2 = CO_2 + 2H_2O$ , в которой значения были заданы по стехиометрии. В численном методе используется второй порядок точности. Угловая скорость вращения внутренней стенки задаётся таким образом, чтобы линейная скорость на поверхности стенки была соизмерима со скоростью за ударной волной.

В данном исследовании для задания начальных условий используется следующая математическая модель [6],[7], подстроенная под расчётную геометрию.



Рис. 4. Модель детонационной волны  
(Рисунок взят из [6])

В детонационной волне имеется зона, в которой исходная горючая смесь превращается в продукты детонации (ПД). Толщина зоны реакции мала. Следовательно, её можно записать в виде сильного газодинамического разрыва [8].



Рис. 5. Упрощённая модель детонационной волны  
Уравнения динамической совместности на поверхности сильного разрыва:

$$\begin{aligned}[\rho V_N] &= 0 \\ [\rho V_N^2 + p] &= 0 \\ \rho V_N [V_T] &= 0 \\ \rho V_N [h_0] &= 0\end{aligned}$$

Законы сохранения для одномерного течения с подводом теплоты записываются следующим образом

$$\begin{aligned}\rho_1 V_{n1} &= \rho_2 V_{n2}; \\ p_1 + \rho_1 V_{1n}^2 &= p_2 + \rho_2 V_{2n}^2; \\ \frac{V_{1n}^2}{2} + i_1 + \xi q &= \frac{V_{2n}^2}{2} + i_2.\end{aligned}$$

Уравнение состояния

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{p_2 T_2}{p_1 T_1}.$$

Для идеального газа

$$e = c_v T = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho}, \quad i = c_p T = \frac{\gamma p}{(\gamma - 1)\rho},$$

уравнение состояния можно переписать в виде

$$\begin{aligned}e_2 &= e_1 + c_v(T_2 - T_1) = e_1 + \frac{1}{\gamma - 1} \left( \frac{p_2}{\rho_2} - \frac{p_1}{\rho_1} \right) \\ i_2 &= i_1 + c_p(T_2 - T_1) = i_1 + \frac{1}{\gamma - 1} \left( \frac{p_2}{\rho_2} - \frac{p_1}{\rho_1} \right).\end{aligned}$$

Скорость звука определяется следующим соотношением

$$a^2 = \gamma \frac{p}{\rho} = (\gamma - 1) c_p T.$$

После преобразований из законов сохранения, описанных выше, можно получить соотношения

$$\begin{aligned}\frac{u_2}{u_1} &= M_1 \sin \beta - \frac{1}{\gamma + 1} \frac{C_1}{M_1 \sin \beta}; \quad \frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{\gamma}{\gamma + 1} C_1; \\ \frac{\rho_1}{\rho_2} &= 1 - \frac{1}{\gamma + 1} \frac{C_1}{M_1^2 \sin^2 \beta}; \quad \frac{T_2}{T_1} = \left( \frac{a_2}{a_1} \right)^2 = \frac{p_2 \rho_1}{p_1 \rho_2},\end{aligned}$$

где

$$C_1 = (M_1^2 \sin^2 \beta - 1) \pm \sqrt{(M_1^2 \sin^2 \beta - 1) - 2(\gamma + 1) M_1^2 \sin^2 \beta Q_1}.$$

Число Маха в набегающем потоке

$$M_1 = \frac{u_1}{a_1},$$

безразмерная величина подведённой теплоты

$$Q_1 = \frac{q}{c_p T_1}.$$

Смесь подчиняется уравнению состояния

$$p = \rho \frac{R^\circ}{M} T = \rho R T.$$

Здесь  $R^\circ$  — универсальная газовая постоянная,  $R$  — газовая постоянная смеси,  $M$  — средняя молекулярная масса смеси.

Результаты, полученные вращением стенки против часовой стрелки представлены на рисунках с 6 по 8.

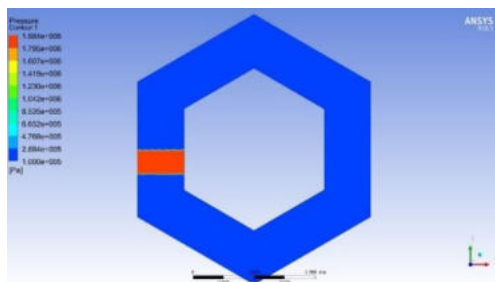


Рис. 6. Начальный момент времени

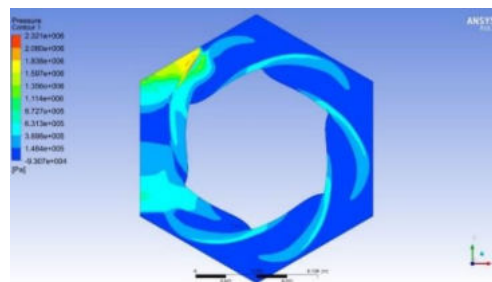


Рис. 7. Результаты на  $6,4e-05$  секунде

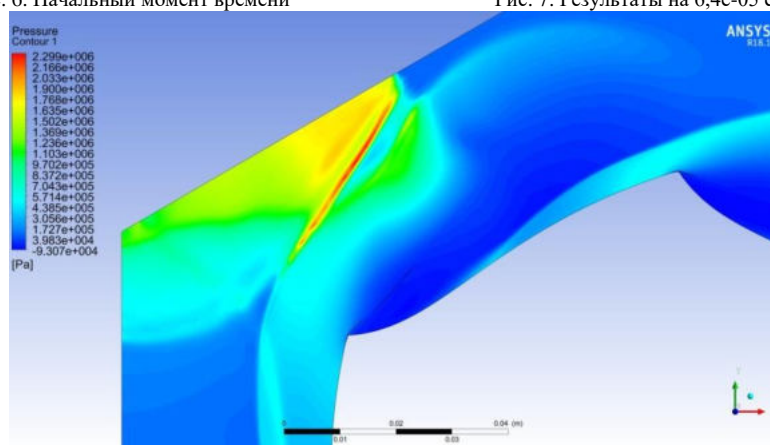


Рис. 8. Укрупнённый фрагмент результатов на  $6,4e-05$  секунде

Если в работах других авторов встречаются ситуации, где создаётся бегущая волна, то в этой работе мы стремимся сделать стационарную систему скачков, «привязанных к геометрическим особенностям». «Привязать» скачки планируется за счет геометрических особенностей внешней стенки. А за счет движения внутренней стенки планируется скомпенсировать влияние волн разряжения.

Дальнейшее исследование состоит в поиске таких режимов и особенностей геометрии, при которых возможно создать «висячие в углах скачки».

#### Библиографический список

1. 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.
2. [http://www.mathnet.ru/php/archive.phtml?wshow=paper&jrmid=zvmmf&paperid=10404&option\\_lang=rus](http://www.mathnet.ru/php/archive.phtml?wshow=paper&jrmid=zvmmf&paperid=10404&option_lang=rus), дата посещения 13.04.2018.
3. <https://fundamental-research.ru/article/view?id=32642>, дата посещения 14.04.2018.
4. Волков К.Н. Булат П.В. История исследования детонационного горения / Университет ИТМО
5. Денисов Ю.Н. Газодинамика детонационных структур / «Машиностроение». Москва, 1989, стр.11.
6. Емельянов В.Н., Анисимов В.А., Тетерина И.В. Моделирование высокоинтенсивных процессов. Конспект лекций / Изд-во федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования Балтийский государственный технический университет ВОЕНМЕХ им. Д.Ф. Устинова. СПб., 2013.
7. Зельдович Я.Б. и Компанец А.С. Теория детонации / Государственное издательство технико-теоретической литературы. Москва, 1955.
8. Семенов И. В., Уткин П.С. Научно-образовательный курс Численное моделирование детонационных процессов в газах / Учреждение Российской академии наук Институт автоматизации проектирования РАН. – Москва, 2011.

УДК: 681.518

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

*Ю. С. Овчинникова, А. П. Григорьев*

*ИТМО*

*АО «КБ «Арсенал»*

Вопросы обеспечения безопасности являются приоритетными при организации воздушного движения, осуществлении авиаперевозок пассажиров и грузов, что неизбежно предполагает государственное участие в процедуре осуществления контроля над всеми параметрами процесса производства и эксплуатации авиационной техники (АвТ), в конечном счете, обеспечивающими безопасность авиаперелетов.

Практика эксплуатации 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.

Следует признать, что тренажеростроительная промышленность (отрасль авиационного приборостроения), существовавшая в СССР до 90-х годов, в современной России отсутствует. Предприятия потеряли свои лучшие кадры, а зачастую и передовые технологии того времени, и оказались неспособны к созданию новых, более совершенных технологий, которые использует мировое сообщество. Возникшие в последние десятилетия новые предприятия (фирмы), не имеют того фундаментального опыта разработки и производства АТ, которые для этого необходимы и были присущи предприятиям «старой» тренажеростроительной промышленности. Таким образом, и те, и другие предприятия, работающие в области тренажеростроения, опираются на «устаревший» опыт прошлого века и «штучно» производят АТ, морально устаревшие уже на момент изготовления, что недопустимо с точки зрения обеспечения безопасности полетов, т.е. той цели, ради которой тренажеры и создаются.

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.

Таких АТ также нет и потому, что отсутствуют «внятные» нормативные требования, обязывающие производителя создавать, а потребителя (эксплуатирующую организацию) – использовать АТ только самого высокого качества, действуют старые «Нормы годности АТ для подготовки авиаперсонала воздушного транспорта. Федеральная авиационная служба России, Москва» 1998 года издания, которые не стимулируют производителя к созданию АТ современного мирового уровня, а имеют своей основной целью узаконить и оправдать использование многочисленного парка уже физически и морально устаревших АТ.

Следовательно, продолжают создаваться морально устаревшие АТ, не отвечающие современным мировым требованиям [1]. 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.

Средства, объем и способы объективного контроля определяются командиром части, который несет непосредственную ответственность за его организацию. В качестве средств объективного контроля точности самолетовождения применяются: бортовая регистрирующая аппаратура и самописцы; аэрофотоаппараты для фотографирования заданных ориентиров (контрольная отметка, цель и др.); фотоприставки для фотографирования экранов индикаторов бортовых и наземных радиолокационных станций, счетчиков цифровых индикаторов навигационного комплекса; магнитофоны; журналы хронометража полетов; бортовая документация экипажа; кальки проводки вертолетов по маршруту.

Основными показателями точности самолетовождения по маршруту являются: линейное боковое отклонение от линии заданного пути (ЛЗП) на этапе маршрута и у промежуточных (поворотных) пунктов маршрута; отклонение фактического времени выхода на цель и в заданные точки от назначенного; отклонение ЛА от заданной дистанции в боевом порядке.

Точность полета по маршруту контролируется путем прокладки линии фактического пути, фотографированием экранов наземных, бортовых радиолокационной станции (РЛС), поворотных пунктов, счетчиков цифровых индикаторов навигационного комплекса и проверкой записей в полетной документации. Кроме указанных способов точность полета по маршруту может быть проконтролирована проверяющим лицом, находящимся на борту ЛА или специально высаженным в районе цели или на контрольном ориентире.

Точность выхода на цель по времени контролируется следующими способами: визуальным наблюдением момента разрыва бомб, снарядов, ракет; засечкой времени выхода в заданную точку контролирующим лицом, находящимся на борту ЛА или на земле; засечкой времени на командном пункте по отметке вертолета на экране РЛС в момент его нахождения над целью; фотографированием цели или ЛА над целью с отметкой времени.

Точность полета по маршруту оценивается по максимальной величине линейных боковых отклонений от ЛЗП на участках маршрута и линейных боковых отклонений у поворотных пунктов маршрута.

Точность выхода на цель по времени оценивается по величине разности между назначенным и фактическим временем выхода на цель. Кроме того, при необходимости оценивается качество определения отдельных навигационных элементов (определение места вертолета визуально и с помощью радионавигационных средств, угла сноса и путевой скорости и т. п.), выдерживания режима полета и сохранения своего места в боевом порядке. Каждый элемент оценивается путем сравнения величин фактических отклонений от нормативных, установленных приказом главнокомандующего ВВС и курсами боевой подготовки (курсами учебно-летной подготовки).

Общая оценка точности самолетовождения выводится на основании средней арифметической величины из частных оценок точности выхода на цель по времени и точности полета по заданному маршруту, полученной за выдерживание маршрута на отдельных участках и точности выхода на ППМ. Общая оценка «отлично» выставляется при средней арифметической величине не ниже 4,6; «хорошо» – при величине не ниже 3,6; «удовлетворительно» – при величине не ниже 3,0; «неудовлетворительно» – при величине ниже 3,0.

Результаты контроля и оценки точности самолетовождения каждого полёта анализируются и записываются в бортовой журнал или в лётную книжку контролируемого. В настоящее время не существует системы автоматической оценки качества полета, несмотря на то, что современный уровень информационных технологий обеспечивает возможность высококачественной реализации всех компонентов системы оценки качества пилотирования. В то же время многие работы по созданию таких автоматизированных систем существенно тормозятся из-за отсутствия общей методологии их построения и использования [9]. Основная сложность в разработке обусловлена широким многообразием целей, методов и средств, используемых при этом.



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. Помощь в эффективном решении этой основной задачи могут оказать интеллектуальные методы извлечения, хранения и представления знаний [4, 5], являющиеся предметом инженерии знаний одной из ветвей искусственного интеллекта. Как бы ни была сложна структура профессиональной деятельности оператора ЛА, её можно разделить на компоненты, соответствующие различным видам его деятельности. Разделение профессиональной деятельности лётного экипажа (пилот, штурман, бортиженер) позволяет использовать для практической подготовки следующую категорию тренажеров [3]: процедурные авиационные тренажеры (ПАТ), специализированные (САТ) и комплексные (КАТ). Важными преимуществами использования ПАТ и САТ перед комплексными являются распараллеливание процесса предварительной практической подготовки, относительно малая стоимость и простота. Учитывая неуклонное возрастание имитирующих возможностей персональных компьютеров, их применение в качестве процедурных и специализированных тренажеров является особенно перспективным.

Исследования показали, что компьютерный тренажер является эффективным средством обучения на первоначальных стадиях лётной подготовки. Применение компьютерного тренажера уже на этапе теоретической подготовки позволяет повысить мотивацию в изучении теории, так как демонстрирует её значимость в решении конкретных профессиональных практических задач. На сегодняшний день даже современные АТ такие, как навигационный тренажер штурмана «Рефрен-Н» [11], находящийся в эксплуатации в одном из лётных авиационных училищ России, принадлежат к числу автоматизированных обучающих систем и систем «человек-машина» (эргатический [10] комплекс), таким образом, в них имеет место действие человеческого фактора, которому подвержен инструктор, отвечающий за обучающие качества АТ. То есть нельзя не отметить тот факт, что при контроле инструктором действий обучаемого эффективность контроля является низкой вследствие того, что инструктор может сам в процессе контроля допустить ошибки. Исследования показали, что в 10 – 50 % случаев инструктор может не заметить допущенных обучаемыми ошибок, а в 15 – 20 % случаев он даже указывает на ложные ошибки [2]. Особенность задачи поддержки принятия решения в системе «человек-машина» состоит в том, что человек-оператор, по существу, является одноканальной системой, т. е. способен одновременно осмысливать и осуществлять только одно управление. При параллельном решении задач у обучаемого возрастает вероятность ошибок. Поэтому для достижения высоких обучающих качеств АТ должен быть снабжен распределенной экспертной системой, выполняющей роль оптимального электронного инструктора. В отличие от традиционных тренажеров, тренажеры с интеллектуальным инструктором содержат знания о предметной области, об обучаемом, о стратегиях обучения и способах его индивидуализации. В результате обеспечивается возможность автоматизации контроля и управления обучением, формированием содержательно-методической базы (сценарии, эталоны пилотирования и т. п.) обучения, а также большей объективности в оценке обученности.

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.

Свое внимание проблеме проектирования АТ уделяли многие видные военные ученые России. Особо следует отметить труды Волховыского Р.Ю., Волынца Ю.Ф., Горбуновой И.Б., Ефграфова В.Г., Коршунова И.Л., Куватова В.И., Наумова В.Н., Печникова А.Н., Розенберга В.Я. и Туровского О.М.

Результаты трудов этих ученых способствовали накоплению, обобщению и систематизации научного знания по данной проблематике, а также позволили авторам статьи выявить следующие фундаментальные противоречия, возникающие при проектировании АТ:

1. Между высокими квалификационными требованиями к уровню подготовки лётного состава и авиационных специалистов (АС): пилоты, штурманы, студенты аэрокосмических ВУЗов и отсутствием в обучающем процессе (ОП) того или иного учебного заведения адекватных тренажеров;
2. Между высокими квалификационными требованиями к уровню подготовки АС и сокращением курса обучения, а также снижением часов обучения на учебном ЛА;
3. Между необходимостью соблюдения принципов индивидуального обучения и ограниченными временными и психофизиологическими возможностями преподавателя (инструктора). Под ограниченными временными возможностями подразумевается невозможность преподавателя

распараллелить ОП, то есть он не в силах в течение курса дисциплины (лекции и/ или практического занятия) уделить равномерное время всем слушателям учебной группы курсантов (студентов). Под ограниченными психофизиологическими возможностями понимается ограниченность из-за односторонней проводимости вербального канала связи инструктора;

4. Между ростом технических возможностей тренажеров (имитационные, технические средства) и неизменностью их дидактических возможностей.

На основании анализа подходов к разрешению выявленных противоречий целесообразно сформулировать основные гипотезы:

1. Создание автоматизированной системы управления обучением в АТ возможно только при условии формализации всех ее составляющих, в том числе диагностики учебной деятельности и модели обучающегося;

2. Эффективная, автоматизированная система управления формированием умений может быть построена только на основе психологической модели обучающегося [6, 8].

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 [6, 7, 8];

3. Разработки логической структуры автоматизированной системы управления формированием профессиональных умений и оценки ее дидактической эффективности.

Как видно из рассмотренных противоречий, гипотез и частных задач, вопросы проектирования являются нетривиальными и разнородными по своей сути, частные задачи, как правило, комплексные. Следовательно, качество АТ в целом будет определяться качеством каждого из его элементов в отдельности.

#### **Библиографический список**

1. Авиационные тренажеры — реальный путь к повышению безопасности полётов. Журнал "Право и безопасность". Номер - 3-4 (20-21), Декабрь 2006.

2. Берестов Л. М., Меерович Г. А. Обучающие качества тренажера, как мера его воздействия на человеческий фактор. // ВИНТИ. Проблемы безопасности полетов. 1995. № 5.

3. ГОСТ Р 57259-2016. Тренажеры авиационные. Термины и определения.

4. Григорьев А.П., Мамаев В.Я. О применении нейронных сетей в тестировании знаний. Научное приборостроение, 2016, том 26, № 4, С. 77–84.

5. Григорьев А.П., Мамаев В.Я. Опыт использования нейронных сетей в анализе и структурном воссоздании предметных знаний специалиста. Научное приборостроение, 2016, том 26, № 4, С. 85–93.

6. Григорьев А.П., Орлов А.А. Адаптация АОС к психофизиологическим особенностям обучающегося. Научная сессия ГУАП: сб. докл.: В 3 ч. Ч. I. Технические науки. СПб.: ГУАП, 2014. С. 22-26.

7. Григорьев А.П., Писаренко Е.С. Моделирование психофизиологического тестирования обучаемых высшей технической школы. Научная сессия ГУАП: сб. докл.: В 3 ч. Ч. I. Технические науки. СПб.: ГУАП, 2014. С. 26-29.

8. Григорьев А.П., Чернелевский А.О., Егоров В.С., Булухова А.Н. Информационно-коммуникационные технологии с элементами психофизиологической диагностики при проектировании адаптивной системы контроля знаний и умений авиационных специалистов. Ученые записки Санкт-Петербургского государственного института психологии и социально работы. Санкт-Петербург, Издательство СПбГИПСР, 2016 г. Выпуск 1. Том 25. С. 128 – 140.

9. Дозорцев В.М. Компьютерные тренажеры для обучения операторов технологических процессов – теория, методология построения и использования. Автореферат диссертации на соискание ученой степени доктора технических наук. М., ИПУ, 1999.

10. Козарук В. В., Ребо Я. Ю. Навигационные эргатические комплексы самолетов. М.: Машиностроение, 1986, 288 с.

11. Мамаев В. Я., Чернов В. А. Приборное оборудование рабочего места «Рефрен-Н»: учебн.-метод. Пособие. СПб.: ГУАП, 2006, 86 с.

УДК 678.072

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

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

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

На сегодняшний день изделия из полимерных композиционных материалов (ПКМ) применяются в самых различных производственных отраслях, в таких как: авиакосмическая, судостроительная, машиностроительная и других. В авиационной промышленности все стремительнее возрастает потребность в высоконагруженных крупногабаритных агрегатах с высокой точностью исполнения. Однако зачастую качественно выполненные детали из ПКМ получаются весьма дорогостоящими продуктами, что объясняется в свою очередь затратами на оборудование, энергоемкостью и трудоемкостью технологии их изготовления. С целью снижения стоимости изделий из ПКМ широкое применение нашли, так называемые прямые методы формования. Суть данных методов заключается в одновременном совмещении процесса пропитки и формования изделия.

Нами была рассмотрена технология RFI (Resin Film Infusion). В сравнении с другими технологиями она позволяет использовать трехмерно-армированные материалы, поскольку пропитка происходит в поперечном направлении сквозь толщину материала, а не в продольном, что в значительной степени сокращает путь прохождения связующим, и тем самым позволяет получать детали с высокими прочностными свойствами в сочетании с минимальным количеством пор. Также использование процесса RFI не предусматривает наличия жесткой оснастки закрытого типа в отличие от RTM, тем самым с экономической точки зрения данная технология имеет ряд преимуществ.

Перспективная технология RFI активно используется за рубежом при производстве различных деталей авиационной техники (задний гермошпангоут, передняя кромка крыла и др.), в то время как в России она пока еще не нашла массового применения.

Из выше изложенного можно сделать вывод о том, что использование технологии RFI при производстве композитных изделий является достаточно востребованным приемом в настоящее время, а значит вопросы разработки пленочных связующих весьма актуальны.

На основании литературных данных были определены требования, которым должно удовлетворять связующее в виде пленки:

- жизнеспособность должна обеспечивать полную пропитку армирующего материала до начала полимеризации, то есть обладать способностью пропитки не менее часа
- вязкость во время пропитки должна находиться в пределах от 0.04 до 2 Па·с, при комнатных температурах состав должен быть высоковязким
- необходима липкость, которая будет осуществлять удержание связующего на армирующем материале, но при этом отделение связующего от наполнителя должно производиться без потерь;
- должно обладать формоустойчивостью и эластичностью для выкладки деталей сложной формы;
- не должно охрупчиваться во время хранения в морозильных камерах во избежание нарушения требований по качеству внешнего вида, т.е. температура стеклования связующего должна быть ниже температуры его хранения.

Для изготовления основы для пленочного связующего было принято решение выбрать высокомолекулярные эпоксидные смолы марок: ЭТФ, ЭХД, ЭД-8, ЭД-10, ЭД-16, УП-643, D.E.N.-438, из которых были получены высоковязкие составы в различных соотношениях.

Далее проводились исследования. Были получены зависимости вязкости этих составов на ротационном динамическом реометре Rheostress 6000 фирмы «Haake». Для удобства сравнения составов результаты были сведены в таблицу (см. Таблицу 1).

Таблица 1. Величины вязкости смесевых составов

ТТ,°С	Содержание состава, %	Вязкость, Па·с				
		D.E.N438-ЭД10	ЭХД- ЭД10	ЭХД- ЭД8	УП643- ЭД16	ЭТФ- ЭХД
20	25/75	-	-	-	2500	-
	50/50	-	-	-	1111	-
	75/25	-	3149	-	513,4	948,7
ТТ,°С	Содержание состава, %	Вязкость, Па·с				
		D.E.N438-ЭД10	ЭХД- ЭД10	ЭХД- ЭД8	УП643- ЭД16	ЭТФ- ЭХД
25	25/75	-	-	-	1335	2272
	50/50	-	-	-	438	2140
	75/25	-	1493	-	210,3	465,4
30	25/75	-	-	-	351,5	707
	50/50	-	1759	-	146	577
	75/25	1752	554	2883	74,4	189
90	25/75	2,7	2,47	9,07	0,231	0,98
	50/50	1,6	1,3	3,7	0,285	0,8
	75/25	0,6	0,84	1,78	0,182	0,489
105	25/75	0,9	0,8	2,67	0,108	0,32
	50/50	0,6	0,5	1,18	0,132	0,33
	75/25	0,2	0,36	0,69	0,09	0,22
120	25/7	0,3	0,364	0,92	0,055	0,33
	50/50	0,2	0,26	0,49	0,077	0,16
	75/25	0,12	0,181	0,35	0,052	0,172

Затем исследовали температуры стеклования методом дифференциальной сканирующей калориметрии на ТГ/ДСК-анализаторе «STA 449C Jupiter» фирмы «Netzsch» с целью выявления особенности поведения изучаемых систем при низких температурах. На основе полученных данных построена сравнительная таблица (см. Таблица 2)

Таблица 2. Температура стеклования составов на основе высоковязких олигомеров.

Содержание состава, %	Температура стеклования, °С				
	D.E.N438-ЭД10	ЭХД- ЭД10	ЭХД- ЭД8	ЭД16- УП643	ЭХД-ЭТФ
0/100	25,31	25,1	32,7	3,8	16,1
25/75	19,71	18,5	22,6	3,5	13,2
50/50	13,88	8,9	18,6	2,7	11,4
75/25	9,88	0,5	22	0,9	-9
100/0	3,61	-9,4	-9,4	1,8	-9,4

Поскольку при низких температурах хранения изучаемые составы не будут переходить в стеклообразное состояние, то чем ниже температура стеклования, тем лучше. Проанализировав таблицы по вязкости и температуры стеклования, авторами были сделаны выводы о том, что не все предполагаемые составы удовлетворяют требованиям. Подходящими для изготовления пленочного связующего оказались следующие композиции: D.E.N.438-ЭД10 (50%-50%, 75%-25%), ЭХД-ЭД10 (50%-50%, 75%-25%).

Важно отметить, что все состав имеют достаточно высокую температуру стеклования, поэтому во избежание охрупчивания и поломки пленки, после извлечения из холодильных камер нужно выдерживать связующее некоторое время при комнатной температуре, пока его температура не станет выше его  $T_g$ .

Для отверждения составов, полученных на основе вышеуказанных смол, использовали порошковый отвердитель аминного типа 4,4-диаминодифенилметан (ДАДФМ). Данный отвердитель относится к отвердителям горячего типа и композиции, в состав которого он входит обладает повышенными физико-химическими свойствами.

После введения отвердителя начинается «рабочая» жизнь связующего. Время гелеобразования системы смола – отвердитель может служить основной характеристикой рабочего времени жизни связующего. А момент перехода смолы из жидкого состояния в гелеобразное, являющийся фазовым переходом второго рода, называется точкой гелеобразования - критической точкой процесса. Поэтому было определено время гелеобразования образцов смеси смол с отвердителем на динамическом механическом анализаторе DMA 242 E Artemis. Полученные зависимости позволяют судить о том, сколько времени система находится в благоприятном для пропитки изделия состоянии и в какой момент начинается гелеобразование. Для приближения к реальным условиям изготовления эксперимент проводился в изотермическом режиме при  $T=90^{\circ}\text{C}$ . В качестве примера представлена графическая зависимость для состава ЭД10(50%)- D.E.N.438(50%)-ДАДФМ (см. Рисунок 1)

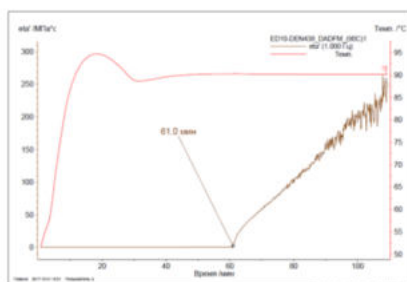


Рис. 1. График жизнеспособности состава ЭД10(50%)- D.E.N.438(50%)-ДАДФМ

Было выявлено, что начало гелеобразования образца происходит через 60 минут выдержки. То есть связующее способно пропитывать наполнитель в течение часа, не образуя геля при этом.

При изготовлении пленки визуально видно, что она получается эластичной, а липкость позволяет ей удерживаться на поверхности армирующего материала и отделяться от него без потери композиций.

Таким образом, на основании всех выводов по полученным экспериментальным данным была подобрана наиболее оптимальная рецептура для состава в виде пленки: ЭД10(50%)- D.E.N.438(50%)-ДАДФМ.

#### Библиографический список

1. Андреев А.В. Технологические аспекты применения пленочных связующих при создании конструкций из композиционных материалов пассажирских и транспортных самолетов / А. В. Андреев, З.Н.Демиденко, В. А. Андреева // Сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»: Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. 2013. - Вып. 4(73), №13. - с.21-26.
2. Коган Д.И. Технология изготовления ПКМ способом пропитки пленочным связующим // Д. И. Коган, Л. В. Чурсова / Клеи. Герметики. Технологии. 2011. - №6. – С.25-29.
3. Чурсова Л.В. Пленочные связующие для RFI-технологии/ Л. В. Чурсова, М. И. Душин, Д. И. Коган // Российский химический журнал. 2010. - Т.LIV, № 1. – С.63-67.
4. Григорьев М. М. Особенности изготовления ПКМ методом RFI / М. М. Григорьев, Д. И. Коган, О. Н. Твердая, Н. Н. Панина // Труды ВИАМ. 2013. - №4. – 11с.

УДК 62-233.3/9

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

*К. Ф.Плохова*

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

Развитие машиностроения идет по пути разработки новых видов зацепления. Самым распространенным видом зацепления в настоящий момент является эвольвентное, созданное Эйлером в

18 веке. Но 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 эксцентрико-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. Геометрия ЭЦ-зацепления представлена на рисунке 1.

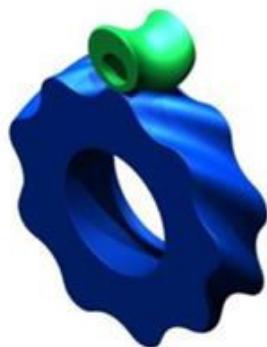


Рис. 10. Геометрия эксцентрико-циклоидального зацепления

ЭЦ-зацепление представляет собой «зацепление колес с криволинейными зубьями, меньшее из которых имеет один или несколько зубьев, профили которых в торцовых сечениях очерчены дугами эксцентрично смещенных окружностей, а зубья большого колеса в тех же сечениях очерчены участками циклоидальных кривых. Этому определению соответствует схема обкатывания шестерни с радиусом начальной окружности  $r$  по начальной окружности колеса с радиусом  $R$ , которая показана на рисунке 2. Боковые профили зубьев шестерни заданы окружностями радиуса  $\rho$ , центры  $M$  которых располагаются на расстоянии  $e$  относительно оси шестерни  $O_1$ . При обкатывании окружности радиуса  $r$  по неподвижной окружности радиуса  $R$  точка  $M$  описывает кривую, которая представляет собой укороченную эпициклоиду [2]. Круг радиуса  $r$  называют производящим, а круг радиуса  $R$  – направляющим [3,4]. В справочной и учебной литературе [3,4] схема обкатывания, представленная на рисунке 2, рассматривается как вариант циклоидального зацепления, который называют циклоидально-цевочным или цевочным. Окружности радиуса  $\rho$  представляют собой профиль цевки, а профили зубьев на парном колесе представляют собой эквидистанту циклоиды. Из сказанного следует, что ЭЦ-зацепление не является новым видом зацепления, а всего лишь технологическим вариантом эпициклоидально-цевочного зацепления, когда цевка заменяется зубьями, «профили которых в торцовых сечениях очерчены дугами эксцентрично смещенных окружностей». На основании анализа представляется также неправильным рекламируемое название данного зацепления как эксцентриково-циклоидального [1], в котором фактически отсутствует эксцентрик.

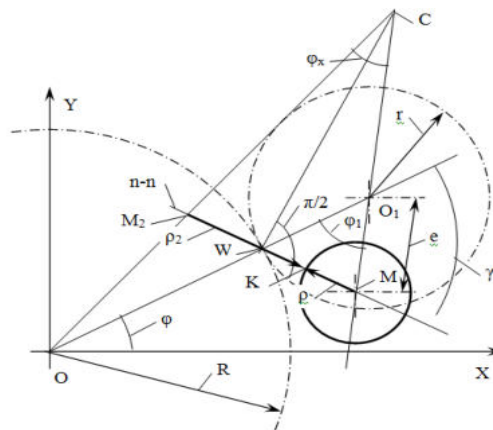


Рис. 11. Схема к вычислению координат профиля зубьев колеса

В качестве примера выбраны параметры передачи с ЭЦ-зацеплением, которая спроектирована специалистами фирмы ЗАО «Технология маркет» (г. Томск):

- передаточное число  $U = z_2/z_1 = 29/4 = 7,25$ ;
- диаметр вершин зубьев шестерни  $da_1 = 32$  мм;
- диаметр вершин зубьев колеса  $da_2 = 184$  мм;
- межосевое расстояние  $aw = 102,5$  мм;
- радиус эксцентрика  $\rho = 5,273$  мм;
- эксцентриситет  $e = 11,257$  мм;
- угол наклона линии зубьев  $\beta = 29,14^\circ$ ;
- расчетная ширина зубчатого венца  $bw = 47$  мм;
- угол зацепления в полюсе для торцового сечения  $at = 25,03^\circ$ ;
- вращающий момент на колесе  $T_2 = 962$  Нм.

Метод конечных элементов (МКЭ) – это метод приближенного численного решения физических задач. В его основе лежат две главные идеи дискретизация исследуемого объекта на конечное множество элементов и кусочно-элементная аппроксимация исследуемых функций. Основное отличие МКЭ от классических алгоритмов вариационных принципов и методов невязок заключается в выборе базисных функций. Они берутся в виде кусочно-непрерывных функций, которые обращаются в нуль всюду, кроме ограниченных подобластей, являющихся конечными элементами. Это ведет к ленточной разреженной структуре матрицы коэффициентов разрешающей системы уравнений.

Этапы решения прочностной задачи методом конечных элементов:

- Построение геометрии зубчатого колеса и шестерни;
- Создание сборок зубчатого зацепления;
- Импорт геометрии для создания конечно-элементной сетки и проведения расчетов.

После построения геометрических моделей шестерни и колеса, создания сборки, необходимо импортировать передачу в среду для проведения расчетов МКЭ. Для более быстрого проведения расчетов импортированную сборку упрощают и создают конечно-элементную модель (рисунок 3).

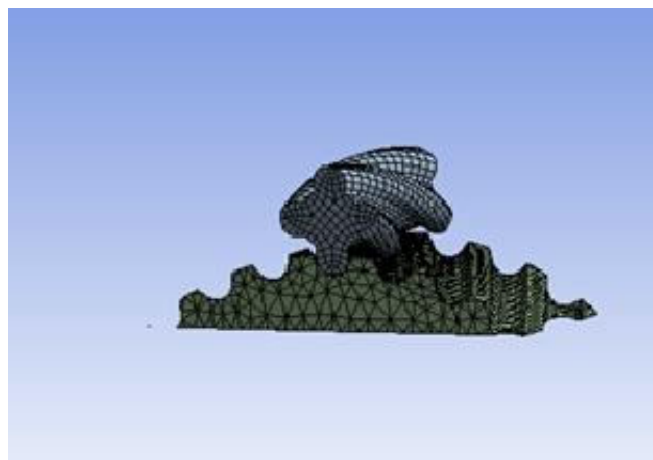


Рис. 12. Конечно-элементная модель ЭЦ-зацепления

Для решения статической задачи задаются граничные условия и нагрузки: к шестерне прикладывается момент величиной  $M = 132,69$  Нм, затем запускается процесс вычисления необходимых величин.

Напряжения определяются на поверхности зубчатых колес. Изгибная жесткость зубчатых колес ЭЦ-зацепления выше, чем у эвольвентных. Это обусловлено большей толщиной основания зубьев. Таким образом наибольший интерес представляют контактные напряжения

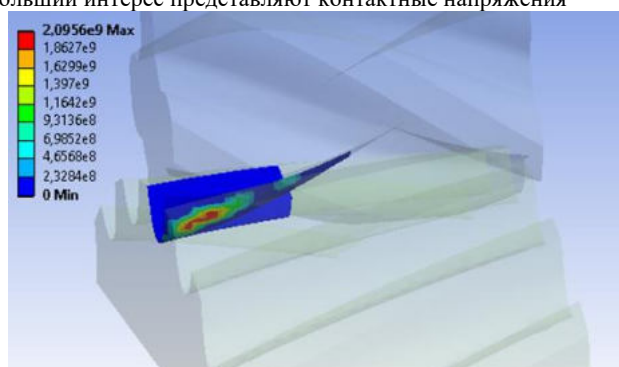


Рис. 4. Распределение контактных напряжений в зоне контакта

Уровень контактных напряжений в рассчитываемой зубчатой паре ЭЦ-зацепления, составляющий  $\sigma_H = 2095$  МПа, оказался значительно выше уровня допускаемых контактных напряжений, регламентированных в прочностных расчетах зубчатых передач для зубчатых колес с поверхностным упрочнением зубьев [5].

Таким образом, на основании вышеизложенного анализа можно утверждать, что при работе представленного ЭЦ-зацепления в зоне контакта будут возникать высокие контактные напряжения, что может привести к быстрому выходу из строя данной передачи.

#### Библиографический список

1. Становской В.В., Казакиявичюс С.М., Щербаков Н.Р. Полусный контакт в эксцентриково-циклоидальном (ЭЦ) зацеплении. Сб. тр. Международного симпозиума «Теория и практика зубчатых передач» Россия, Ижевск 21-23 янв. 2014. С. 220-226.
2. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике. М.:Наука. 1964 -. 872 с.
3. Кетов Х.Ф., Колчин Н.И. Теория механизмов и машин/ под ред. Х.Ф.Кетова НКТМ СССР ГНТИМЛ, М.Л. 1939. - с. 273-278.



4. Прикладная механика: учебное. пособие для вузов/ рук.авт.колл. проф. К.И.Заблонский.2-е изд. К.: Вища школа. 1984. с.138-139.

5. Расчет и проектирование зубчатых редукторов:Справочник/В.Н.Кудрявцев, И.С.Кузьмин, А.Л.Филипенков; Под общ. ред. В.Н.Кудрявцева. СПб.:Политехника, 1993. - 448 с.

6. Сравнение несущей способности эксцентрико-циклоидального и эвольвентного зацепления. Научная статья А.Л.Филипенков

7. Обзор достоинств и недостатков эксцентриково-циклоидального зацепления. Научная статья М.Ю. Леонтьев, В.А. Раевский, А.Е. Смоловик.

УДК 62-45

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

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

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

Введение. В настоящее время для повышения технического ресурса (ТР) и улучшения трибологических характеристик технических систем (ТС) применяется технология нанесения поверхностно активных веществ (ПАВ) на основе фторорганических композиций (ФОК). Физические основы такого подхода изложены в [1]. Некоторые практические применения такой технологии для кратного повышения ТР штампов и режущего инструмента описаны в [2,3].

В различных областях техники, таких как оборонная промышленность, ядерная энергетика, нефтяная и газовая отрасли, судостроение и др. существуют задачи компенсации механических, температурных и вибрационных воздействий на оборудование и трубопроводные ТС. Эти функции в технике выполняют сильфоны и сильфонные компенсаторы (СК), показанные на рис.1

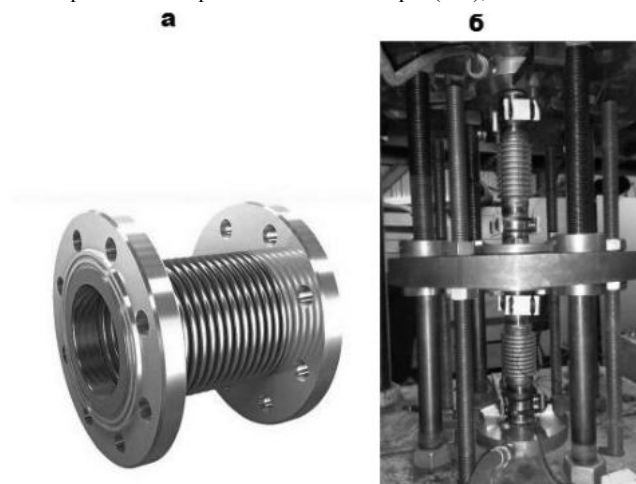


Рис. 1. а – сильфонный компенсатор, б – сильфоны на испытательном стенде.

Авария на АЭС «Фукусима» ярко демонстрирует пример недостаточной механической и температурной компенсирующей способности оборудования в условиях больших смещений опорных узлов. Существующие технологии и материалы для изготовления СК позволяют обеспечивать необходимые для практики, более жесткие требования по надежности, ресурсу и компенсирующей способности только экстенсивными методами за счет дублирования, увеличения размеров и применения дорогостоящих материалов. В [4] показано, что применение технологии нанесения ПАВ на основе ФОК «МОКОМ» позволяет значительно улучшить ТР СК, находящихся в режимах упругого механического нагружения. В данной работе экспериментально и путем расчетов подтверждено, что показатели надежности СК (технический ресурс, долговечность и вероятность отказа) в режиме упругого нагружения существенно улучшаются. Также показано, что для СК,

находящихся в режиме полностью пластического нагружения, выигрыш от применения технологии нанесения ПАВ незначителен. Таким образом, экспериментально показано, что улучшение показателей надежности (ТР и вероятности отказа СК) зависит от типа режима механического нагружения СК. Поэтому, для количественной оценки эффективности применения технологии нанесения ПАВ на основе ФОК необходимо учитывать параметры режима механического нагружения СК, реализовать посредством проведения соответствующих экспериментальных исследований.

Обычная и модифицированные технологии изготовления СК.

Обычные технологии изготовления СК – это метод гидравлического формования и механический метод изготовления. Будем обозначать ее как технологию под номером (1).

Последовательность операций данных методов представлена на рис 2.

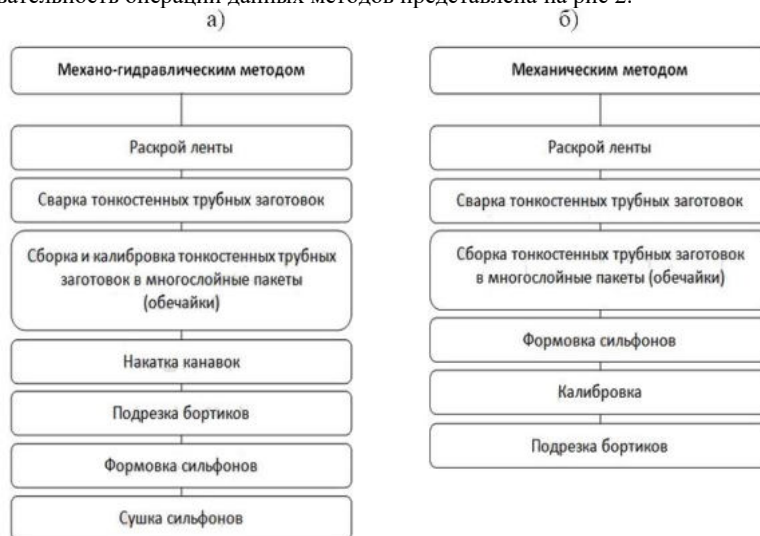


Рис. 2. Последовательность операций при изготовлении СК: а) механо-гидравлический метод; б) механический метод.

Модифицированная технология изготовления СК отличается тем, что ФОК «МОКОМ» наносится нанометровым слоем (толщиной до 100 нм) на обе стороны трубных заготовок для СК еще до этапа формирования гофров СК. Эта технология может быть реализована как дополнительная операция в общей технологии изготовления СК [4]. Будем обозначать ее как технологию под номером (2). При этом ФОК существенно ослабляет эти процессы, что приводит к значительному увеличению ТР и уменьшению вероятности отказа техники. Такого рода результаты получены ранее для улучшения работы трубопроводной арматуры.

На АО «НПП «Компенсатор» реализована модифицированная технология изготовления СК [4]. С целью экспериментального подтверждения теоретических и лабораторных исследований по технологии модификации СК были проведены испытания разнообразных СК, работающих в режиме упругого напряжения. Испытания проводились на циклический ресурс и долговечность. При этом использовались испытательные стенды АО НПП «Компенсатор» (рис. 3а), и стенд фирмы WITZENMANN (рис. 3б).

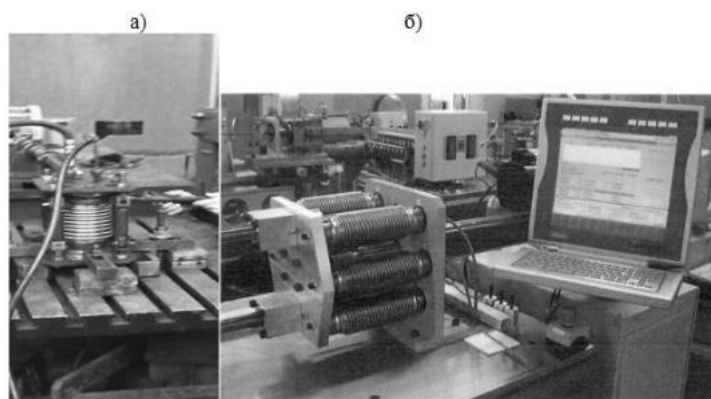


Рис. 3. а), б). Стенды для циклических испытаний.

Испытания проведены на образцах продукции АО «НПП «Компенсатор», АО «Сплав-Спецтехнология», ООО «Контур», ООО «Новгородская производственная компания», АО «Тульский патронный завод» и др.

Результаты испытаний по предложенным технологиям оценивались по среднему циклическому техническому ресурсу, при этом испытания для СК по разным технологиям изготовления проводились при одних и тех же эксплуатационных параметрах. При испытаниях СК отказом является потеря его герметичности. Эффективность модифицированной технологии оценивалась коэффициентом  $K$ , который представляет собой отношение циклических средних технических ресурсов  $TR(2)$  и  $TR(1)$  СК для модифицированной и обычной технологии соответственно:

$$K(2) = TR(2) / TR(1) \quad (1)$$

По результатам испытаний коэффициент  $K$  изменялся от 3 до 14,5. Широкий разброс коэффициента эффективности  $K$  объясняется его зависимостью от конструктивных параметров СК, а также от разных условий нагружения СК в процессе испытаний (в пределах условий режима упругого нагружения СК). Очевидно, что применение модифицированной технологии изготовления СК является перспективным путем повышения свойств надежности СК, функционирующих в режиме упругого нагружения.

Упрощенный вариант модифицированной технологии изготовления СК состоит в том, что защитный нанослой композиции «МОКОМ» наносится на СК, изготовленный по обычной технологии (1). Будем обозначать ее как технологию под номером (3). Экономические затраты при такой технологии будут ниже стоимости технологии (2), но при этом СК может значительно улучшить свой циклический  $TR$  и долговечность. Для определения эффективности этих трех технологий изготовления СК были проведены сравнительные испытания.

Для проверки технологий (1), (2) и (3) были проведены испытания шестислойных сильфонов, работающих в режиме упругого нагружения. Набор для испытаний СК состоит из трех партий по 6 экземпляров сильфонов для каждой технологии. Испытания на циклический технический ресурс проводились на стенде (рис. 3а) до полного отказа СК на параметрах: внутреннее давление  $P_p=1,25$  Мпа, созданное протекающей жидкостью; ее температура  $T=20^{\circ}C(\pm 10^{\circ}C)$ ; осевое нагружение на сжатие с амплитудой хода, равной 7,2 мм.

Результаты единичных испытаний СК приведены в таблице 1, где индексы (1), (3), (2) соответствуют первой, второй и третьей технологиям изготовления СК. Величина  $N(\ )$  – число рабочих циклов до отказа СК для единичных испытаний, при этом в скобках указан тип используемой технологии.

Таблица 1. Результаты испытаний трех технологий изготовления СК.

№ образца	N(1)	N(3)	N(2)
1	440786	1362797	1846756
2	546232	370926	1122026
3	343694	849419	3375026
4	276209	1628663	3984471

5	781567	1591112	5017526
6	1000454	1765234	4707757
ТР( )	564823.7	1261359	3342260
СКО( )	277373.1	542290.4	1565285
К( )=ТР( ) / ТР(1)	1	2.23319	5.917352

В таблице 1 использованы очевидные обозначения, при этом кроме средних технических ресурсов, обозначенных как ТР( ), рассчитаны и СКО( ) – среднеквадратические отклонения для каждого типа технологии.

Коэффициенты эффективности для трех технологий изготовления СК вычисляемые по средним ТР, приведены в последней строке таблицы. Заметим, что эффективность упрощенной технологии (3) модификации СК достаточно высокая, так как ТР увеличивается более, чем вдвое. Это означает, что на внешних поверхностях СК образующийся слой ФОК обладает защитным действием, препятствующим образованию необратимых микротрещин в СК со стороны потока жидкости посредством эффекта Ребиндера.

Разность  $\Delta K = K(2) - K(3) \approx 3,7$  двух коэффициентов эффективности определяет уменьшение фреттинг износа для межслойного взаимодействия. Так как таких слоев пять, то, в среднем, на один слой уменьшение износа составляет порядка 0,74. То есть, для каждого слоя СК увеличивается его циклическая наработка на  $0,74 \cdot ТР(1)$ . Таким образом, модифицированная технология (2) действует двояким образом: уменьшает фреттинг трение между слоями, и препятствует образованию микротрещин в слоях СК.

Считаем, что все три технологии имеют нормальное распределение:

$$F(N) = \frac{1}{СКО \cdot \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(N - ТР)^2}{2 \cdot СКО^2}\right) \quad (2)$$

С учетом результатов, приведенных в таблице 1, рассчитаем вероятности отказа для каждой из технологий, при этом каждая из них вычисляется по интегральному распределению вида:

$$F(N) = \frac{1}{СКО \cdot \sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^N \exp\left(-\frac{(t - ТР)^2}{2 \cdot СКО^2}\right) dt \quad (3)$$

Соответствующие графики вероятности отказа для разных технологий приведены на рис. 4.

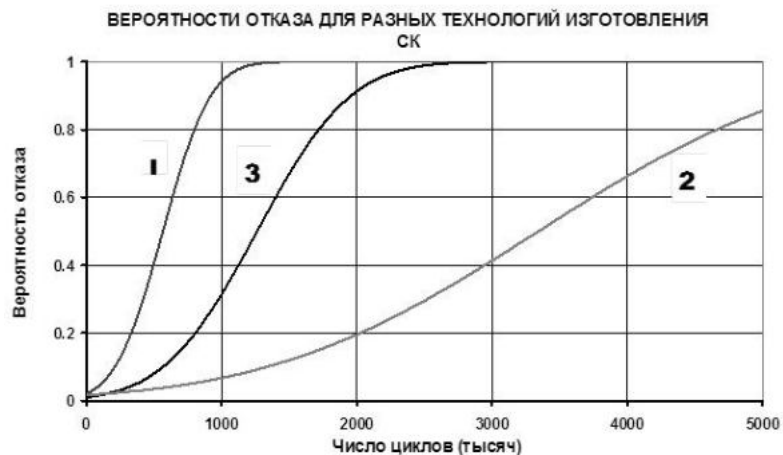


Рис. 4. Зависимости вероятностей отказа для многослойного СК, выполненного по разным технологиям. 1 – обычная технология; 2 – модифицированная технология для СК; 3 – упрощенная модифицированная технология для СК.

Таким образом, применение модифицированных технологий изготовления для СК, которые работают в режиме упруго напряженного состояния, приводит к значительному выигрышу по таким показателям надежности СК, как ТР, долговечность и вероятности отказа.

Испытания СК и их результаты для чисто пластического режима нагружения СК.

Для проверки технологий (1), (2) для чисто пластического режима работы были проведены испытания двуслойных сильфонов типа ДУ 50, работающих в режиме пластического нагружения. Набор для испытаний СК состоит из двух партий (7 экземпляров СК для технологии (1), и 9 экземпляров СК для модифицированной технологии (2)). Испытания на циклический технический ресурс проводились на стенде (рис. 16) до полного отказа СК на параметрах: внутреннее давление  $P_p=1,5$  Мпа, созданное протекающей жидкостью; ее температура  $T=20^{\circ}\text{C}(\pm 10^{\circ}\text{C})$ ; осевое нагружение на сжатие/растяжение с амплитудой хода, равной  $\pm 12$  мм. При испытаниях СК отказом является потеря его герметичности.

Результаты единичных испытаний СК приведены в таблице 2, где индексы (1) и (2) соответствуют первой и второй технологиям изготовления СК. Величина  $N()$  – число рабочих циклов до отказа СК для единичных испытаний, при этом в скобках указан тип используемой технологии.

Таблица 2. Результаты испытаний двух технологий изготовления СК.

№ образца	N (1)	N (2)
2	1500	1500
3	2700	2700
4	1200	3845
5	2045	2695
6	3012	2217
7	1625	1220
8	-	1470
9	-	3240
TR( )	2116	2524
СКО ( )	746,5	873
$K()=TR() / TR(1)$	1	1, 19

В таблице 2 использованы очевидные обозначения, при этом кроме средних технических ресурсов, обозначенных как TR( ), рассчитаны и СКО( ) – среднеквадратические отклонения для каждого типа технологии.

Коэффициенты эффективности для двух технологий изготовления СК вычисляемые по средним TR, приведены в последней строке таблицы. Эффективность технологии (2) модификации немного выше: TR увеличивается на 19%. Это означает, что образующийся слой ФОК на внешних поверхностях СК имеет малую эффективность для снижения эффекта Ребиндера и для уменьшения фреттинга при чисто пластическом режиме нагружения.

Графики вероятности отказа приведены на рис. 5.

#### Вероятности отказа для разных технологий изготовления СК

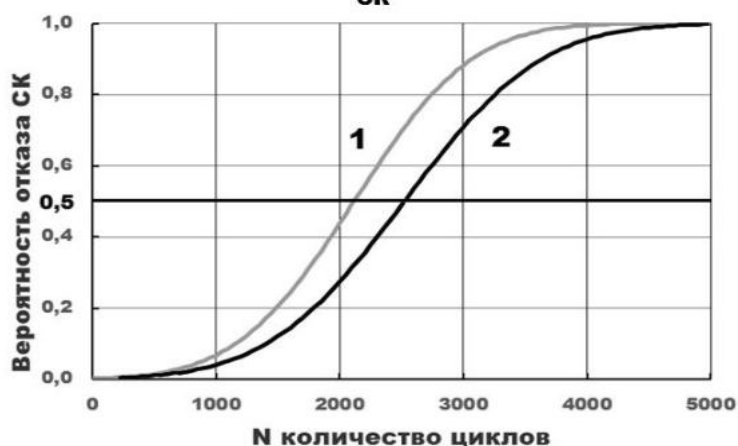


Рис. 5 – Зависимости вероятностей отказа для двуслойного СК, выполненного по разным технологиям, работающим в режиме пластического нагружения. 1 – обычная технология; 2 – упрощенная модифицированная технология для СК.

Таким образом, применение модифицированных технологий изготовления для СК, которые работают в режиме пластической деформации, не приводит к значительному выигрышу по ТР. Для упруго-пластического режима нагружения, по-видимому, существует промежуточная ситуация. Для определения эффективности применения данной технологии в таких режимах работы, необходимо проводить дополнительные экспериментальные исследования.

Количественное определение эффективности использования технологии модификации ФОК для различных СК и типов режимов целесообразно реализовывать посредством экспериментальных исследований.

#### Библиографический список

1. Гаркунов Д.Н. Триботехника (износ и безызносность): Учебник. - М.: Издательство МСХА, 2001. - 616с.
2. Бабич О.В., Новиков И.А., Белов А.В. Эффективность применения защитного нанопокрyтия по повышению ресурса штампов. // Прогрессивные методы и технологическое оснащение процессов обработки металлов давлением. БГТУ, СПб, 2009, с. 56 -61.
3. Авдевин П.К., Новиков И.А. Технология повышения ресурса инструментов, используемых в оборонной промышленности. // Материалы Международной научно-технической конференции. «Арсенал», СПб., 2014. С. 67-69.
4. Агошков О.Г., Амирханов Е.И., Белов А.В., Логунов В.В., Новиков И.А. Метод повышения технического ресурса сильфонных компенсаторов в технике, Вестник БГТУ, СПб, 2018

УДК

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

*А. Р. Саханов, В. А. Санников*

Появление нового класса материалов — полимерных композиционных материалов, существенно отличающихся по своей структуре и физико-механическим свойствам от традиционных, потребовало пересмотра организации производства во многих аспектах.

Современная наука о композиционных материалах стремительно развивается, во многом, благодаря применению композитов в ракетной, космической и самолётостроительной технике. Авиация и космонавтика являются главными отраслями, где активно используются современные технологии производства композитов. Они имеют полное право конкурировать с такими конструкционными

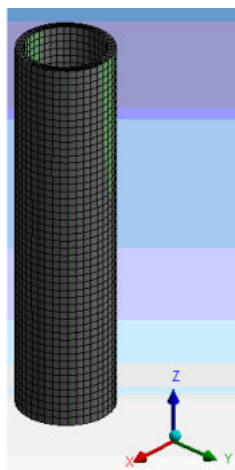


Рис. 1. Конечно-элементная модель рассчитываемой конструкции материалами, как сталь и алюминий.

Ввиду различных по сравнению с изотропными материалами свойств, расчеты конструкций из композиционных материалов требуют особого подхода. Для подробного анализа НДС таких конструкций, состоящих из композиционных материалов, используют современные модули моделирования композитов в различных CAD/CAE программных пакетах. Наиболее популярным из них является ANSYS и его встроенный модуль ANSYS Composite Prepost (ACP).

Модуль ACP позволяет 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.

Также модуль предусматривает дальнейшую передачу исследуемой модели в программы для расчёта механики, электромагнетизма, гидрогазодинамики и т.д.

Основной задачей работы является моделирование многослойной конструкции и проведение расчёта НДС при гармонических колебаниях.

В качестве примера моделирования и расчёта была взята труба, выполненная из композиционных материалов типа Eроху E - Glass UD. Для композиционного материала расшифровывается как «Uni - Directional» (в переводе с английского как «однонаправленный»). При такой технологии производства нити в стеклоткани не переплетены между собой и не расположены в хаотичном порядке, а уложены в одном направлении и залиты эпоксидной смолой.

Следовательно, данный модуль расчётного программного пакета обеспечивает полный технологический процесс моделирования композитов. Имеется возможность определения ортотропных свойств материалов на уровне одного слоя, а затем объединения нескольких слоёв, тем самым формируя многослойный пакет, обладающий собственными механическими свойствами. При задании каждого слоя важно учитывать направление и угол укладки стеклоткани. Существуют различные технологии по изготовлению композиционных материалов. Ниже приводится пример использования такой технологии в расчетах.

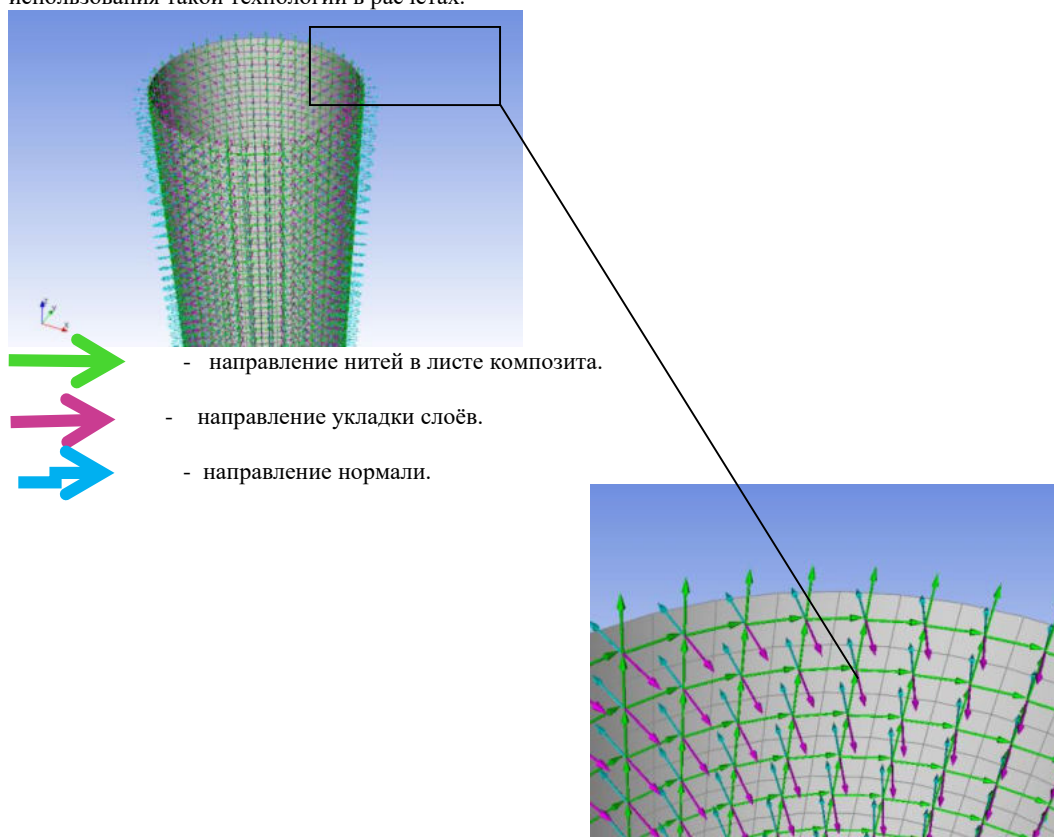


Рис. 2. Укладка композиционных материалов

Угол укладки нити в стеклотканях соответствует разным механическим свойствам. При моделировании укладки листов композита учитываются углы  $0^\circ$  и  $90^\circ$  относительно оси ориентации материала. Такая технология при производстве различных изделий из анизотропных материалов обеспечивает высокую прочность и жесткость, тем самым не подвергая конструкцию разрушениям.

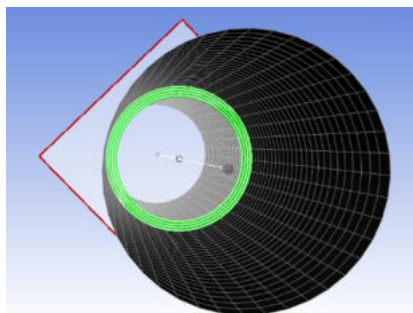


Рис. 3. Слои композитов в сечении

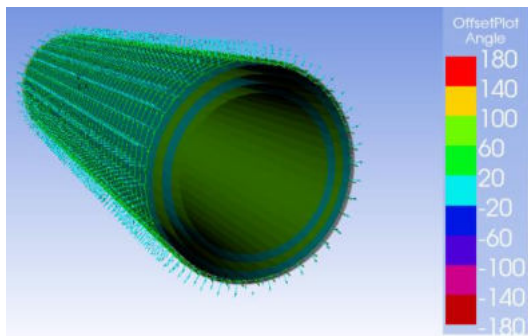
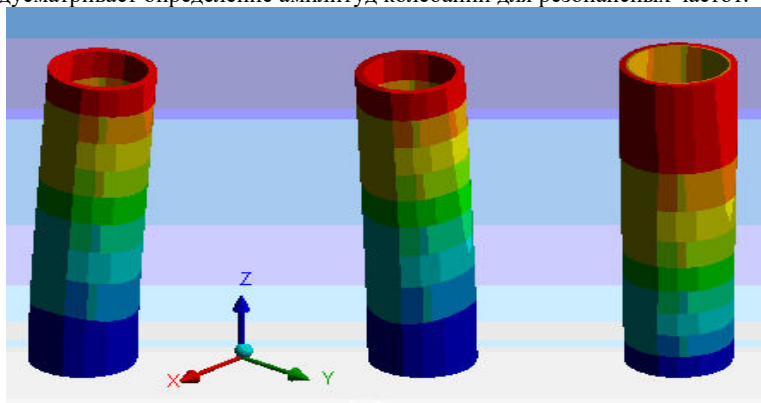


Рис. 4. Слои композитов и углы укладки волокон

В то же время укладка с углами в диапазоне от  $30^\circ$  до  $-30^\circ$  обеспечивает достаточно высокую торсионную жесткость исследуемой системы. На рисунке 3 изображены слои композитов в сечении. Модуль для моделирования композитов позволяет визуализировать в увеличенном масштабе слои и углы направления «нитей». На рисунке 4 показаны четыре слоя исследуемой трубы с чередованиями направлений волокон.

Расчёт НДС многослойной конструкции. Перед проведением динамических расчётов рекомендуется в первую очередь выполнение анализа собственных частот колебаний, поскольку максимум гармонического отклика обычно приходится на частоты возбуждения, близких к собственным. Таким образом, расчёт напряжений и деформаций при воздействии гармонических вибраций предусматривает определение амплитуд колебаний для резонансных частот.



1-я форма, 714,29

2-я форма, 714,31

3-я форма, 1976,3

Рис. 5. Формы колебаний и собственные частоты многослойной трубы, Гц

Такие расчеты на гармонические воздействия играют важную роль для оценки прочности элементов самолётостроительной техники. Частоты синусоидальной вибрации для исследования космических кораблей и элементов на двигателе самолёта лежат в диапазоне от 10 до 2000 Гц согласно ГОСТ 28203-89 «Основные методы испытаний на воздействие внешних факторов. Часть 2».



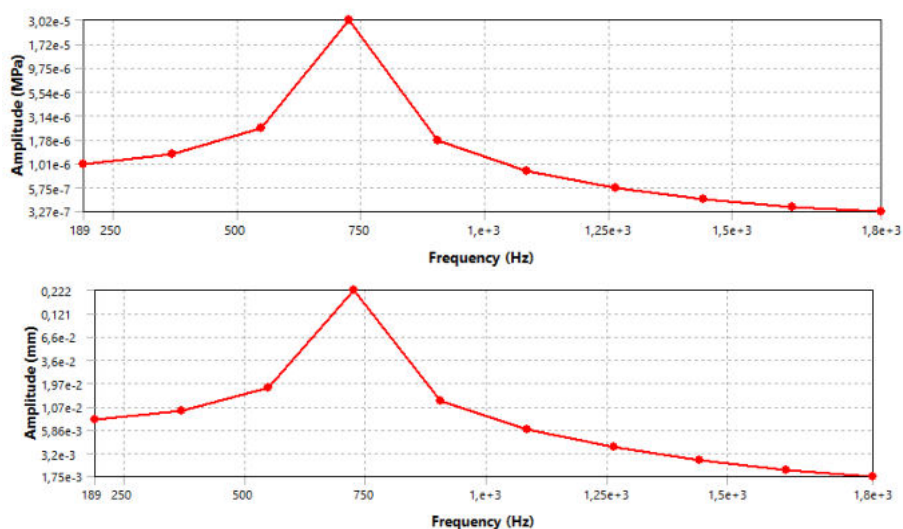


Рис. 6. График АЧХ напряжений (вверху), перемещений (внизу).

Приводятся результаты динамического расчёта на прочность от воздействия гармонических

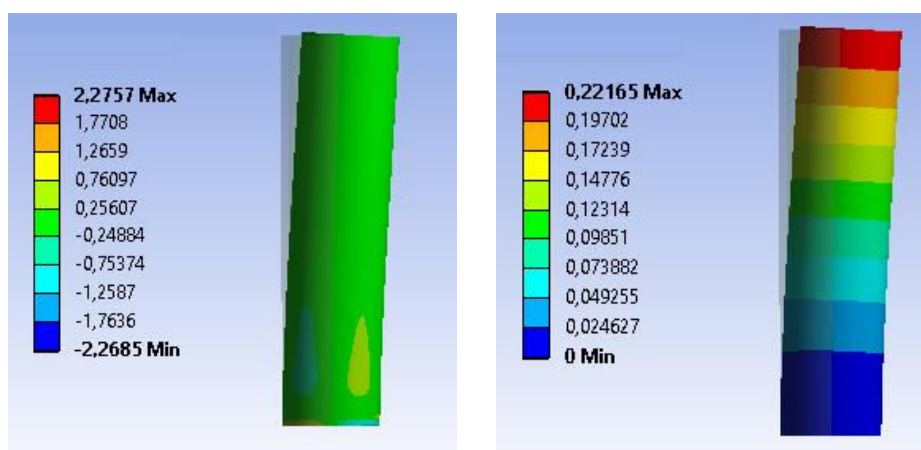


Рис. 7. Слева максимальные напряжения (МПа), справа максимальные перемещения (мм) колебаний амплитудой до 10g представленные на рисунках 6 и 7.

Анализ амплитудно-частотных характеристик показывает, что максимальные напряжение и перемещения (деформации) возникают на частотах, близких к низшим собственным частотам конструкции, и составляют порядка 2 МПа и 0.2 мм, что удовлетворяет условиям прочности исследуемого композита. Таким образом, моделирование анизотропных свойств многослойных элементов конструкций как элементов ограниченных сред на сегодняшний день является достаточно доступным популярным средством за счет применения встроенных модулей расчётных пакетов САЕ.

#### Библиографический список

1. Бруйка В.А., В.Г. Фокин, Е.А. Солдусова и др. Учебное пособие: Самара: Самар. гос. техн.ун-т, 2010. – 271 с.
2. Бондалетова Л.И., Бондалетов В.Г. Полимерные композиционные материалы (часть 1): учебное пособие/ Томск: Томский политехн. ун-т, 2013. – 118 с.

Развитие компьютерной техники оказало значительное влияние на развитие научного знания, поскольку предоставило возможность создавать модели различных явлений и упростило многочисленные расчеты. Это позволило ученым проводить полноценные теоретические исследования процессов с использованием современных компьютерных и программных средств расчета. Охватывая практически все отрасли научного знания, математическое моделирование позволяет наиболее точно изучать существующие и будущие явления при проектировании уникальных сооружений.

Ключевые слова: сооружение, газодинамические течения, математическое моделирование, Fluent, ANSYS.

Введение.

На сегодняшний день развитие компьютерных технологий достигло высокого уровня, появилась возможность с достаточно большой степенью точности моделировать сложные реальные объекты, уменьшить объем натурных экспериментов и в некоторых случаях обходиться без них. Решение реальных задач, в трехмерной постановке требует большого количества высокопроизводительных вычислений.

В данной статье приведена задача математического моделирования применительно к проектированию сооружений, результаты которой могут быть актуальны в наиболее востребованных областях жизнедеятельности общества, например, вычислительной аэродинамики, строительной механики, для решения которых применены современные технологии математического моделирования.

Существующие тенденции при проектировании (усложнение форм и нагрузок, индивидуальность, комбинированность конструкций и материалов), недостаточность нормативной базы, аварийность, принципиальная непредсказуемость разного рода воздействий и их сочетаний, уникальность конструкций, неопределенность и неполнота знаний о материалах и нагрузках вынуждают инженеров при проектировании проводить все более детальные исследования самих сооружений. На сегодняшний день используют сложные модели и современный математический аппарат.

Постановка задачи и методология ее решения.

Задачей является математическое моделирование при проектировании сооружений.

Ввиду приближения системы ПРО США и НАТО к границам России актуальность темы исследования очевидна. Процессы старта изделий из сооружения сопровождаются значительными нестационарными силовыми и тепловыми нагрузками на стартовое сооружение. Наиболее сложными и наименее изученными являются газодинамические процессы внешнего воздействия при открытой крышке сооружения. В настоящее время существует возможность полноценного теоретического исследования подобных процессов.

Математическое моделирование [8].

Требования, предъявляемые к моделям.

1. Универсальность - характеризует полноту отображения моделью изучаемых свойств реального объекта.

2. Адекватность - способность отражать нужные свойства объекта с погрешностью не выше заданной.

3. Точность - оценивается степенью совпадения значений характеристик реального объекта и значения этих характеристик полученных с помощью моделей.

4. Экономичность - определяется затратами ресурсов ЭВМ памяти и времени на ее реализацию и эксплуатацию.

Основные этапы моделирования.

1. Постановка задачи.

Определение цели анализа и пути ее достижения и выработки общего подхода к исследуемой проблеме. На этом этапе требуется глубокое понимание существа поставленной задачи. Иногда, правильно поставить задачу не менее сложно чем ее решить. Постановка - процесс не формальный, общих правил нет.

2. Изучение теоретических основ и сбор информации об объекте оригинала.

На этом этапе подбирается или разрабатывается подходящая теория. Если ее нет, устанавливаются причинно - следственные связи между переменными описывающими объект. Определяются входные и выходные данные, принимаются упрощающие предположения.

3. Формализация.

Заключается в выборе системы условных обозначений и с их помощью записывать отношения между составляющими объекта в виде математических выражений. Устанавливается класс задач, к которым может быть отнесена полученная математическая модель объекта. Значения некоторых параметров на этом этапе еще могут быть не конкретизированы.

4. Выбор метода решения.

На этом этапе устанавливаются окончательные параметры моделей с учетом условия функционирования объекта. Для полученной математической задачи выбирается какой-либо метод решения или разрабатывается специальный метод. При выборе метода учитываются знания пользователя, его предпочтения, а также предпочтения разработчика.

5. Реализация модели.

Разработав алгоритм, пишется программа, которая отлаживается, тестируется и получается решение нужной задачи.

6. Анализ полученной информации.

Сопоставляется полученное и предполагаемое решение, проводится контроль погрешности моделирования.

7. Проверка адекватности реальному объекту.

Результаты, полученные по модели сопоставляются либо с имеющейся об объекте информацией или проводится эксперимент и его результаты сопоставляются с расчётными.

Процесс моделирования является итеративным. В случае неудовлетворительных результатов этапов 6. или 7. осуществляется возврат к одному из ранних этапов, который мог привести к разработке неудачной модели. Этот этап и все последующие уточняются и такое уточнение модели происходит до тех пор, пока не будут получены приемлемые результаты.

Решение задачи в программном комплексе ANSYS

При выполнении расчетов в программе Fluent для моделирования турбулентности применена ренормализационная k-ε модель "RNG k-ε" [1].

Граничные условия и настройки решателя (Solution) заданы следующим образом [2, 3, 5]:

- выбран тип решателя Density Based;
- задана неявная схема (Implicit) решения задачи.

В качестве начальных условий внутри сооружения заданы параметры невозмущенной атмосферы. В области над земной поверхностью задаются параметры внешнего течения, которые изменяются в зависимости от условий воздействия. Скорость считается направленной вдоль оси x. В качестве граничных условий на левой границе задавались условия на входе: давление торможения (определяется суммой внешнего статического давления и скоростного напора) и температура Tвн, а также масштаб и интенсивность турбулентности внешнего течения. Отметим, что оценить интенсивность турбулентности внешнего течения можно, используя аналогию с ветровым течением.

По данным [6, 7] нормативное значение пульсационной составляющей ветровой нагрузки  $w_p$  на высоте z следует определять:

а) для сооружений (и их конструктивных элементов), у которых первая частота собственных колебаний  $f_1$ , Гц, больше предельного значения собственной частоты  $f_l$ , (см. п. 6.8 [6]), – по формуле

$$w_p = w_m \zeta^V \quad (1)$$

где  $w_m$  – определяется в соответствии с п. 6.3 [6]; z – коэффициент пульсации давления ветра на уровне z, принимаемый по табл. 1 [6]; V – коэффициент пространственной корреляции пульсаций давления ветра (см. п. 6.9 [6]);

б) для сооружений (и их конструктивных элементов), которые можно рассматривать как систему с одной степенью свободы (поперечные рамы одноэтажных производственных зданий, водонапорные башни и т.д.), при  $f_1 < f_l$  — по формуле

$$w_p = w_m \xi \zeta^V \quad (2)$$

где  $x$  – коэффициент динамичности, определяемый по черт. 2 [6] в зависимости от параметра

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{\gamma_t w_0}}{940 f_1} \text{ и логарифмического декремента колебаний } d \text{ (см. п. 6.8 [6]);}$$

$gt$  – коэффициент надежности по нагрузке (см. п. 6.11 [6]);

$w_0$  – нормативное значение ветрового давления, Па (см. п. 6.4 [6]);

с) в) для зданий, симметричных в плане, у которых  $f_1 < f_1$ , а также для всех сооружений, у которых  $f_1 < f_1 < f_2$  (где  $f_2$  — вторая частота собственных колебаний сооружения), — по формуле

$$w_p = m \xi \psi y \quad (3)$$

где  $m$  – масса сооружения на уровне  $z$ , отнесенная к площади поверхности, к которой приложена ветровая нагрузка;  $x$  – коэффициент динамичности (см. п. 6.7, б [6]);  $y$  – горизонтальное перемещение сооружения на уровне  $z$  по первой форме собственных колебаний (для симметричных в плане зданий постоянной высоты в качестве  $y$  допускается принимать перемещение от равномерно распределенной горизонтально приложенной статической нагрузки);  $\gamma$  – коэффициент, определяемый посредством разделения сооружения на  $r$  участков, в пределах которых ветровая нагрузка принимается постоянной, по формуле

$$\psi = \frac{\sum_{k=1}^r y_k w_{pk}}{\sum_{k=1}^r y_k^2 M_k} \quad (4)$$

где  $M_k$  – масса  $k$ -го участка сооружения;  $y_k$  – горизонтальное перемещение центра  $k$ -го участка;  $w_{pk}$  – равнодействующая пульсационной составляющей ветровой нагрузки, определяемой по формуле (1), на  $k$ -й участок сооружения.

Для многоэтажных зданий с постоянными по высоте жесткостью, массой и шириной наветренной поверхности нормативное значение пульсационной составляющей ветровой нагрузки на уровне  $z$  допускается определять по формуле

$$w_p = 1,4 \frac{z}{h} \xi w_{ph} \quad (5)$$

где  $w_{ph}$  – нормативное значение пульсационной составляющей ветровой нагрузки на высоте  $h$  верха сооружения, определяемое по формуле (1).

При естественном ветре пульсации очень четко проявляются в виде порывов ветра. По данным [4, 6, 7] при средних скоростях ветра свыше 10 м/с, коэффициент порывистости, т.е. отношение максимальной скорости ветра к осредненной составляет 1,4-1,7. Если считать это отношение равным 1,5 и принять «правило трех сигм», то среднеквадратическое значение пульсаций скорости можно оценить как  $\frac{1,5-1}{3} = 0,17$  от осредненной скорости.

При решении задачи над сооружением имеется расчетная область в виде параллелепипеда, над которой задаются следующие граничные условия:

- на верхней и боковых границах задается условие «проницаемая стенка»;
- на левой границе – условие входа течения в расчетную область;
- на правой границе – условие выхода течения из расчетной области;
- на поверхностях сооружения – условие прилипания.

Современные трехмерные численные модели позволяют определить параметры нестационарного течения в любой произвольной точке и по полученным значениям рассчитать течение в пограничном слое, что позволяет определить тепловые нагрузки. Основная сложность при проведении численных расчетов связана с выбором рациональной конфигурации сетки, позволяющей проводить расчеты нестационарных процессов при быстродействии и точности расчетов.

При трехмерной постановке задачи конечно-элементная сетка построена в сеточном генераторе ANSYS Meshing. Проведено исследование сеточной сходимости. Для этого осуществлен выбор контрольных параметров (температуры и скорости). Сетка является достаточной для решения поставленной задачи, так как достигается сходимость.

Для верификации расчетной модели проведено сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными, полученными на стенде в БГТУ ВОЕНМЕХ им. Д.Ф.Устинова. Данные для проведения расчетов взяты аналогичные, как и при проведении эксперимента на стенде.

Заключение.

На основе проведенных исследований сделаны следующие выводы:

– математическое моделирование с использованием суперкомпьютеров необходимо для решения междисциплинарных задач инженерного анализа при проектировании сооружений.

– математическое моделирование не имеет альтернативы, поскольку большинство расчетов, используют сложные численные модели, современный математический аппарат и требуют мощных вычислительных ресурсов.

В результате выполненной работы полученные результаты дают возможность предусматривать мероприятия для защиты отдельных, наиболее нагруженных элементов или всего сооружения при разработке перспективных комплексов. В некоторых сооружениях, находящихся на данный момент в эксплуатации, в которых подобные мероприятия не учтены, доработка не представляется целесообразной. Благодаря знанию законов изменения нагрузок в зависимости от параметров призматического течения и от конструктивных особенностей сооружения можно повысить его надежность.

В дальнейшем планируется выполнить расчет с применением уточненных параметров окружающей среды.

#### **Библиографический список**

1. Батурин О.В., Батурин 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. – 151 с.
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. Попов Н. Н., Расторгуев Б. С. Вопросы расчета и конструирования специальных сооружений: учебное пособие для вузов / Н. Н. Попов, Б. С. Расторгуев. М.: Стройиздат, 1980. – 190 с.
5. Система моделирования движения жидкости и газа FlowVision. Версия 2.2. Руководство пользователя. ООО "ТЕСИС". М.: Россия. 1999-2005. – 305 с.
6. СНиП 2.01.07-85. Строительные нормы и правила. Нагрузки и воздействия. Государственный комитет СССР по делам строительства (Госстрой СССР), 1985. – 31 с.
7. Шефтер Я.И. Использование энергии ветра. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Энергоатомиздат, 1983 г. – 200 с.
8. Математическое моделирование. – Режим доступа: [www.pedsovet.info](http://www.pedsovet.info).

УДК 621.762

### **ТЕХНОЛОГИИ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА В АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

*Р. О. Тетерин, А. А. Галаджев, А. И. Мустейкис, С. С. Чувашиов*

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

В настоящее время сформировался состав высокотехнологичных секторов экономики, требующих постоянного обеспечения конкурентоспособности. Динамически развивающимся предприятиям авиадвигателестроительной отрасли характерно интенсивное развитие с внедрением передовых технологий производства. Внедрение трехмерной печати – важное направление в развитии авиастроительной отрасли.

Аддитивные технологии представляют собой процесс объединения материала с целью создания объекта из данных - модели, как правило, слой за слоем, в отличие от "вычитающих" производственных технологий. Под "вычитающими" технологиями подразумевается механообработка - удаление «вычитание» материала из массива заготовки [1].

Методы аддитивного производства считаются альтернативным существующим традиционным субтрактивным методам обработки. В отличие от классического формообразования, где от заготовки «отрезается» все лишнее при изготовлении детали, с использованием технологий аддитивного производства деталь «выращивается» из предварительно подготовленного порошкового материала.

Получение изделия происходит послойно, путем формирования слоя материала, отверждения или фиксации этого слоя в соответствии с конфигурацией сечения САD-модели и соединения каждого последующего слоя с предыдущим. В качестве источника энергии при получении металлических изделий обычно используется лазерное излучение или электронный луч.

Основные предпосылки применения аддитивных технологий заключаются в следующих факторах:

- применение оригинальных конструктивных решений, за счет использования сложнопрофильной геометрии изделия (без учета ограничений традиционных методов производства);
- сокращение трудоемкости и сроков изготовления продукции;
- возможность внесения изменений в проект на этапе передачи изделия в производство, например, при осуществлении его функциональной оптимизации;
- возможности упрощения логистики, путем сокращения времени поставок продукции;
- отсутствие необходимости изготовления инструментальной оснастки, свойственной традиционным методам обработки;

– переход от массового производства к массовой кастомизации (возможность удовлетворения как можно большего числа индивидуальных заказчиков), увеличение номенклатуры изделий.

По классификации ASTM Американского общества испытания и материалов (American Society for Testing and Materials), аддитивные технологии разделены на 7 категорий [1]:

- Material Extrusion – выдавливание материала;
- Material Jetting – разбрызгивание материала. В технологии Polyjet воск или фотополимер по многоструйной головке подается в точку построения и полимеризуется за счет УФ-излучения;
- Binder Jetting – разбрызгивание связующего материала. В технологии Ink-Jet происходит впрыскивания в зону построения не модельного материала, а связующего реагента;
- Sheet Lamination – соединение листовых материалов. Строительный материал представляет собой полимерную плёнку или металлическую фольгу. Тонкие пластины из металла свариваются ультразвуком, после чего излишки металла удаляются фрезерованием;
- Vat Photopolymerization – фотополимеризация в ванне. Технология использует жидкие модельные материалы – фотополимерные смолы;
- Powder Bed Fusion – расплавление материала в заранее сформированном слое. Используется в SLS-технологиях, использующих в качестве источника энергии лазер или термоголовку (SHS компании Blueprinter);
- Directed energy deposition – прямой подвод энергии непосредственно в место построения. Материал и энергия для его плавления поступают в точку построения одновременно. Энергия поступает в виде сконцентрированного пучка электронов или луча лазера (POM, Optomec).

Также существует классификация по технологии 3D-печати.

#### 1. Экструзионная печать

Технология печати методом послойного наплавления (Fused Deposition Modeling) была разработана Скоттом Трапом в конце 1980-х и представлена на рынке компанией Stratasys. На данный момент технология получает все большее распространение среди производителей оборудования с открытым исходным кодом, а также коммерческих компаний, ввиду истечения срока действия оригинального патента.

В основе этого метода лежит выдавливание (экструзия) расходного материала с последовательным формированием готового изделия. Технология работает по принципу наплавления материала слоями. Пластиковые или металлические нити разматываются из рулона (картриджа) и поступают в печатающую головку (экструдер). Экструдер разогревает нити до пастообразного состояния и выдавливает материал через сопло, перемещаясь в горизонтальном и вертикальном направлениях. Как правило, расходные материалы состоят из термопластиков (PLA, ABS, PVA, HIPS и т. п.), легкоплавких металлов и сплавов, либо композитных материалов на их основе. Схема построения детали по данному методу представлена на рис. 1.

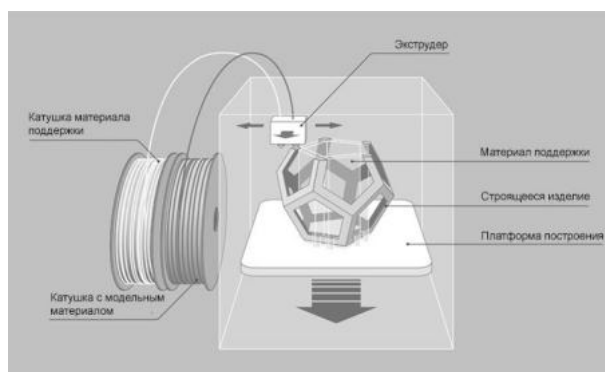


Рис. 1 – Принципиальная схема работы FDM

Ведущими производителями FDM-машин являются компании: Stratasys (США), Ultimaker 3 (Нидерланды), Formlabs (США).

## 2. Фотополимеризация

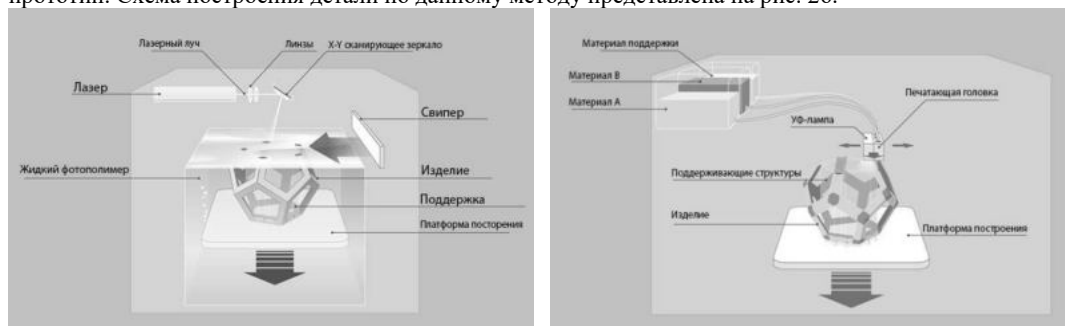
Технологию изобрел Чарльз Халл. Получив патент на нее, Халл основал компанию 3D Systems, которая и сегодня остается ведущей компанией-производителем SLA-машин. Технология предполагает использование специального фотополимера - светочувствительной смолы в качестве модельного материала. Основой в данном процессе является ультрафиолетовый лазер, который последовательно переводит поперечные сечения модели на поверхность емкости со светочувствительной смолой. Фотополимер затвердевает только в том месте, где прошел лазерный луч. Затем новый слой смолы наносится на затвердевший слой, и новый контур намечается лазером. Стереолитография (SLA) — наиболее популярная технология быстрого прототипирования для получения высокоточных моделей. SLA-технология позволяет быстро и точно построить модель изделия практически любых размеров. Качество поверхностей зависит от шага построения. Современные машины обеспечивают шаг построения 0,025 — 0,15 мм.

SLA-технология дает наилучший результат при изготовлении мастер-моделей для последующего изготовления силиконовых форм и литья в них полимерных смол. Схема построения детали по данному методу представлена на рис. 2а.

Ведущими производителями SLA-машин являются компании: 3D Systems, Formlabs (США), Union Technology Corporation (КНР).

Также наиболее распространенной технологией является полиструйная печать (PolyJet), которая является разработкой компании Objet Geometries (Израиль).

Основное отличие от SLA заключается в том, что печатающая головка 3D-принтера PolyJet выпускает струи жидкой фотополимерной смолы, который образует слои на модельном лотке и мгновенно фиксируется ультрафиолетовым излучением, источник которого установлен в печатающей головке. После окончания нанесения всего слоя зону печати подвергают мощному ультрафиолетовому излучению для полного отвердевания материала, после чего наносится следующий слой. Тонкие слои ложатся последовательно и образуют точную трехмерную модель или прототип. Схема построения детали по данному методу представлена на рис. 2б.



а) б)  
Рис. 2 – Принципиальная схема работы: а – SLA, б – PolyJet

Технология трехмерной печати PolyJet обладает множеством преимуществ для быстрого прототипирования: высокое качество поверхности, точность изготовления деталей, скорость построения и легкоудаляемые поддерживающие структуры.

Основным достоинством технологии является гладкая поверхность готовых изделий, отличные физические и механические свойства прототипов (включая стабильность геометрических размеров), а также возможность обработки поверхности (склейка, покраска и т.п.).

Ведущим производителем PolyJet-машин является компания Stratasys (США).

3. Печать методом спекания и плавления материала

Основополагающей технологией в данной группе является селективное лазерное спекание (SLS).

Метод SLS был изобретен Карлом Декартом в 1986 г. По данной технологии модели создаются из порошковых материалов за счет эффекта спекания при помощи энергии лазерного луча. В отличие от SLA-процесса, в данном случае лазерный луч является не источником света, а источником тепла. Попадая на тонкий слой порошка, лазерный луч спекает его частицы и формирует твердую массу в соответствии с геометрией детали. В качестве материалов используются полиамид, полистирол, песок и порошки некоторых металлов. Существенным преимуществом SLS-процесса является отсутствие поддержек при построении модели, поскольку построение ведется в однородной массе порошка.

Ведущими производителями SLS-машин являются: Concept Laser, EOS GmbH (Германия) и 3D Systems (США).

Наиболее эффективным методом прямого получения конечных изделий является технология послойного лазерного плавления (SLM). В отличие от SLS, металлы под воздействием лазера не спекаются, а расплавляются и превращаются в однородное сырье. Процесс SLM впервые был реализован в 2004 году компанией SLM Solutions GmbH. Суть этого процесса заключается в следующем: CAD-модель изделия разбивается на слои от 30 до 100 мкм, на подложку наносится слой порошка, затем лазерный луч, сфокусированный на слое порошка, расплавляет его частицы, которые при последующей кристаллизации формируют твердую массу, в соответствии с геометрией текущего сечения изделия [2]. После синтеза слоя подложка опускается на высоту наносимого слоя, и процесс синтеза повторяется до полного построения детали.

При использовании данного метода одновременно с построением детали создаются поддерживающие структуры, которые позволяют сохранять форму детали. Они необходимы для поддержания нависающих частей детали, обеспечивают теплоотвод во время плавления слоя порошка, а также противостоят короблению вследствие возникновения термических напряжений.

С помощью селективного лазерного плавления можно создавать уникальные сложнопрофильные изделия без использования механической обработки и дорогой оснастки, в частности, благодаря возможности управлять физико-механическими свойствами изделий. Данная технология применяется для построения объектов сложной геометрической конфигурации, зачастую с тонкими стенками и полостями. Возможность комбинирования гомогенных и пористых структур в одном объекте полезна при создании массивных элементов авиационных деталей, где одним из ключевых параметров является масса конструкции. Схема построения детали по данному методу представлена на рис 3.

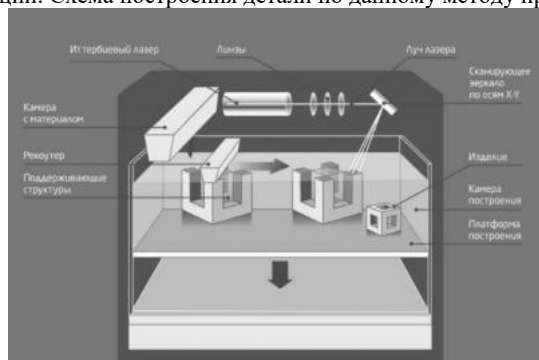


Рис. 3. Принципиальная схема работы SLM

Исследования показали, что прочность деталей, полученных методом SLM, главным образом зависит от способа обработки порошкового материала при помощи лазерного луча [3]. Наиболее влиятельными параметрами, определяющими качество сплавляемых слоев, являются: характеристики исходных данных материалов и параметры работы 3D-принтера. К характеристикам исходных материалов относят: размер и форму частиц, насыпную плотность и величину удельной поверхности



порошка. Параметрами спекания являются мощность лазера, интенсивность лазерного излучения, скорость сканирования, защитная атмосфера, частота импульсов и время выдержки.

Наиболее популярными материалами являются порошковые металлы и сплавы, включая нержавеющую и инструментальную сталь, кобальт-хромовые сплавы, титановые сплавы и др.

#### 4. Изготовление объектов с использованием ламинирования

Изготовление объектов методом ламинирования (LOM) - технология компании Helisys Inc. Метод подразумевает последовательное склеивание листового материала (пластика, металлической фольги) с формированием контура каждого слоя с помощью лазерной резки. Объекты, производимые этим методом, обычно подлежат дополнительной механической обработке после печати. Толщина наносимого слоя напрямую зависит от толщины используемого листового материала.

Процесс печати протекает следующим образом: лист материала с клейким покрытием наносится на рабочую платформу с помощью разогретого ролика. Контур слоя вычерчивается с помощью лазера. Затем лишний материал удаляется, и платформа с готовым слоем передвигается вниз. После в рабочую камеру подается новый лист материала. Платформа поднимается вверх до контакта слоев.

Особенность данной технологии - низкая себестоимость благодаря общедоступности расходных материалов. Разрешение печати несколько уступает таким высокоточным методам, как SLA или SLS. Технология допускает производство достаточно крупногабаритных моделей. Ведущими производителями LOM-машин являются компании: Mcor Technologies Ltd (Ирландия) и Solido Ltd (США).

Технологии аддитивного производства также классифицируются по методу образования слоя:

##### 1. Bed Deposition

При использовании технологии данного метода сначала формируют слой, насыпают на поверхность рабочей платформы порошковый материал и разравнивают порошок с помощью ролика или «ножа», формируя ровный слой материала определенной толщины. Затем выборочно обрабатывают порошок в сформированном слое лазером или иным способом, скрепляя частички порошка в соответствии с текущим сечением исходной CAD-модели.

В процессе формирования слоя положение плоскости построения неизменно, при этом часть строительного материала остается в созданном слое нетронутой. Указанной технологии достаточно точно соответствует термин селективный синтез или селективное лазерное спекание. После завершения построения платформа перемещается в вертикальном направлении на величину шага построения и на ней формируют новый слой.

Процессы объединения материала, распределенного на платформе, заложены в основу различных видов технологического оборудования для производства деталей методами аддитивных технологий:

- SLM – Селективное лазерное плавление (Selective Laser Melting, SLM Solutions,);
- DMLS – Прямое лазерное спекание металлов (Direct Metal Laser Sintering, EOS);
- 3DP – Струйная трехмерная печать (Three-Dimensional Printing, Z Corporation,)
- EBM – Электронно-лучевое плавление (Electron Beam Melting, Arcam);

##### 2. Direct Deposition

Термин переводится как «прямое или непосредственное осаждение материала», т. е. направление энергии и осаждение материала в конкретную точку построения. Иными словами, в отличие от первого метода, материал подается в конкретное место, куда в данный момент времени подводится энергия и где идет процесс формирования детали.

К методу Direct Deposition, относят следующие технологии:

- LENS – Технология лазерной наплавки (компания Optomec, США);
- MJS – Многофазное затвердевание струи (компания Fraunhofer IFAM, Германия)
- DMD – Прямое нанесение металла (компания POM, США);

Методы получения металлических порошков условно делят на физико-химические и механические. Общим требованием к порошкам для аддитивных технологий является сферическая форма частиц и высокая однородность гранулометрического состава. Размеры частиц обычно находятся в пределах от 20 до 100 мкм.

Показатели физико-химических свойств порошков: химический состав, гранулометрический состав, форма и структура частиц, удельная поверхность, микротвёрдость частиц порошка и т.п. Технологические свойства порошков: насыпная плотность, текучесть, прессуемость и т.п.

Методы получения металлических порошков условно делят на физико-химические и механические. К физико-химическим относят методы, связанные с физико-химическими превращениями исходного сырья, при этом химический состав и структура конечного продукта –

порошка – существенно отличается от исходного материала. Основными физико-химическими методами получения порошков являются: восстановление оксидов и солей; электролиз; диссоциация карбониллов и гидрометаллургический способ [4].

Механические методы обеспечивают производство порошка без существенного изменения химического состава сырья. К механическому методу относятся различные виды диспергирования расплавов посредством струи газа или жидкости (атомизация) [4]. Более 90% всех порошков, применяемых в аддитивных технологиях, получают методами атомизации (газовой, центробежной и плазменной). При газовой атомизации металл расплавляют в плавильной камере (в вакууме или инертной среде) и затем сливают через специальное устройство – распылитель, где производится разрушение потока жидкого металла струей инертного газа под давлением.

Аддитивные технологии, внедряемые в производство ГТД это, во-первых, возможность создавать способы лучшего охлаждения лопатки, а значит, появляется перспектива повышения температуры в камере сгорания с лучшей организацией внутрикамерных процессов за счет более полного смешения компонент топлива. Во-вторых, появляется возможность обеспечения микронной точности изготовления деталей. В этом случае устраняется нестабильность поля температуры газа за камерой сгорания, которая существует из-за высоких допусков на штамповку обечаек жаровой трубы камеры сгорания. При этом коэффициент окружной неравномерности поля температуры газа перед сопловой лопаткой уменьшается на 10%, что соответствует снижению на 30° от максимальной «пиковой» температуры газа. В-третьих, повышается экономичность и происходит упрощение производственных процессов. В совокупности преимуществ технологий вектор развития отрасли направлен на увлечение удельных характеристик ГТД.

#### **Библиографический список**

1. ASTM Standard F2792, Standard terminology for additive manufacturing technologies Электрон. дан. 2013. – Режим доступа: <http://www.astm.org/Standards/F2792.htm>
2. Смуров И.Ю., Мовчан И.А., Ядройцев И.А. и др. // Вестник МГТУ Станкин. 2011. Т. 2. № 4. С. 144–146.
3. Волосова М. А., Окунькова А.А. Пути оптимизации процесса селективного лазерного плавления при помощи выбора стратегии обработки лазерным лучом // Известия самарского научного центра российской академии наук. 2012. – №14. – с.587-591.
4. Зленко М., Попович А.А., Мутылина И.Н. Аддитивные технологии в машиностроении. СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2013.–222с.

УДК 539.373

### **ФОРМИРОВАНИЕ ОТВЕРСТИЙ И РЕЗЬБЫ ВЫСОКОГО КАЧЕСТВА В КОМПОЗИЦИОННОМ МАТЕРИАЛЕ МЕТОДОМ ПРОКАЛЫВАНИЯ**

*Д. А. Федотов, К. Г. Скворцов*

*АО «Авангард»*

#### **1. Альтернативный способ получения отверстия**

При создании композитных изделий любого назначения возникает необходимость сборки и соединения отдельных элементов конструкции и деталей между собой. Реализация механического соединения связана со сверлением отверстий в стенке уже отвержденных композитных деталей, что приводит к перерезанию нитей и потере прочности при растяжении волокнистого материала, растрескиванию связующего и расслоению композитного материала по стенке отверстия.

Альтернативой просверленным отверстиям является формование их методом прокалывания [1 – 3] в еще неотвержденном полимерно-волокнистом материале конструкции. В процессе формования отверстия с помощью заостренного стержня - индентора происходит раздвигание нитей и нарушение регулярной структуры материала изделия. Силовое поле армирующих волокон не прерывается. Стенка отверстия из-за повышенного содержания волокон уплотняется.

Впервые идея прокалывания отверстий в армированных пластиках предложена в работе Эйдельмана Л. Я. [1]. Несмотря на то, что при получении таких отверстий армирующие волокна остаются целыми, в них создаются растягивающие напряжения, которые могут, при определенных условиях, сохраниться в отвержденном материале в виде остаточных напряжений. В предельном состоянии крайние нити, соприкасающиеся со стержнем, могут разрушаться. Существуют технологические приемы снижения этих напряжений: Колганов и др. [2, 4, 5]. Например,

прокалывающий стержень должен иметь переменное сечение, нижняя часть которого имеет диаметр больше заданного. Таким образом, прокалывающий стержень под действием силы оформляет отверстие диаметром больше заданного и фиксируется в положении, когда верхняя часть стержня будет располагаться в отверстии. Образовавшийся зазор вследствие упругих деформаций заполняется полутвержденным материалом. В результате напряжения в нитях композиционно-волокнутого материала резко уменьшаются [2].

В результате прокола нити теряют свое первоначальное прямолинейное положение, изгибаются и растягиваются. Наибольшему деформированию подвергаются нити, соприкасающиеся с поверхностью стержня. При этом образуется так называемая «стрелка раскола слоя», протяженность ее составляет несколько диаметров отверстия (рисунок 1). Осуществляют прокол отверстия на стадии, когда композиционный материал находится в неотвержденном состоянии. В процессе прокола по мере продвижения конической части стержня увеличивается зона уплотнения материала и повышается внутрислойное давление, которое приводит к перетеканию вязкого связующего через пористую волокнистую арматуру материала. При достаточно медленном процессе прокалывания через некоторое время наступает равновесное состояние измененной структуры материала с внедренным в нее индентором.

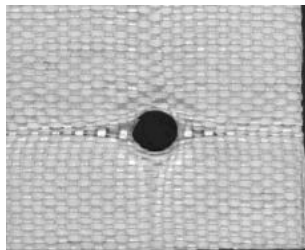


Рис. 1. Отверстие диаметром 20 мм, выполненное методом прокола в ткани TP-0,7-80

Экспериментальные исследования, выполненные Л.-В. Чангом с соавторами [6] установили, что прочность на растяжение плоских образцов из тканых углепластиков и стеклопластиков с отформованными отверстиями диаметром  $3,15 \div 9,53$  мм повышается на  $2,7 \div 38,3\%$  по сравнению с просверленными образцами.

Испытания на растяжение, проведенные на многослойных тканых стеклопластиковых образцах с отверстием 8 мм показали снижение прочности на растяжение по сравнению с цельными образцами на 31,7% и 4,2% соответственно для просверленных и отформованных отверстий [7]. Положительный результат с прокалыванием отверстий диаметром 16 мм в намотанном однонаправленном стеклопластике достигнут при внеполусной заделке штуцера в тонкостенную оболочку при изготовлении торовых баллонов [8].

## 2. Конечные деформации препрегов

Препреги настолько податливы, что обладают некоторыми свойствами пластичности. Это позволяет проводить с ними глубокую переработку. В результате уже сформированное изделие может приобрести новые формы с изменением размеров. Такое обстоятельство открывает перед технологами большие возможности, позволяющие в некоторых случаях упростить оснастку, уменьшить период изготовления изделия, повысить качество изделия и его прочностные свойства.

Под действием внешней нагрузки могут возникать растягивающие напряжения в нитях, усилия сжатия нитей в поперечном направлении, взаимное смещение нитей одного семейства по нитям второго семейства. При этом в плоскости их соприкосновения возникает сила сопротивления их относительному скольжению, т. е. сила трения скольжения. Величина этой силы, конечно, зависит от многих факторов, основными из которых являются: способ переплетения семейств нитей, вязкость связующего, а, следовательно, температура композиционного материала, давление внутри слоев пакета. Сила трения скольжения  $\tau$  между семействами нитей может принимать значения от нуля до значения  $\tau_{пр}$ , называемого предельной силой трения скольжения. Величина силы трения будет равна предельному значению  $\tau_{пр}$  лишь тогда, когда действующая на нить сдвигающая сила достигает такого значения, что при малейшем ее увеличении нити начинают двигаться (скользить). Такой способ рассмотрения напряженно-деформированного состояния препрегов предложен в работе Сахоненко С. В. [9].

## 3. Зависимость между напряжениями и деформациями при растяжении тканого материала

Предметом исследований являются препреги, которые представляют собой многослойную композицию из тканого материала и полимерного связующего. Связующее находится в состоянии наименьшей вязкости, например, в разогретом состоянии до температуры 80°C. Для того, чтобы перейти к дальнейшим исследованиям, сделаем одно важное допущение: нити в тканых препрегах являются абсолютно гибкими. Это означает, что они обладают следующими свойствами [10]: нити работают только на растяжение (отсутствие изгибной жесткости приводит к потере устойчивости при появлении сжимающих усилий в направлении по касательной к нити); усилие, растягивающее нить, всегда направлено по касательной к нитям.

В работе японских авторов [11] для описания зависимости между нагрузкой и деформацией у тканых материалов при двухосном растяжении использовалась зависимость, подобная обобщенному закону Гука

$$\begin{aligned}\varepsilon_{11} &= s_{11}\sigma_{11} + s_{12}\sigma_{22}, \\ \varepsilon_{22} &= s_{21}\sigma_{11} + s_{22}\sigma_{22},\end{aligned}\quad (1)$$

где  $s_{ij}$  - некоторые постоянные [11].

Однако указанные формулы применимы только при малой деформации, т. е. когда растягивающая деформация составляет не более 20% от разрывной. Упругие постоянные  $s_{ij}(i, j = 1, 2)$  определяются с помощью двух двухосных экспериментов на образцах-полосках.

Зависимости (1) дают значительную ошибку при больших деформациях. Поэтому они неприемлемы, например, при построении теории расчета прокалываемых отверстий. Такими зависимостями могут быть

$$\begin{aligned}\varepsilon_{11} &= s_{11}\sigma_{11} + s_{12}\sigma_{22} + \gamma_{11}, \\ \varepsilon_{22} &= s_{21}\sigma_{11} + s_{22}\sigma_{22} + \gamma_{22}.\end{aligned}\quad (2)$$

Как показали ранее проведенные многочисленные испытания, зависимости (2) наиболее точно описывают связь между нагрузкой и деформациями в области предельных деформаций. Экспериментально показано, что для тканей гладкого переплетения (полотняного, сатинового и саржевого плетений) коэффициенты  $s_{12}$  и  $s_{21}$  можно положить равными нулю [12]. В этом случае

$$\begin{aligned}\varepsilon_{11} &= \frac{\sigma_{11}}{E_{11}} + \gamma_{11}, \\ \varepsilon_{22} &= \frac{\sigma_{22}}{E_{22}} + \gamma_{22},\end{aligned}\quad (3)$$

где  $\varepsilon_{11}$  - относительная деформация ткани при растяжении в направлении основы;  $\sigma_{11}$  - напряжения растяжения ткани в направлении основы;  $\gamma_{11}$  - коэффициент, описывающий свойство необратимости деформации при растяжении ткани в направлении основы;  $E_{11}$  - модуль упругости при растяжении ткани в направлении основы;  $\varepsilon_{22}, \sigma_{22}, \gamma_{22}, E_{22}$  - аналогично, но в направлении утка.

При подтверждении зависимостей (3) путем испытаний полоса ткани нагружалась поперечными растягивающими нагрузками. Затем одновременно производилось нагружение этой же полосы в продольном направлении. Такие испытания проводились на семи видах тканей гладкого переплетения. Оказалось, что на всем диапазоне нагружения продольными нагрузками при постоянной нагрузке в поперечном направлении не наблюдалось деформации в поперечном направлении. Из этого был сделан вывод, что для тканей гладкого переплетения из многоволоконных нитей справедливы зависимости (3). Первая стадия сжатия заканчивается еще при относительно малых усилиях растяжения в нитях. Это приводит нас к выводу, что для тканей гладкого переплетения, выполненных из многоволоконных нитей, должно быть

$$s_{12} = s_{21} = 0$$

Таким образом, для тканей гладкого переплетения зависимости (2) могут быть представлены в виде (3).

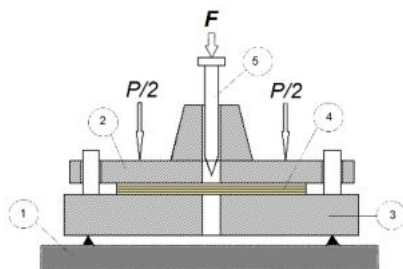
В процессе переработки текстильные каркасы испытывают различные виды нагружения, основными из которых являются двухосное растяжение и сжатие. Однако, ввиду абсолютной гибкости нитей сжатие в обычном смысле в направлении плоскости ткани невозможно, так как оно приводит к потере устойчивости текстильного каркаса. Существует и другой вид сжатия. Силы, осуществляющие такое сжатие, лежат в плоскости ткани и направлены поперек нитей. В составе тканого материала такое сжатие может быть осуществлено только совместно с растяжением второго семейства нитей. Например, при перемещении одного семейства нитей вдоль второго у последнего семейства возникают растягивающие напряжения. А первое семейство нитей сжимается в перпендикулярном направлении к нитям.

На основании проведенных исследований можно предположить, что в условиях поставленной задачи о сжатии тканого материала само сжатие осуществляется следующим образом. Происходят геометрические изменения параметров сечения нити до установления тех размеров, которые обеспечивают целостность ее формы независимо от величины приложенной внешней нагрузки. Также происходит параллельный сдвиг нитей, уменьшая расстояния между соседними нитями. В результате в районе прокалываемого отверстия образуется жесткое ядро, увеличивающееся в размере. Сжатие сечения нити происходит в две стадии. Вторая стадия сжатия семейства нитей характеризуется только упругими деформациями. Если на первой стадии деформации сжатия значительны, то во время второй стадии сжатия деформация на несколько порядков меньше. Это объясняет существование предельного значения диаметра отверстия при проколе. Силы трения в композиционном материале увеличиваются настолько, что становится невозможным дальнейшее уплотнение нитей в районе отверстия при достижении его предельного значения [13], другими словами, у каждого типа ткани существует предельный диаметр отверстия, свыше которого прокол отверстия и получения резьбы методом прокола невозможны.

4. Экспериментальные исследования по определению влияния прокола отверстий на прочность конструкций из композиционных материалов

Было разработано специальное приспособление для прокола отверстий различных диаметров в стеклопластиковых плитах толщиной до 30 мм, а также прокалывающие элементы для гладких отверстий и отверстий с резьбой.

Схема устройства для проведения экспериментов по проколу неотвержденного препрега показана на рисунке 2.



1 – основание, 2 – подвижная плита, 3 – неподвижная плита, 4 – пакет препрега, 5 – индентор, F – усилие, прикладываемое на индентор, P – усилие сжатия пакета препрега.

Рис. 2. Схема устройства для прокола отверстия (устройство для прогрева препрега не показано)

#### 4.1. Испытание образцов на растяжение

Испытаниям подвергались образцы, вырезанные из изготовленных заранее пластин размером 350x350 мм. Для изготовления пластин была выбрана ткань Т-13П, пропитанная связующим ЭП-5122. Пластины изготавливались на специальном приспособлении (рисунок 2). Слои ткани укладывались чередованием утка и основы. Такой приём позволил получать характеристики материала пластин, одинаковые во всех направлениях армирования. В центре каждой пластины изготавливались отверстия методом прокола.

Были изготовлены 18 пластин с проколотыми в центре отверстиями диаметром 6; 9; 13; 16; 18 и 20 мм. По 3 пластины на каждый диаметр. Из них вырезались образцы: по 1 с проколотым отверстием, 2 образца, у которых отверстия были просверлены и по 2 образца без отверстий. Ширина образцов определялась равной 3 диаметрам отверстия. Образцы с отверстиями 20 мм были шириной 50 мм. Все образцы подвергались растяжению до разрушения. Результаты испытаний представлены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты испытаний образцов на растяжение

№	Сила разрушения, кН					
	ø6	ø9	ø13	ø16	ø18	ø20
1	24,5	34,1	38,3	42,1	46,1	19,4
	22,8	33,2	40,1	40,9	45,4	24,3
	21,9	35,2	37,5	44,1	43,2	27,6
2	15,9	21,4	27,2	30,2	33,1	25,9
	14,8	22,6	25,7	31,1	32,4	20,8

	10,4	20,4	23,4	27,8	30,1	19,4
3	17,1	22,0	24,2	32,4	30,9	25,3
	13,4	20,6	28,1	29,1	34,2	28,6
	11,5	18,4	20,8	28,6	31,6	21,4
4	38,8	54,2	68,9	98,4	105,3	94,5
	40,1	56,1	70,1	96,4	108,6	96,0
	36,2	55,4	67,2	95,8	105,4	92,1
5	37,4	53,2	69,3	94,4	101,3	92,8
	38,1	55,8	72,1	100,1	107,6	95,1
	41,2	54,0	67,4	94,3	108,4	98,4

В таблице 1 образцы под номером 1 – с проколотым отверстием; №2 и №3 – те, у которых отверстия были просверлены; №4 и №5 – без отверстий.

Ниже представлены результаты сравнения прочности проколотого отверстия с просверленным

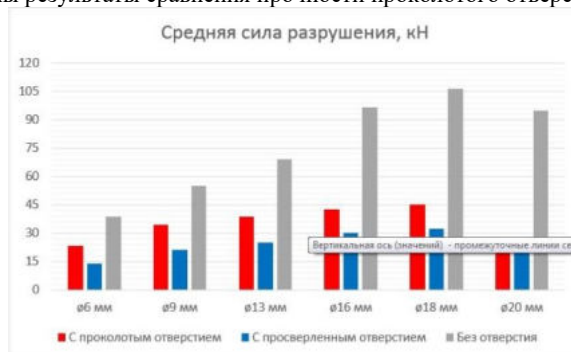


Рис.3. Результаты сравнения, проколотого с просверленным отверстием

По результатам проведенных испытаний были сделаны следующие выводы:

1. Для ткани Т-13П отверстие  $\varnothing 20$  мм является предельным размером при его проколе. При этом требовалась значительная нагрузка для осуществления прокола. Происходило закусывание ткани между прокалывающим элементом и краем отверстия у втулки. Такое положение вызвано невозможностью дальнейшего сжатия нитей перпендикулярно к ним и стало невозможным дальнейшее расширение отверстия. При проколе отверстия диаметром 18 мм – подобного не наблюдалось. Следовательно, можно утверждать, что предельное значение отверстия для осуществления прокола в ткани Т-13П находится в пределах от 18 до 20 мм.

2. Для ткани Т-13П отверстия  $\varnothing 6$  мм и менее не создают концентрацию напряжений возле отверстий в материале стеклопластика.

3. Конструкции с проколотыми отверстиями примерно в полтора раза прочнее по сравнению с конструкциями, у которых отверстия просверлены.

4. С увеличением диаметра прокалываемого отверстия концентрация напряжений увеличивается.

4.2. Испытание образцов на срез

Для проведения испытаний были изготовлены 5 плит с проколотыми отверстиями. Из этих же плит были вырезаны образцы для проведения испытаний. При этом один образец с проколотым отверстием, а два – с просверленными. В отверстия вставлялись втулки, через которые осуществлялось нагружение образца. Схема нагружения показана на рисунке 4.

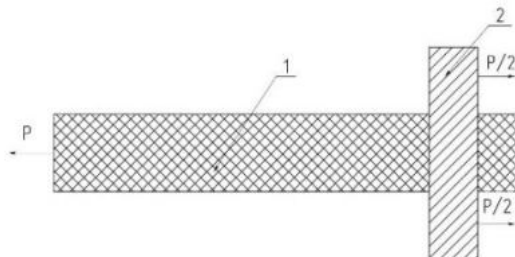


Рис. 4. Схема испытания образца на срез

Нагрузка  $P$  приложена с одной стороны к образцу, а с другой – к втулке. При таких испытаниях втулка срезает материал образца по двум плоскостям. Результаты испытаний приведены в таблице 2.

Таблица 2. Результаты испытания образцов на срез

№ п/п	Толщина плиты, мм	Диаметр отверстия, мм	Разрушающая сила $P$ , Н		
			Просверленное отверстие		Проколотое отверстие
			№1	№2	
1	10	13	37600	39000	62600
2	10	9	24500	24400	47600
3	10	6	17800	17200	51400
4	5	6	7100	7400	28400
5	5	20	15700	16300	31000

Анализ таблицы 2 показывает, что разрушающие напряжения на срез у образцов с проколотыми отверстиями в 2-3 раза больше, чем у образцов с просверленными. Этот результат объясняется тем, что в первом случае нити армирующего материала возле отверстия не перерезаны, а сверление перерезает их. Значительный эффект для отверстий, полученных методом прокола, позволяет рекомендовать технологию получения таких отверстий для внедрения в изделия, которые в результате внешнего воздействия испытывают значительные срезающие напряжения.

#### 4.3 Испытание на срез резьбы, полученной в препреге методом прокола

Для получения плит с отверстиями с резьбой были изготовлены прокальвающие элементы, показанные на рисунке 5, у которых на цилиндрической части нарезана резьба. Были изготовлены пять плит с различными диаметрами отверстий. Для испытаний резьбы в отверстия были вкручены болты с соответствующей резьбой.



Рис. 5. Прокальвающие элементы с резьбой

К болту прикладывалась вырывающая сила  $P$  до разрушения резьбы. Результаты проведенных испытаний представлены в таблице 3.

Таблица 3. Результаты усилий вырывания болта из отверстия с резьбой

№ п/п	Толщина плиты, мм	Диаметр отверстия, мм	Усилие разрушения $P$ , Н		
			$P$ , Н	$\sigma$ , МПа	$\tau$ , МПа
1	10	5	11000	300	72
2	10	10	28400	380	82
3	10	16	32800	364	109
4	10	20	27000	90	45
5	10	20	14800	49	24

В таблице в столбце ( $\sigma$ ) представлены напряжения растяжения, которые вызывают напряжения растяжения в болте, при которых происходит разрушение стеклопластиковой резьбы. В столбце ( $\tau$ ) представлены средние напряжения среза резьбы.

По результатам испытаний были сделаны следующие выводы:

1. Диаметр отверстия величиной 20 мм для ткани Т-13П представляет собой предельный случай, поэтому результаты испытаний для такого диаметра не отражают общей закономерности.
2. Напряжения среза стеклопластиковой резьбы имеют величину равную пределу прочности на срез материала. Таким образом прокол отверстия с резьбой позволяет достигнуть максимальной величины прочностных характеристик.
3. При испытаниях болт был завинчен без клеевой прослойки. Включение клеевой прослойки очевидно поможет увеличить прочность резьбового соединения.

## 5. Заключение

Известен способ изготовления отверстий в изделиях из композиционных материалов [14]. Известны также способы получения отверстий в неотвержденном композиционно-волокнистом материале [15, 16]. В формулах этих изобретений отсутствует упоминание о возможности изготовления в стеклопластике отверстий с резьбой под крепежные элементы. Таким образом, способ изготовления отверстий с резьбой и без резьбы в изделиях из армированных пластмасс путем прокалывания заостренным стержнем неотвержденного материала с раздвиганием арматуры отличается от существующих методов сверления и нарезания резьбы. Такое нововведение позволяет уменьшить в несколько раз концентрацию напряжений в изделиях с отверстиями и существенно повысить их прочность.

### Библиографический список

1. Игла для прокалывания отверстия: а. с. / Л. Я. Эйдельман. № 78397; заявл. 30.07.47; опубл. 1.12.50.
2. Способ получения отверстий в композиционном материале: а. с. / А.В. Колганов, В.М. Сахоненко. № 1445978; заявл. 31.07.86; опубл. 22.08.88.
3. Комков М.А. Моделирование процесса формования отверстий в изделиях из неотвержденного полимерно-волокнистого материала / М.А. Комков, А.В. Колганов // Вестник машиностроения МВГТУ им. Баумана, 2004. № 8. С. 15-18.
4. Fink B. Development of reinforced plastics hull structures for deep diving submersible vehicles / B. Fink // Proc. SPI, 20 – the Annual Conference, sect. 1-A., 1965.
5. Horris C.B. Strength of combined stress / C.B. Horris // Forestry Products Report, 1950.
6. Chahg L.-W. Notched strength of woven fabric composites with molded-in holes / L.-W. Chahg, S.-S. Yau, T.-W. Chou // Composites, 1987. № 18 (3). P. 233-241.
7. Устройство для получения отверстий в изделиях: а. с. / А.В. Колганов, Е.П. Либерт, В.М. Сахоненко. № 1431945; заявл. 16.12.86; опубл. 22.06.88.
8. Комков М.А. Определение конструктивных и технологических параметров намотки композитных баллонов торовой формы / М.А. Комков. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. 24 с.
9. Сахоненко С.В. Математическое моделирование напряженно-деформированного состояния препрегов для нахождения максимальных напряжений вблизи проколотого круглого отверстия: диссертация на соискание ученой степени кандидата физ.- мат. наук: 6.03.09 / С.В. Сахоненко. Минск, 2009. 154 с.
10. Дукельский А.И. Подвесные канатные и кабельные краны / А.И. Дукельский. М.: Машгиз, 1951. 215 с.
11. Whintey J.M. Stress analysis of thick laminated composite and sandwich plates / J.M. Whintey // J. Compos. Mater, 1972. № 6. P. 426-440.
12. Колганов В.И. Особенности построения методики эксперимента для нахождения коэффициентов внутреннего трения препрегов / В.И. Колганов [и др.] // Неразрушающий контроль и диагностика: материалы XVI Российской научно-технической конференции, С-Пб, 9-12 сентября 2002. С. 19-22.
13. Колганов В.И. Моделирование процессов растяжения и сжатия в материале препрегов при выполнении отверстий / В.И. Колганов [и др.] // Вопросы оборонной техники. Серия 15. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. М.: НТЦ «Информтехника», 2004. Вып. 1(134)-2(135). С. 31-37.
14. Булановский П.И. Механическая обработка стеклопластиков. Л.: Машиностроение, 1969. 133с.
15. Патент № 57-137114 Япония; кл. В 29 D 3/02, 1981.
16. Патент № 149292 Великобритания; кл. В 29 D 22/14, 1976.

УДК 629.78.082:681.26

### РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ТЕХНОЛОГИИ ВЕСОВОГО ДОЗИРОВАНИЯ ДЛЯ ЗАПРАВКИ БАКОВ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ КОМПОНЕНТАМИ ТОПЛИВА С. В. Черкасский, П. Ю. Туранов, В. М. Шульга

В последнее время для решения ряда задач в областях навигации, спутниковой связи, мониторинга природной обстановки Земли все активнее начинают использоваться малоразмерные космические



аппараты (МКА), работающие на невысоких орбитах. Актуальной является задача заправки баков МКА компонентами ракетного топлива (КРТ). Имеющиеся системы заправки на заправочных станциях обеспечивают заправку баков КА с погрешностью  $\pm 0,15$  кг для доз КРТ массой менее 50 кг.

Масса некоторых МКА лежит в пределах от 50 кг до 150 кг, масса доз: от 0,3 кг до 10 кг. Требуемая погрешность заправки: не более  $\pm 0,01$  кг.

Современная технология заправки предполагает заправку баков КА непосредственно из транспортно-заправочных контейнеров, установленных на платформу мобильных весов. Масса брутто ТЗК с горючим и окислителем равна 260 кг и 450 кг соответственно, т.е. для заправки МКА необходимо использовать весы с максимальной нагрузкой (Max) равной 500 кг. Технические характеристики весов с Max=500 кг не позволяют провести заправку с требуемой точностью.

Для уменьшения погрешности заправки МКА предложен следующий подход:

- изменить схему заправки, а именно, заправку производить из ТЗК в МКА, установленные на платформу весов (это позволит уменьшить Max весов);
- для заправки использовать методики измерений, рекомендованные в работах [1,2].

В работе [1] рассмотрена методика заправки с проведением юстировки весов непосредственно перед заправкой (методика № 1). В работе [2] изучена методика заправки по методу компарирования, при реализации которого масса выданной дозы КТ сравнивается с массой эталонных гирь, а весы служат в качестве компаратора (методика № 2).

Для экспериментальной отработки предложенного подхода была собрана экспериментальная установка. В качестве рабочих весов служили весы ВКС-200.

Описание весов ВКС-200.

Функциональная схема ВКС приведена на рисунке 1.



Рис. 1. Функциональная схема ВКС

ВКС состоит из устройства грузоприемного, размещаемого в зале заправки (взрывоопасная зона), и блока питания, размещаемого в чистой зоне. В состав устройства грузоприемного входит собственно конструктив устройства, датчик тензорезисторный ДТВ, блок АЦП и весовой терминал.

Внешний вид ВКС показан на рисунке 2. Весовой терминал устанавливается на поворотной стойке, которая при переводе в транспортное положение укладывается на ложемент 2.



Рис. 2. ВКС в транспортном и рабочем состоянии.

При работе грузоприемное устройство устанавливается в горизонтальной плоскости при помощи регулируемых опор по показаниям пузырькового уровня 1. Размер платформы 800 мм x 800 мм. Платформа изготовлена из нержавеющей стали.

Принцип действия ВКС следующий: тензорезисторный датчик ДВТ вырабатывает аналоговый электрический сигнал, пропорциональный массе КРТ в ТЗК; в блоке АЦП сигнал оцифровывается и подается в терминал весовой, где он обрабатывается по специальному алгоритму, и результат в единицах массы индицируется на индикаторе терминала.

ВКС имеет два режима работы: весовой и режим дозирования. При работе в весовом режиме на индикаторе весового терминала индицируется значение массы груза, установленного на платформу ВКС. Режим дозирования предназначен для обеспечения выдачи заданной дозы КРТ в изделие.

Перед проведением выдачи дозы в системе заправки в ручном режиме выполняются подготовительные операции: заполнение магистралей, пролив магистралей, контрольная выдержка. Наблюдение за изменением массы КРТ при выполнении этих операций проводится по показаниям ВКС-200 в весовом режиме. В режиме дозирования возможна реализация заправки двумя способами:

- выдача дозы в изделие из ТЗК, установленного на весы (режим «слив»);
- выдача дозы из ТЗК в изделие, установленное на весы (режим «налив»).

Для реализации второго способа необходимо выбрать из меню режим «налив» и ввести в память ВКС-200 значение заданной дозы Мд.з.

Перед началом дозирования на табло терминала индицируется значение Мд.з. со знаком «-», т.е. Инач.- Мд.з. (здесь и далее буквой I обозначаются показания весового терминала). После открытия отсечного вентиля текущие абсолютные показания весового терминала Iтек. убывают и при достижении нулевых показаний отсечной вентиль закрывают. После закрытия вентиля на табло весового терминала будет индицироваться значение Iкон.

Если:

Iкон.<0, доза по показаниям ВКС выдана меньше на величину Iкон. ,

Iкон.=0, доза по показаниям ВКС выдачи точно,

Iкон.>0, доза по показаниям ВКС выдана больше на величину Iкон. .

Таким образом, Iкон. является, по своей сути, погрешностью, с которой оператор вручную отсекает дозу, т.е. это погрешность отсечки Дотс. Заранее пронормировать эту погрешность невозможно, поскольку она имеет, в основном, субъективный характер. Но ее можно оценить на основе статистического анализа экспериментальных результатов и, к тому же, при каждой выдаче дозы она определяется экспериментально, поскольку Дотс.= Iкон..

Устройства выполнены во взрывозащищенном исполнении [3], прошли испытания в целях утверждения типа и занесены в реестр средств измерений РФ [4]. Метрологические характеристики ВКС были пронормированы по техническим условиям в соответствии с рекомендациями работы [5]. Пределы допускаемых погрешностей при статическом взвешивании и взвешивании выдаваемой дозы приведены в таблице 1.

Таблица 1. Метрологические характеристики ВКС-200.

1	Пределы допускаемой абсолютной погрешности при статистическом взвешивании, кг: в диапазоне от 0,4 кг до 10 кг в диапазоне от 10 кг до 40 кг в диапазоне от 40 кг до 100 кг в диапазоне от 100 кг до 200 кг	$\pm 0,02$ $\pm 0,04$ $\pm 0,06$ $\pm 0,15$
2	Пределы допускаемой абсолютной погрешности взвешивания дозы в диапазоне выдаваемых доз, кг: в диапазоне от 0,4 кг до 10 кг в диапазоне от 10 кг до 40 кг в диапазоне от 40 кг до 100 кг	$\pm 0,02$ $\pm 0,04$ $\pm 0,06$

Действительная цена деления (дискретность отсчета) ВКС-200 равна 20 г. При работе ВКС-200 в системе заправки допускается устанавливать уменьшенную цену деления равную 2 г или 5 г.

Для проведения экспериментов была собрана экспериментальная установка, схема которой приведена на рис. 3.

Основными элементами экспериментальной установки являются:

- пневматическая система (ПС), состоящая из компрессора с ресивером и регулятора давления, предназначенная для создания рабочего давления;
- емкость E2, предназначенная для хранения заменителя КРТ – воды ( $V=1\text{ м}^3$ ) с насосом Н1;
- заправочная емкость E1 ( $V=250\text{ л}$ );
- весы ВКС-200;
- сливная емкость E3, предназначенная для приема воды при выполнении операции пролива;
- система вентилях ВН1-ВН10, предназначенная для коммутации при выполнении технологических операций;
- дюза ДРН, предназначенная для обеспечения малого расхода.

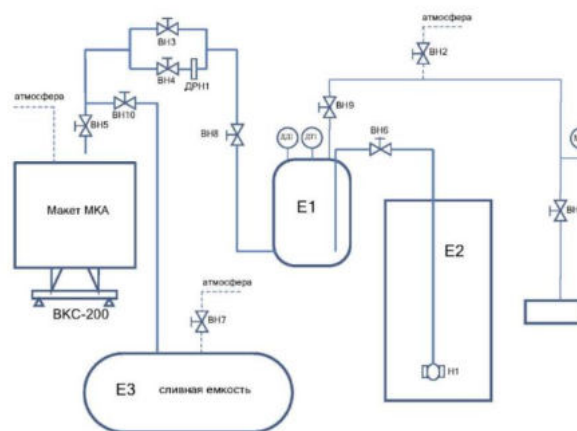


Рисунок 3. Схема экспериментальной установки

В верхней части заправочной емкости установлены датчики давления ДД1 и температуры ДТ1 и вентиль ВН9, к которому подсоединена пневматическая магистраль, предназначенная для подачи вытесняющего газа. Гидравлическая магистраль с установленным вентилем ВН8 служит для выдачи заменителя КРТ (воды). Отсечные вентили большого и малого расхода ВН3 и ВН4 предназначены для запуска и остановки процесса выдачи дозы, а также операций заполнения и пролива магистралей. К тому же, ВН4, включенный последовательно с дюзой ДРН, используется для выдачи КТ малым расходом при завершении дозирования. ВН5 является запорным вентилем на «изделии». При проливе магистралей, задействуется ВН10 и емкость E3. Заполнение водой заправочной емкости производится из емкости E2 при помощи насоса Н1. Вентиль ВН1 является частью пневматической системы и служит для подачи вытесняющего газа для всех потребителей, участвующих в испытаниях. Манометр

M1 используется для контроля давления подачи газа. Связь с атмосферой для емкостей обеспечивают ВН2 и ВН7.

Заполнение заправочной емкости и выдача дозы воды в емкость-имитатор МКА производили путем вытеснения воды из емкости Е1 воздухом под давлением порядка 0,3 МПа.

Проведение экспериментов и их результаты.

Для отработки технологии весового дозирования с использованием методик № 1 и № 2 было принято решение выдать по 10 доз следующей массы: 0,42 кг, 3,9 кг, 7,2 кг.

Эти дозы последовательно выдавали из емкости Е1 в контрольную емкость (макет МКА), установленную на платформе ВКС-200. Дополнительно на платформу весов были установлены гири массой 140 кг для того, чтобы суммарная масса гирь и контрольной емкости соответствовала массе МКА. В качестве контрольной емкости использовали пластиковую емкость с V=10л. При заполнении емкости из нее вытесняется воздух, массу которого  $M_{воз}$  необходимо учитывать.

Значение  $M_{воз}$  рассчитывали по формуле, приведенной в работе [6].

После выдачи дозы контрольную емкость устанавливали на ВМ 24001 и определяли массу  $i$ -той дозы  $M_{к.в.}^i$  по показаниям контрольных весов. (Здесь следует учесть, что перед началом дозирования контрольную емкость устанавливали на ВМ 24001 и обнуляли показания весов).

Действительное значение выданной  $i$ -той дозы  $M_{д.д.}^i$  рассчитывали по формуле:

$$M_{д.д.}^i = M_{к.в.}^i + M_{воз} \quad (1)$$

Абсолютную погрешность  $i$ -той дозы рассчитывали по формуле:

$$\Delta_{д.д.}^i = M_{д.д.}^i - M_{д.з.} \quad (2)$$

Рассчитывали среднее значение выданной дозы по  $n$ -измерениям:

$$\overline{M_{д.д.}} = \frac{\sum_{i=1}^n M_{д.д.}^i}{n} \quad (3)$$

Рассчитывали систематическую погрешность среднего значения выданной дозы:

$$\Delta_{сис.} = \overline{M_{д.д.}} - M_{д.з.} \quad (4)$$

Рассчитывали среднеквадратическое отклонение единичного измерения при доверительной вероятности 0,95:

$$\sigma_{0,95} = K \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (M_{д.д.}^i - \overline{M_{д.д.}})^2}{n-1}} \quad (5)$$

где  $K=2,23$  коэффициент Стьюдента для  $n=10$  измерений.

Изложенный выше материал относится в равной мере к экспериментам по методикам измерений № 1 и № 2. Ниже рассмотрим особенности измерений по этим методикам.

Методика № 1.

ВКС-200 перед началом работ юстировали, а затем выполнили измерения и расчеты по технологии, описанной выше.

Полученные значения  $M_{д.д.}^i$  и  $\Delta_{д.д.}^i$  заносили в таблицу 2.

Таблица 2. Экспериментальные результаты (методика № 1).

Значение дозы	Мз.д.=0,420 кг		Мз.д.=3,900 кг		Мз.д.=7,200 кг	
	$M_{д.д.}^i$ , кг	$\Delta_{д.д.}^i$ , кг	$M_{д.д.}^i$ , кг	$\Delta_{д.д.}^i$ , кг	$M_{д.д.}^i$ , кг	$\Delta_{д.д.}^i$ , кг
№ 1 измерения						
1	0,423	+0,003	3,902	+0,002	7,201	+0,001
2	0,423	+0,003	3,899	-0,001	7,200	0,000
3	0,420	0,000	3,901	+0,001	7,199	-0,001
4	0,421	+0,001	3,899	-0,001	7,200	0,000
5	0,418	-0,002	3,901	+0,001	7,199	-0,001
6	0,421	+0,001	3,899	-0,001	7,200	0,000

7	0,420	0,000	3,900	0,000	7,201	+0,001
8	0,420	0,000	3,900	0,000	7,200	0,000
9	0,419	-0,001	3,899	-0,001	7,199	-0,001
10	0,419	-0,001	3,901	+0,001	7,199	-0,001
$\overline{M}_{d,d}, \text{ кг}$	0,4204		3,9001		7,1998	
$\Delta_{\text{сис.}}, \text{ г}$	+0,4		+0,1		-0,2	
$\sigma_{0,95}, \text{ г}$	±4		±3		±2	

Как видно из таблицы 2, экспериментальные отклонения для всех доз лежат в пределах от -3 г до +3 г.

Основной вклад в погрешность измерений вносит случайная погрешность, которая находится в пределах  $\pm(2\text{г}+4\text{г})$ , что на порядок превышает систематическую погрешность среднего значения (0,1г+0,4г). Это свидетельствует о том, что значительная часть погрешности выдачи дозы обусловлена действиями оператора, который закрывает отсечной вентиль.

Методика № 2.

В этом случае производится сравнение массы выданной дозы с массой эталонных гирь. На платформу ВКС устанавливаются гири массой равной  $M_{d,z}^*$  и показания весов обнуляются. Затем гири снимаются, и производится выдача дозы в контрольную емкость до тех пор, пока показания терминала Гтек. не станут равными 0.

Экспериментальные результаты, полученные при обработке методики № 2, приведены в таблице № 3.

Таблица 3. Экспериментальные результаты (методика № 2).

Значение дозы	$M_{z,d}=0,420 \text{ кг}$		$M_{z,d}=3,900 \text{ кг}$		$M_{z,d}=7,200 \text{ кг}$	
	$M_{d,d}^i, \text{ кг}$	$\Delta_{d,d}^i, \text{ кг}$	$M_{d,d}^i, \text{ кг}$	$\Delta_{d,d}^i, \text{ кг}$	$M_{d,d}^i, \text{ кг}$	$M_{d,d}^i, \text{ кг}$
1	0,421	+0,001	3,900	0,000	7,200	0,000
2	0,418	-0,002	3,900	0,000	7,201	+0,001
3	0,420	0,000	3,903	+0,003	7,199	-0,001
4	0,420	0,000	3,898	-0,002	7,200	0,000
5	0,421	+0,001	3,901	+0,001	7,199	-0,001
6	0,420	0,000	3,902	+0,002	7,199	-0,001
7	0,420	0,000	3,901	+0,001	7,200	0,000
8	0,421	+0,001	3,899	-0,001	7,201	+0,001
9	0,421	+0,001	3,900	0,000	7,200	0,000
10	0,420	0,000	3,900	0,000	7,200	0,000
$\overline{M}_{d,d}, \text{ кг}$	0,4202		3,9004		7,1999	
$\Delta_{\text{сис.}}, \text{ г}$	+0,2		+0,4		-0,1	
$\sigma_{0,95}, \text{ г}$	±2		±3		±2	

Результаты, полученные по этой методике измерений, количественно и качественно согласуются с результатами таблицы № 2.

Экспериментальные отклонения лежат в пределах от -2 г до +3 г. Превалирует случайная составляющая погрешности, достигающая  $\pm 3$  г для дозы массой 3,9 кг. Систематическая погрешность среднего значения не превышает 0,4 г.

Выводы.

1. Применение специальных методик измерений позволяет повысить точность заправки баков изделий.
2. Применение методик измерений и весов ВКС-200 позволит обеспечить заправку баков МКА с требуемой точностью.
3. Для внедрения методик измерений в практику их необходимо аттестовать в соответствии с требованиями ГОСТ Р 8.563-2009.

#### Библиографический список

1. Лебедев А.Г., Шульга В.М. Способ повышения точности заправки малых доз топлива в баки космических аппаратов // Приборы.- 2014.-№7.- С.15-21.
2. Борисов В.Г., Лебедев А.Г., Шульга В.М. Кузнецов В.И., Макаренко В.П., Назаров В.Н. Применение метода компарирования при заправке космических аппаратов компонентами топлива.//Законодательная и прикладная метрология.-2013.-№4.- С.20-24.
3. Сертификат соответствия взрывозащищенных средств измерений, контроля и элементов автоматики №ТС RU С-RU.ГБ06.В.00136 Серия RU №0061166 – Весы контрольные специальные ВКС.
4. Свидетельство об утверждении типа средств измерений RU.C.28.004 А №54707 Весы контрольные специальные ВКС. Регистрационный номер 57009-14.
5. Лебедев А.Г., Шульга В.М. Назаров В.Н. «О погрешности весоизмерительных устройств, работающих в системах заправки космических аппаратах //Законодательная и прикладная метрология.-2015.-№3.- С.18-23.
6. Шульга В.М., Лебедев А.Г. Экспериментальная отработка метода заправки баков космических аппаратов дозами компонентов топлива // Приборы.- 2016.-№1.- С.41-46.

УДК 621.45.03

#### ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В УЗЛАХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*С. С. Чувашов, А. А. Галаджун, А. И. Мустейкис, Р. О. Тетерин, К. Н. Михайлов*

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. 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 термогазодинамический расчёт газоздушного тракта микроТРД согласно техническому заданию, расчёт, профилирование и оптимизация лопаточных машин, камеры сгорания. На основании расчётных параметров определён облик двигателя, созданы проектные модели. Общий вид спроектированного двигателя приведён на рис. 1.

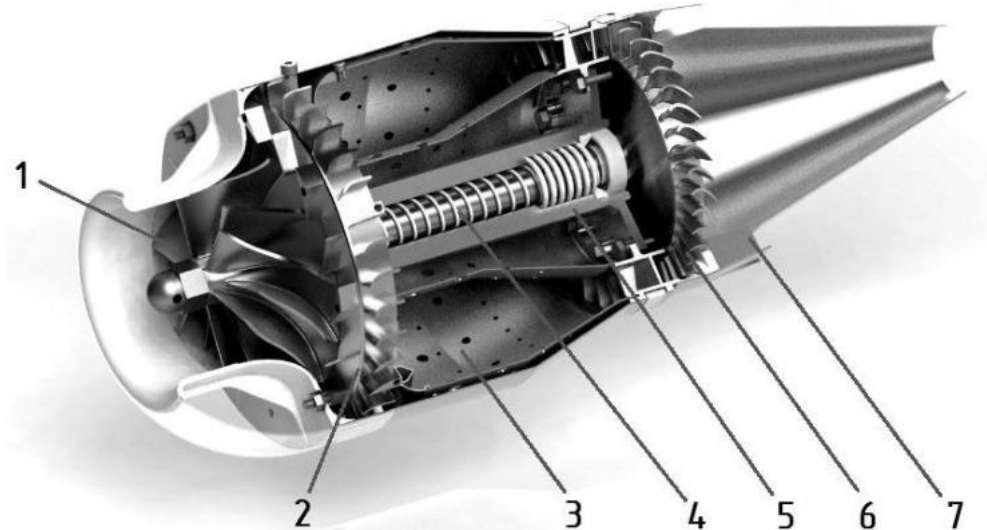


Рис. 1. Облик спроектированного микроТРД:  
1 – центробежный компрессор; 2 – диффузор; 3 – жаровая труба; 4 – вал; 5 – втулка; 6 – турбина; 7 – сопло.

В процессе изготовления узлов двигателя активно использовались аддитивные технологии (послойное лазерное сплавление (ПЛС) металлических порошков на 3D принтере), что связано в том числе с использованием оригинальных конструктивных решений, реализация которых невозможна при помощи традиционных субтрактивных (механическая обработка) и формообразующих (литьё, обработка давлением) технологий. Изготовлены следующие детали: центробежный компрессор (ЦБК), рабочее колесо (РК) и сопловой аппарат (СА) осевой турбины, приведённые на рис. 2 и 3 соответственно.



Рис. 2. Колесо ЦБК.



Рис. 3. РК (слева) и СА осевой турбины (справа).

При рассмотрении применимости аддитивных технологий (ПЛС в частности) 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. Особенности, характерные для данного метода, связаны непосредственно со способом получения детали, который заключается в последовательном добавлении материала путём сплавления тонких слоёв металлического порошка (~25 микрон). Процесс наглядно представлен на рис. 4, различимы островки (обведены на иллюстрации), сканируемые пятном лазера, осуществляющего сплавление слоёв детали.

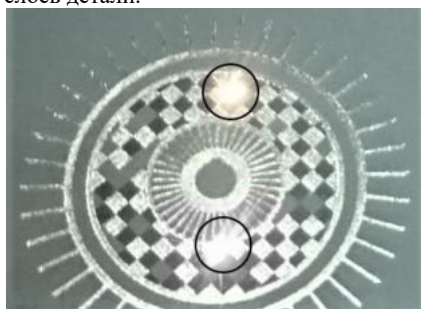


Рис. 4. Процесс печати рабочего колеса осевой турбины.

Так изготовление на 3D принтере позволяет получать пустотелые детали сложной геометрической конфигурации, получение которых затруднительно либо невозможно при помощи литья в связи с невозможностью удаления тел, обеспечивающих форму полостей. Применительно к конкретному рассматриваемому случаю проекта микроТРД, это позволило выполнить диски ЦБК и РК осевой турбины пустотелыми (рис. 5, 6), сохранив требуемую внешнюю геометрию и жёсткость

конструкции, что подтверждается численным экспериментом (рис. 7). При этом была получена выгода по массе 25% для обеих деталей, что немаловажно, учитывая, что данные элементы составляют существенную долю массы двигательной установки.

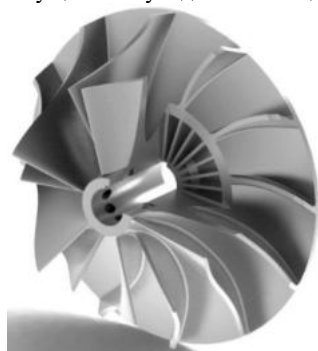


Рис. 5. Модель облегчённого ЦБК.

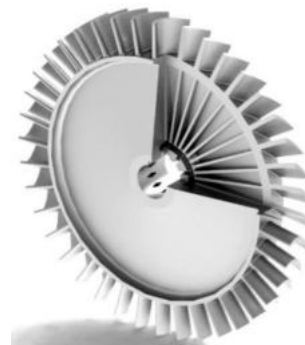


Рис. 6. Модель облегчённого РК осевой турбины.

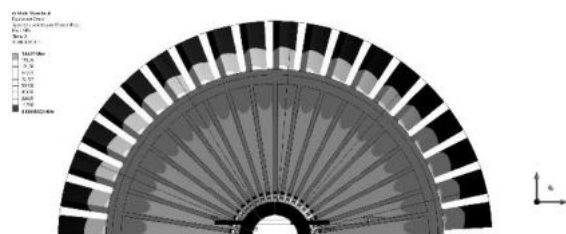


Рис. 7. Распределение напряжений в диске РК осевой турбины.

ПЛС является в значительной степени менее трудоёмкой технологией по сравнению с традиционными, 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, связанных с возможностью «осыпания» слоёв детали, не имеющих достаточной опоры на нижележащие слои. Это ведёт к необходимости расположения на некоторых поверхностях поддержек (см. рис. 7), обеспечивающих целостность детали до окончания её печати. Существуют ограничения по чистоте получаемой поверхности - вообще «чистовыми» при печати гарантированно могут являться только поверхности, обращённые в сторону противоположную платформе, на которой находится деталь, и на которых при этом не располагаются поддержки (на данный момент исходя из производственного опыта возможно получение поверхностей с шероховатостью Ra1,6). Таким образом важно учитывать необходимость последующей механической обработки детали с целью удаления поддержек, достижения при необходимости более высокой чистоты поверхностей.

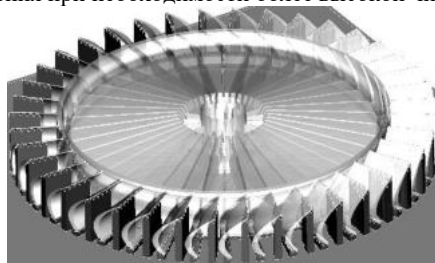


Рис. 7. Расположение модели рабочего колеса на платформе с поддержками.

Характер процесса изготовления ведёт к возникновению анизотропии свойств по направлениям – в плоскости печати и перпендикулярно ей. При печати массивных деталей в металле могут накапливаться значительные напряжения, ведущие к деформации, появлению трещин из-за



неравномерного остывания. Эти недостатки могут быть частично либо полностью устранены при помощи соответствующей термообработки изделия. Исследования показали [1], что при правильной реализации термообработки деталей, полученных с помощью технологии ПЛС, возможно достичь показателей прочности, сопоставимых с параметрами, получаемых по традиционным технологиям изделий.

Помимо прочего важно отметить относительно высокую стоимость печати - учитывая стоимость расходных материалов, машиновремени, очевидна низкая рентабельность применения в серийном производстве при доступности изготовления традиционными методами.

Таким образом, очевидно, что применение аддитивных технологий в узлах ГТД не является универсальным решением в силу ограничений, накладываемых особенностями технологии, однако может найти широкое применение в производстве опытных прототипов, а также упростить производство пустотелых деталей, позволяет реализовывать формы, недоступные традиционным технологиям.

#### Библиографический список

1. М.Ю. Грязнов, С.В. Шотин, В.Н. Чувильдеев. Физико-механические свойства и структура сплава INCONEL 718, полученного по технологиям послойного лазерного сплавления // Вестник Нижегородского университета им Н. И. Лобачевского, 2014, №4 (1), с.46-51.

2. ГОСТ Р 57558-2017 Аддитивные технологические процессы. Базовые принципы. Часть 1. Термины и определения.

УДК

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

*М. О. Чуковенкова, В. А. Санников*

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. Применение 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. В качестве примера применения рассматривается конструкция бурильного устройства, содержащего в себе несколько длинномерных секций.



Рис. 13. Бурильное устройство

Задачей расчета является получение характеристик динамического отклика механической системы с учетом влияния НДС отдельных деталей её частей. В качестве примера приведена задача по расчету бурильного устройства, рисунок 1. Моделируется условие резкого торможения системы со стороны долота.

Для исследования реакции сложных механических систем в ходе работы или в результате воздействия внешних сил удобно использовать моделирование в динамической постановке. Но сложность данного метода заключается в том, что для этого требуются большие временные и вычислительные ресурсы. Так, для решения данной задачи решателю потребуется решать около 60000000 уравнений на каждой итерации в динамической постановке, а в постановке динамики абсолютно твердых тел методом суперпозиции собственных частот отдельных частей системы всего около 25000.

Поэтому моделировать кинематику тел удобно в постановке динамики абсолютно твердых тел. В данном расчете рассматривалась система абсолютно твердых тел. Зависимость момента на ведомом валу до и после остановки бура в случае, когда система не содержит деформируемых тел показана на рисунке 2. Отсутствие колебаний после торможения (рисунок 2) говорит о том, что система останавливается мгновенно. Таким образом, узнать характер переходного процесса невозможно.

Для учета влияния напряженно-деформированного состояния на характеристику переходного процесса в систему включены деформируемые тела: ведущий вал, торсион и ведомый вал. Данный метод носит название Component mode synthesis (метод суперпозиции собственных колебаний отдельных частей системы). Учет собственных частот деформируемых деталей, которые воспринимают основную нагрузку от кручения, позволил определить динамический отклик системы на внезапное торможение бура со стороны долота. Этот тип анализа позволил вычислить время, которое требуется конструкции, чтобы отреагировать на внезапное торможение бура в режиме прямого бурения. 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 исходя из того, что на выходном валу обеспечивается значение, также регламентированное паспортом. С целью нахождения характерного времени процесса для полученной зависимости момента от времени используется преобразование Фурье.

В данной постановке в телах, которые являются абсолютно твердыми, не возникает напряжений и деформаций, а только силы, моменты, перемещения, скорости и ускорения. Свободное движение тел в пространстве ограничивается шарнирными связями. Эти связи являются идеализированными отношениями между двумя телами и характеризуют движение, которое возникает между ними.

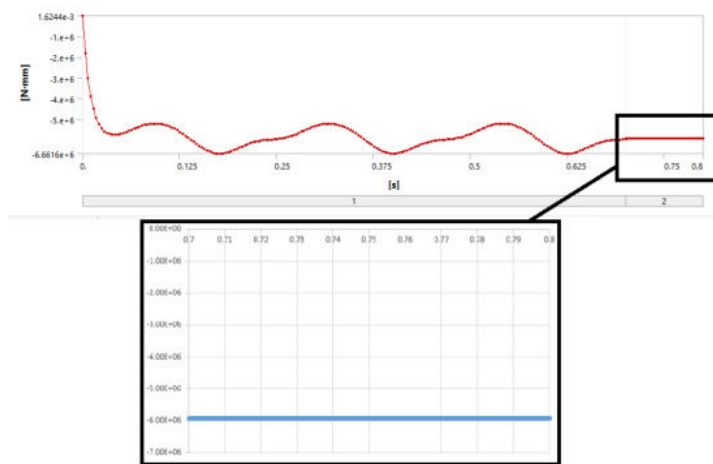


Рис. 14. Зависимость крутящего момента от времени до и после остановки бура

Для планетарной передачи составляются уравнения связи, описывающие угловые скорости деталей редуктора друг относительно друга, обеспечивающие передаточное отношение  $n \approx 3,73$ . Затем задается коэффициент демпфирования, путем подбора которого получают скорость вращения вала, регламентированную с паспортным значением.

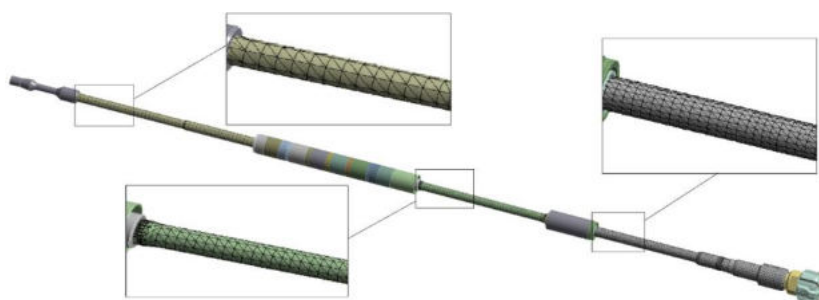


Рис. 15. Сетка для включенных деформируемых тел

Путем проведения дополнительных расчетов была определена жесткость осевой опоры и радиальных подшипников. Радиальная жесткость подшипника 25 - 3516Л по ГОСТ 5721-75 (роликовые радиальные сферические подшипники, располагаются на ведущем и ведомом валах и в редукторной секции) была принята равной  $k = 48210$  Н/мм.; подшипника 1000920Л по ГОСТ 8338-75 (радиальные шариковые, располагаются в верхнем и нижнем уплотнениях) была принята равной  $k = 917394$  Н/мм. Жесткость одного подшипника, составляющего осевую опору равна  $k = 572900$  Н/мм, осевая опора состоит из 15 таких подшипников с жесткостью равной  $k = 8593500$  Н/мм. В модели также учитывался радиальный зазор подшипника.

В постановке абсолютно твердых тел с включенными деформируемыми телами сетка строится только для деформируемых тел, что и представлено на рисунке 3.

Задача в постановке динамики абсолютно твердых тел с включенными деформируемыми телами решается в два шага. Время первого шага было подобрано таким образом, чтобы скорость вращения бура вышла на стационарный режим. На втором шаге моделируется остановка бура путем ограничения перемещения во всех направлениях со стороны долота. Графики зависимости скорости от времени ведущего вала и ведомого показаны на рисунках 4 и 5 соответственно.

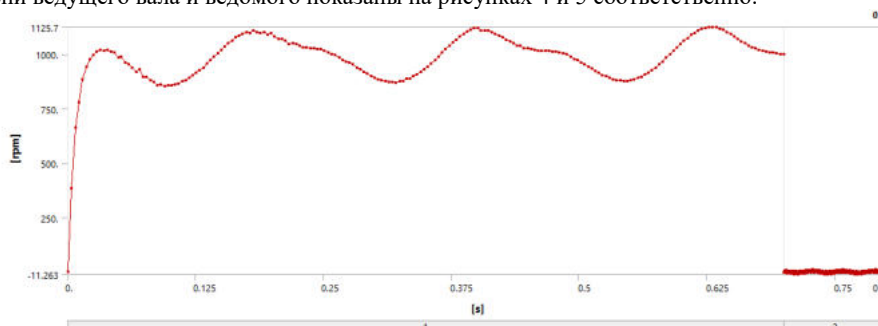


Рис. 16. График зависимости угловой скорости вращения ведущего вала от времени на первом и втором шагах

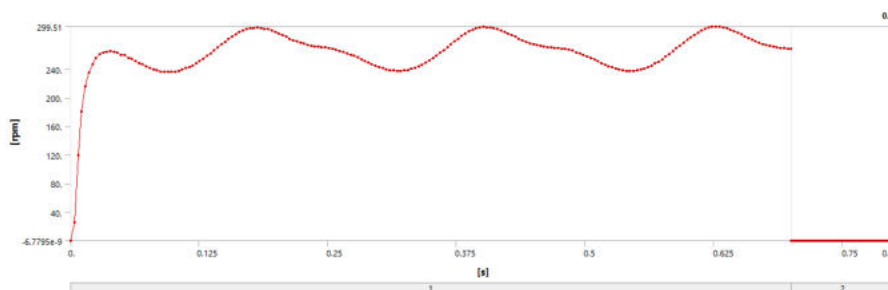


Рис. 17. График зависимости угловой скорости вращения ведомого вала от времени на первом и втором шагах

Момент на ведущем валу определялся исходя из того, чтобы на выходном валу обеспечить момент, регламентированный в паспорте, при передаточном отношении редуктора  $n \approx 3,73$ . Графики зависимости крутящего момента от времени на ведущем и ведомом валах показаны на рисунках 6 и 7 соответственно.

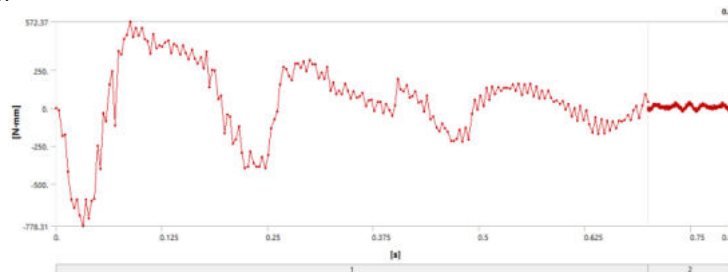


Рис. 18. График зависимости величины крутящего момента от времени на ведущем валу на первом и втором шагах

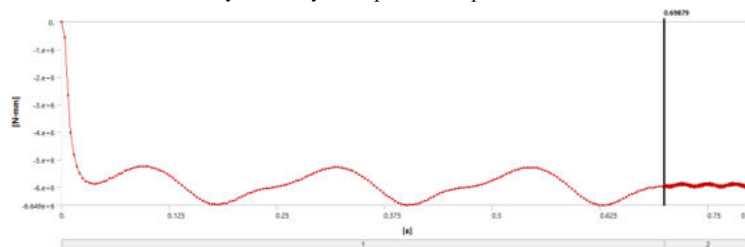


Рис. 19. График зависимости величины крутящего момента от времени на ведомом валу на первом и втором шагах

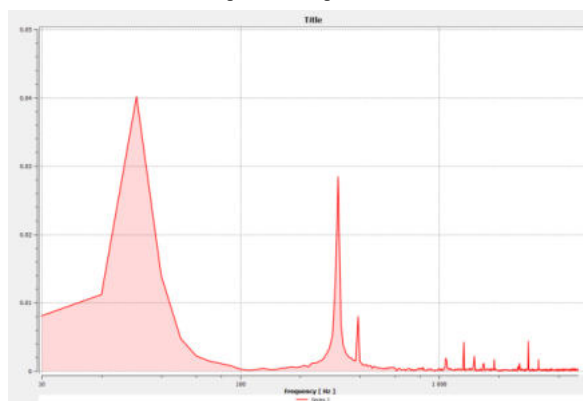


Рис. 20. Преобразование Фурье для зависимости величины крутящего момента от времени на ведомом валу на втором шаге

Для полученной зависимости момента от времени выполнено преобразование Фурье, результат которого приведен на рисунке 8. По графику видно, что наибольшая частота системы, вносящая наибольший вклад в суммарное перемещение деталей примерно равна  $\nu \approx 30,0$  Hz, следовательно, характерным временем процесса будет являться обратная величина частоты, то есть  $t \approx 0,03$  с.

Результаты решения задачи показывают эффективность предлагаемой методики.

#### Библиографический список

1. ГОСТ 5721-75. Подшипники роликовые радиальные сферические двухрядные. Типы и основные размеры. Государственный стандарт. – Введ. 30.06.1977 М. Изд-во стандартов, – 15с.
2. ГОСТ 8338-75. Подшипники шариковые радиальные однорядные. Основные размеры. Государственный стандарт. – Введ. 30.06.1976 М. Изд-во стандартов, – 11с.

УДК

**ЧИСЛЕННОМОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ УПРАВЛЯЕМОГО СНАРЯДА**

*М. М. Алексеева, М. С. Яковчук*

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

В наши дни во всем мире идет поиск усовершенствованных аэродинамических компоновок, которые позволят улучшить эффективность (главным образом увеличение дальности и улучшение точности) управляемых снарядов.

При создании управляемого снаряда большую роль играют решение задач баллистики, устойчивости полета, точности и управляемости, которые и определяют основные характеристики снаряда и его компоновку. Внешняя баллистика занимается движением снарядов в пространстве между пусковой установкой и конечной целью. У приведенного в движение снаряда центр масс прочерчивает в пространстве кривую, называемую траекторией. Основной задачей внешней баллистики является описание этой траектории, определив положение центра масс и пространственное положение снаряда в функции времени полета (времени после запуска). Для этого нужно решить систему уравнений, в которых учитывались бы силы и моменты сил, действующие на снаряд. Расчет действия аэродинамических сил и моментов является основной задачей в проектировании управляемого снаряда. Без них не составить уравнения движения снаряда и, следовательно, не определить траекторию.

В настоящее время существует четыре принципиально отличные аэродинамические схемы. Наиболее конкурирующие из них нормальная и «утка». «Утке» удастся до предела снизить сопротивление трения воздуха за счёт уменьшения площади омываемой поверхности снаряда. «Утка» позволяет исключить потери на балансировку. Значит, необходимо исследовать и оптимизировать «утку».

Движение любого летательного аппарата принято записывать в определенной системе координат с помощью уравнений. Системы координат (СК) выбираются так, чтобы поставленная задача была решаемой и как можно проще. Существуют основные системы координат, связанных между собой соответственными взаимными угловыми положениями: геоцентрическая, стартовая, связанная, полусвязанная, скоростная (поточная) и полускоростная. Рассмотрим только геоцентрическую систему координат.

Закон количества движения для тела с постоянной массой трансформируется в уравнение второго закона механики:

$$m \frac{d\bar{v}}{dt} = \sum \bar{F}_i, m = const, \quad (1)$$

где  $\bar{v}$  – скорость центра масс (в данном случае материальной точки),  $\frac{d\bar{v}}{dt}$  – абсолютное ускорение,  $\sum \bar{F}_i$  – сумма всех сил.

Уравнение (1) эквивалентно трём уравнениям в проекциях. В этом уравнении слева стоит полная векторная производная от вектора  $\bar{v}$ , а справа – сумма сил.

Допущения и предположения. При полете снаряда в данном упрощении действуют следующие силы:

- Вес снаряда;
- Полная аэродинамическая сила (в данном случае только составляющая силы лобового сопротивления);

В данном приближении снаряд с постоянной массой, вращение Земли не учитывается. Учитывается только уравнение второго закона механики. Снаряд не вращается и движется по баллистической траектории.

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

Аэродинамический коэффициент лобового сопротивления вычислен для снаряда, выполненного по нормальной аэродинамической схеме (рис. 1).

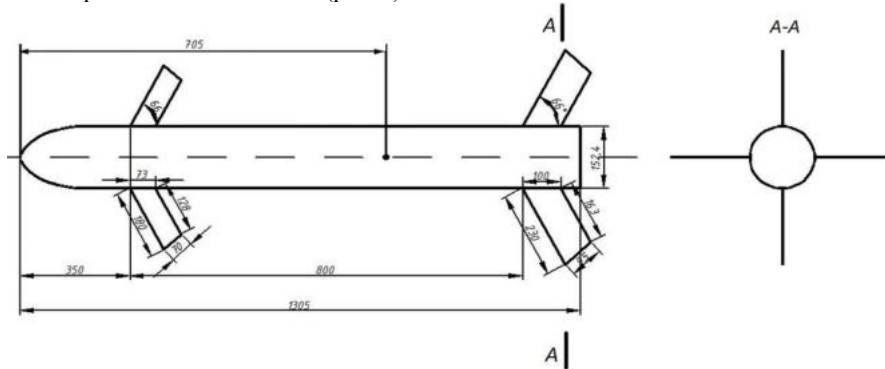


Рис. 1. Обычная (нормальная) аэродинамическая схема

Исходные данные:

–  $H = \sqrt{(x^2 + y^2 + z^2)}$  – высота полета снаряда ( $H=R_{zi}$  при старте),  $x, y, z$  – координаты полета в текущий момент времени;

$$- R_{zi} = \sqrt{(x_i^2 + y_i^2)},$$

– Радиусы земли экваториальный и полярный соответственно:  $a=6378 \cdot 10^3$  м,  $b=6356 \cdot 10^3$  м,

–  $c_x$  – коэффициент лобового сопротивления;

–  $M_3 = 5,97219 \cdot 10^{24}$  кг – масса Земли;

–  $G = 6,7 \cdot 10^{-11}$  Н·м<sup>2</sup>/кг<sup>2</sup> – коэффициент (гравитационная постоянная);

–  $\rho$  – плотность воздуха по версии ICAO в зависимости от высоты полета;

–  $S$  – площадь миделево сечения;

Результаты работы программы при массе снаряда  $m=60$  кг, начальная скорость  $v=800$  м/с, тело стартует по координатам  $\alpha=85^\circ, \beta=10^\circ$ .

Время в полете  $t=69$ с, пройденное расстояние по хорде  $L=44035$  м. Данную программу необходимо усовершенствовать, поскольку необходимо задать направление и угол полета снаряда.

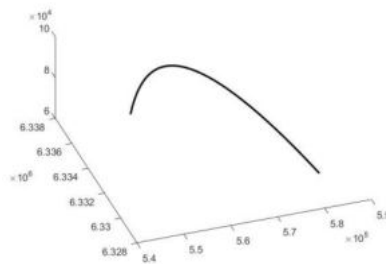


Рис. 2. Траектория полета

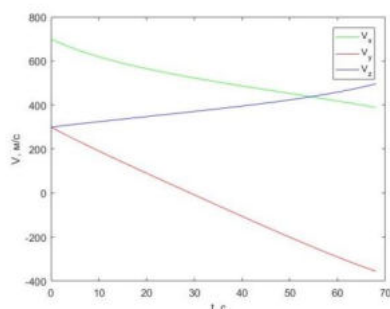


Рис. 3. Проекции скоростей

Для изменения направления и величины вектора скорости полета по требуемому закону надо изменить направление и величину равнодействующей всех сил, приложенных к снаряду, а именно аэродинамических сил, силы тяги двигателя и сил тяжести. В данной части работы рассматривается изменение аэродинамической силы вследствие работы органов управления.

Для решения поставленной задачи рассматривается метод перекрывающихся сеток Overset Mesh (рис. 4).

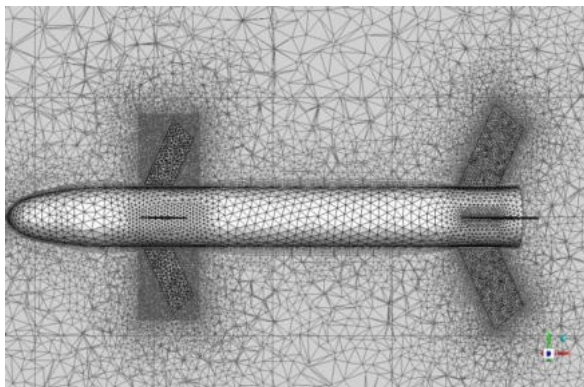


Рис. 4. Расчетная сетка

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.

Результаты поворота верхнего руля снаряда, выполненного по аэродинамической схеме «утка», представлены на рисунках 5-8. Снаряд обдувается потоком воздуха с числом Маха  $M=2,3$ . Руль поворачивается против часовой стрелки, если смотреть на снаряд со стороны головной части. Снаряд обдувается без угла атаки.

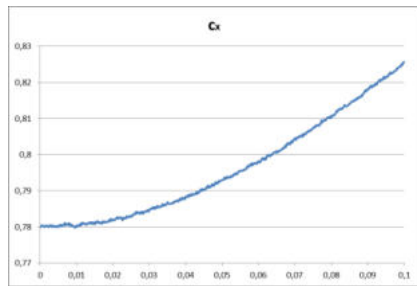


Рис. 5. Изменение коэффициента силы лобового сопротивления

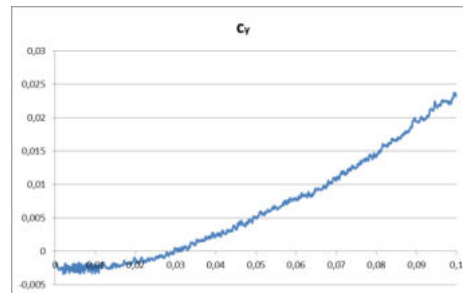


Рис. 6. Изменение коэффициента подъемной силы

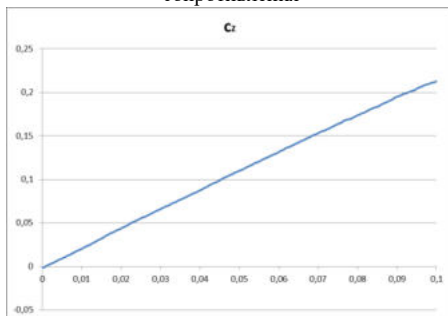


Рис. 7. Изменение коэффициента боковой силы

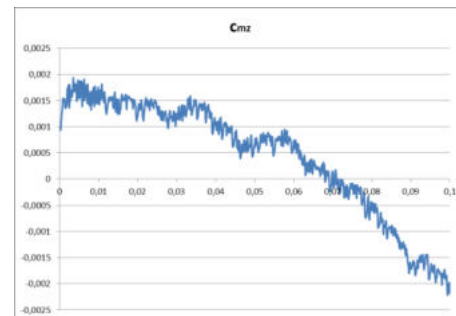


Рис. 8. Изменение коэффициента момента тангажа

При отклонении руля увеличивается поверхность обтекания, и, следовательно, увеличивается сила лобового сопротивления (рис. 5). При небольшом отклонении руля создается подъемная и боковая силы. При большем увеличении угла момент тангажа становится отрицательным, то есть для балансировки пикирующего момента необходимо изменить положение рулей высоты.

Метод Overset Mesh не является консервативным и при интерполяции теряется точность полученных результатов. Появляются «orphan» ячейки (изолированные ячейки) в местах отсутствия интерполяции данных между перекрывающимися сетками. В данной работе не удалось устранить наличие этих ячеек. Во время расчета их количество изменялась в пределах 20-30 штук. Задача так же получилась очень «тяжелой» (количество элементов сеток около 1.5 млн.), задача рассчитывается очень долго, поскольку размер временного шага подбирается таким образом, чтобы граница перемещалась не более чем на одну ячейку. Однако на основе полученных результатов можно рассчитать необходимый угол поворота руля и время его пребывания в данном положении, чтобы изменить движение снаряда в полете.

Для решения поставленных задач в пакете программ ANSYS использовались осредненные уравнения Навье-Стокса для сжимаемого совершенного газа (знаки осреднения опущены):

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0; \\ \frac{\partial (\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\tau_m + \tau_t); \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} H) = \nabla \cdot [\vec{u} \cdot (\tau_m + \tau_t) + (\vec{q}_m + \vec{q}_t)]; \\ \rho = \frac{pm}{RT}. \end{cases} \quad (2)$$

Для решения системы подключается модель турбулентности с двумя дифференциальными уравнениями, потому что модели с одним уравнением для кинетической энергии турбулентности низкие по качеству по причине дополнительных неуниверсальных алгебраических соотношений для диссипации. Выбор второй переменной сильно влияет на свойства модели, поскольку она не должна сильно меняться, т.к. иначе эти уравнения трудны для численного решения, так же для второй переменной необходимы граничные условия.

Модель типа  $k - \epsilon$  является высокорейнольдсовой, предложенной Spalding, Launder в 1972 году.



$$\frac{Dk}{Dt} = \nabla \cdot \left( \left( \nu + \frac{\nu_\tau}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k - \varepsilon; \quad (3)$$

$$\frac{D\varepsilon}{Dt} = \nabla \cdot \left( \left( \nu + \frac{\nu_\tau}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right) + C_1 \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_2 \frac{\varepsilon^2}{k}; \quad (4)$$

$$P_k = -\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = \nu_\tau S^2; \quad (5)$$

$$\nu_\tau = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}. \quad (6)$$

Константы найдены на основе зависимости  $C_2 = C_1 - \frac{k^2}{\sigma_\varepsilon \sqrt{C_\mu}}$  и струйных течений:  $\sigma_k = 1,0$ ,  $\sigma_\varepsilon = 1,3$ ,  $C_1 = 1,44$ ,  $C_2 = 1,92$ ,  $C_\mu = 0,09$ .

- $\varepsilon$  – удельная диссипация;
- $k$  – кинетическая энергия турбулентности;
- $P_k$  – генерационный член в уравнении для кинетической энергии;
- $\nu_\tau$  – формула Колмогорова.

С помощью полученных результатов можно с подключением макросов в пакете программ ANSYS спроектировать движение корректируемого снаряда.

УДК 537; 629.194.34:536.468

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

*К. В. Алтушин, Е. С. Куимов*

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

Современные отечественные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) авиационного типа можно классифицировать [1-15]:

- по назначению: для нужд министерства обороны РФ – разведывательные, ударные, транспортные, в виде воздушных мишеней для тренировки ПВО, ПРО и др.; для нужд народного хозяйства (МЧС, министерств энергетики, сельского и лесного хозяйств, экологии и др.) – разведывательные и спасательные (для мониторинга и обнаружения пожаров, утечки газа и нефтепродуктов, обрыва линий электропередач, для поиска пропавших судов и людей, для срочной доставки в труднодоступные места медикаментов, пищи, воды и необходимых вещей для бедствующих людей и т.д.);
- по конструкции: самолётного, вертолётного, гибридного типов;
- по габаритам: микро-БПЛА, малогабаритные БПЛА (до 1 м), среднегабаритные БПЛА (от 1 м до 5 м), крупногабаритные БПЛА (от 5 и более м);
- по весу: сверхлёгкие, лёгкие, среднего веса, тяжёлые;
- по системам управления: автоматические (с программным управлением), автономные (способные самостоятельные принимать решения), радиоуправляемые, управляемые по лазерному лучу и др.;
- по применяемым двигателям: БПЛА с ВРД различного класса; с пульсирующими ВРД (ПуВРД) различного типа, включая U – образные; с ВРД детонационного горения (ДДГ); с поршневыми ДВС различного класса; с ЖРД различного класса; с гибридными двигателями (ВРД+ЖРД); с электродвигателем (ми) различной мощности и электропитанием (от АКБ, от воздушных электрогенераторов, от солнечных батарей, гибридного типа и др.);
- по топливам: БПЛА с двигателями на жидких углеводородных горючих и охладителях (УВГ и УВО); с двигателями на газообразных УВГ и УВО; с универсальными двигателями (способными работать как на жидких, так и на газообразных УВГ и УВО); с твёрдотопливными двигателями (ТТД); с двигателями на пастообразных топливах и др.;
- по количеству применения: БПЛА одноразового применения; многократного применения;

В данной статье рассматриваются БПЛА с различными воздушно-реактивными двигателями (ВРД), в том числе и с U-образными ПуВРД на жидких УВГ и УВО.



Рис. 1. Отечественные БПЛА с одним ПуВРД (слева) и с двумя ПуВРД (справа) U – образного типа

Одним из путей повышения ресурса и надёжности БПЛА многоцелевого применения с различными ВРД на жидких УВГ и УВО является повышение ресурса и надёжности самого двигателя. Установлено, что одной из проблем различных ВРД БПЛА многоцелевого применения является негативный процесс осадкообразования. Частичное закоксовывание форсунок приводит к частичной потере тяги, к нерасчётному струйному распылу горючего, к прогару жаровой трубы, к возникновению пожара и взрыва ВРД. Полное закоксовывание приводит к обнулению тяги, к образованию течи горючего, к возникновению пожара и взрыва. Известно, например, что форсунки двигателя НК-8-2У самолёта ТУ-154, которые применяются и в БПЛА с различными ВРД, через 900 циклов работы полностью закоксовываются. Циклом необходимо считать запуск – останов двигателя, т.е. даже без фазы полёта самолёта. То же самое происходит в топливоподводящих и охлаждающих каналах. Осадкообразование является виновником быстрой коррозии деталей топливно-охлаждающей аппаратуры. Из-за осадкообразования значительно быстрее происходит забивка и выход из строя топливных фильтров. Кроме того, процесс осадкообразования способствует заеданию и заклиниванию подвижных деталей системы автоматического регулирования и управления ВРД, что приводит к неуправляемости, его разному и другим негативным последствиям. В БПЛА с U – образным ПуВРД, показанных на рис. 1, применяются индивидуальные форсунки несколько другой конструкции, но процесс осадкообразования в них является также актуальным. В таких БПЛА также могут применяться и штатные форсунки ВРД марки НК-8-2У.

Авторами разработана классификация способов борьбы с осадкообразованием, которые разделены на существующие и перспективные.

Существующие способы – это удаление осадка различными мощными и другими агрессивными средствами, пескоструйной и другой механической обработкой, выжиганием в богатом пламени метана. Однако эти способы являются дорогими, экологически опасными, а самое главное – малоэффективными, так как связаны с остановкой эксплуатации самолёта, отправкой двигателя на ремонтный завод, в результате возникают дефекты в виде микротрещин, коробления, а осадок полностью удалить не удаётся. Чаще всего многие детали, в том числе и форсунки, на заводе меняют на новые. Промывка двигателя на стоянке (на аэродроме, на техплощадке, в аэропорту) является неэкономичной и неэкологичной из-за проблем утилизации агрессивных жидкостей и до конца не решает проблему очистки всех каналов и форсунок двигателя. Различные присадки, которые внедряют в топливо на нефтеперерабатывающих заводах (НПЗ), предотвращают осадкообразование только до температуры 473 К.

Перспективные способы [3-15] – это новые и запатентованные способы по предотвращению, удалению и ограничению осадка. К перспективным способам предотвращения осадка относятся: охлаждение деталей топливно-охлаждающей системы (каналов, форсунок, фильтров) до температуры ниже 373 К или конструктивный их перенос в область с наименьшим нагревом, в этих условиях осадок не появляется; применение электростатических полей, в зоне прохождения силовых линий которых осадкообразование не происходит на любых металлических поверхностях. К перспективным способам удаления осадка можно отнести термоакустические автоколебания (ТААК) давления, при которых твёрдые углеродистые осадки откалываются от металлических стенок, но для ВРД это связано с его капитальным ремонтом. Экспериментально обнаружено и запатентовано, что обрешённая металлическая поверхность в виде конусной резьбы способствует ограничению роста

твёрдого углеродистого осадка на высоту зубьев (1-5 мм), поэтому такой способ борьбы отнесён к перспективным способам ограничения роста осадка.

Проведённые экспериментальные исследования тепловых процессов в жидких УВГ и УВО без влияния и с влиянием электростатических полей показали, что электростатические поля (Е) способны значительно интенсифицировать теплоотдачу и предотвращать осадкообразование. Открывается возможность применения Е в перспективных двигателях, в том числе и для БПЛА. Также установлено, что Е реализуют полную предтопливную подготовку: ионизацию УВГ, что обеспечивает наилучший распыл и качество и полноту сжигания с лучшими экологическими характеристиками; смешение двух, трёх и более УВГ и приведение их к единому новому УВГ с новыми характеристиками, что открывает возможность (в сложных боевых и климатических условиях) использовать сразу два и более типов жидких УВГ (которые есть в наличии), что позволит повысить боеспособность, неуязвимость и выживаемость такого вида вооружения и военной техники, как БПЛА различного назначения.

Получены новые экспериментальные данные по особенностям тепловых процессов в газообразном метане, который примерно через 50 лет станет основным углеводородным горючим из-за истощения мировых запасов нефти. В настоящее время в нашей стране идёт процесс перевода наземной, воздушной, аэрокосмической и космической техники (в том числе и двойного назначения) на газообразные УВГ и УВО. Установлено, что скорость осадкообразования в газообразном метане в 10 раз меньше, чем в жидких УВГ, поэтому перевод техники на газообразные УВГ является и перспективным способом предотвращения и уменьшения углеродистого осадка. Определены границы применимости Е в условиях естественной и вынужденной конвекции газообразного метана. Электростатические поля также способны: предотвращать негативный процесс осадкообразования; эффективно проводить полную предтопливную подготовку, как и в жидких УВГ, сразу в двух, трёх и более видах газообразных УВГ, что также будет повышать боеспособность, неуязвимость и выживаемость перспективных БПЛА различного назначения.

Процесс осадкообразования гораздо легче предотвратить, чем вести с ним различную и многогранную борьбу, поэтому его и способы борьбы с ним необходимо учитывать и внедрять уже на ранней стадии расчёта и проектирования двигателя и БПЛА в целом.

На базе штатной форсунки ВРД марки НК-8-2У разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы топливных каналов, фильтров, форсунок (без применения электростатических полей, с полями, гибридные), некоторые из которых показаны в данной статье.

Форсунки без применения Е: 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 Е: в зоне размещения топливного фильтра, в распылителе, в областях рубашек охлаждения. Форсунки гибридного типа: различные варианты первых двух позиций. На рис. 2 показана штатная форсунка, которая применяется в различных ВРД, в том числе может применяться и в U – образных пульсирующих двигателях. Из-за нагрева отражателя форсунки 5 негативный процесс осадкообразования происходит: на входных отверстиях 2, 8; на форсуночном фильтре 3; в пространстве между фильтром 3 и внутренней стенкой 1; внутри самого фильтра 3; в канале распылителя 6.

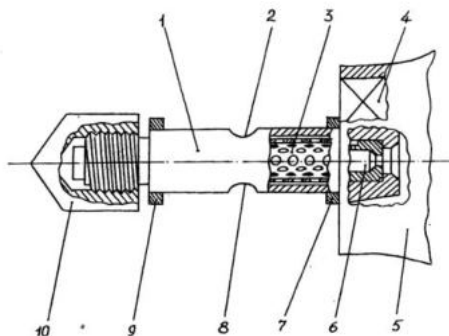


Рис. 2. Штатная струйная форсунка ВРД семейства «НК»

На рис. 3 показана форсунка, в которой конструктивно заложен перспективный способ предотвращения осадкообразования – понижение температуры рабочих ответственных деталей за счёт рубашек охлаждения.

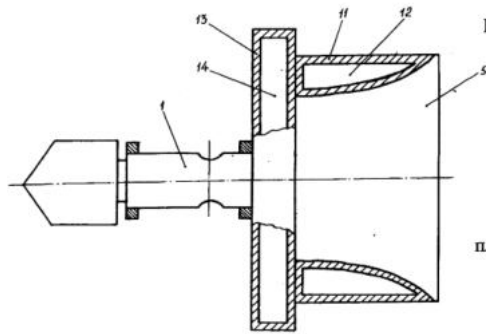


Рис. 3. Форсунка с охлаждаемым отражателем и охлаждаемой фронтной плитой регенеративного или раздельного типов

На рис. 4 показана форсунка, в которой конструктивно заложено два способа борьбы с осадкообразованием: создано два форсуночных фильтра (для резервирования и обеспечения ресурса и надёжности); фильтры имеют теплоизоляцию и расположены в зоне с наименьшей температурой, что обеспечивает предотвращение осадка [10].

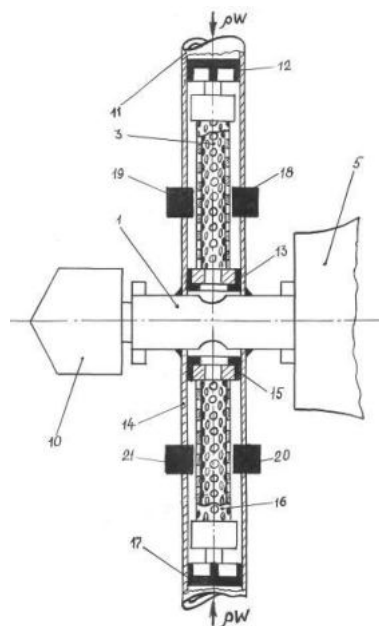


Рисунок 4 – Форсунка с двумя фильтрами в зоне с наименьшей температурой

На рис. 5 показана форсунка с внутренней осевой иглой – для контроля и удаления осадка перед запуском ВРД.

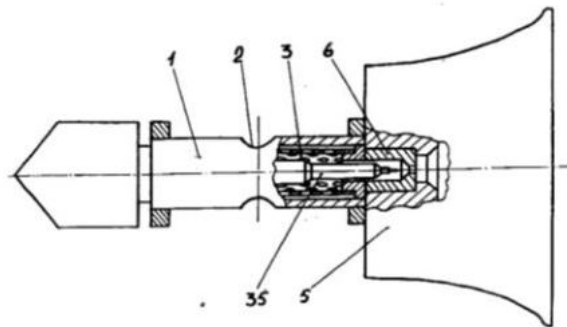


Рис. 5. Форсунка с внутренней осевой иглой для контроля и удаления осадка

На рис. 6 показана форсунка с двумя рабочими иглами 11, 13 с Е, что обеспечивает предотвращение осадка на входных отверстиях 2, 8 и частично - на форсуночном фильтре. На рис. 7 показана форсунка с увеличенным числом входных отверстий (до трёх снизу и сверху) и соответственно увеличенным числом пар соосных рабочих игл с Е, что обеспечивает предотвращение осадка на самих отверстиях и на большей части форсуночного фильтра.

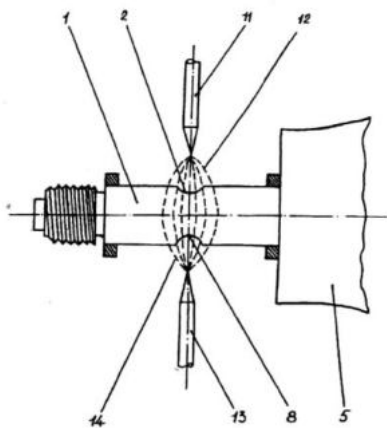


Рис. 6. Форсунка с одной парой соосных игл с Е

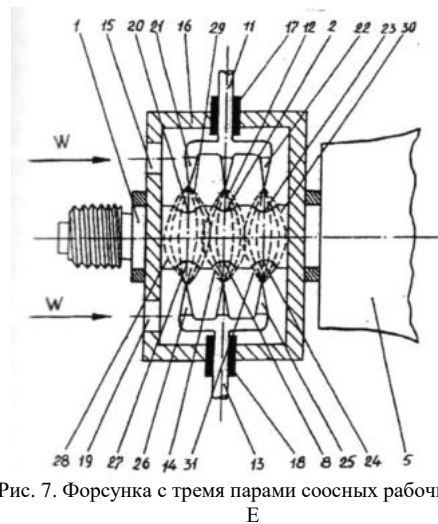


Рис. 7. Форсунка с тремя парами соосных рабочих игл с Е

Для разработанных новых конструктивных схемы форсунок ВРД проведён анализ эффективности, показанный на рис. 8, откуда видно, что форсунки с заменяемыми и резервируемыми деталями являются более эффективными в сравнении со штатной форсункой ВРД НК-8-2У, так как обладают увеличенным межремонтным ресурсом, а также повышенным ресурсом безаварийной и безопасной работы.

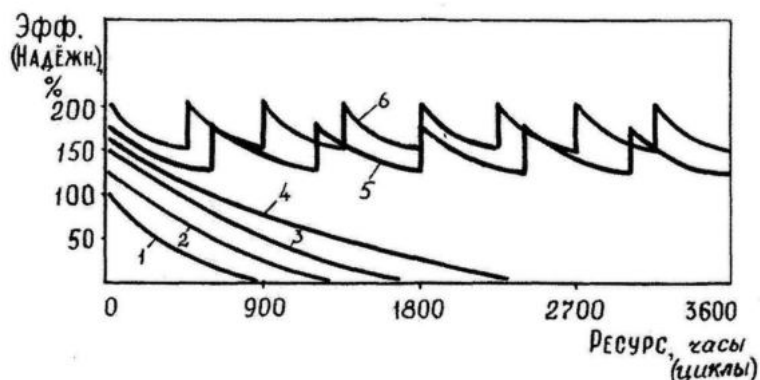


Рисунок – 8 - Влияние способов и методов борьбы с осадкообразованием без Е на эффективность и ресурс штатной форсунки ВРД НК-8-2У «Ту-154»; на рисунке цифрами обозначены: 1 – штатная форсунка; 2 – форсунка с наружным регенеративным (или раздельным) охлаждением отражателя в зоне критических давлений; 3 – форсунка с наружным регенеративным (или раздельным) охлаждением всего корпуса или форсунка с заменяемыми фильтрами (в кассете) и одним распылителем; 4 – форсунка с электроизолирующим покрытием; 5 – форсунка с заменяемыми резервированными чистыми фильтрами и распылителями; 6 – форсунка с центральной осевой иглой и с кольцевым ножом в составе кассеты с заменяемыми деталями (фильтром, распылителем).

Эффективность форсунок с применением Е и гибридных форсунок показана на рис. 9. Такие перспективные форсунки обладают большей эффективностью и ресурсом, чем перспективные форсунки без электростатических полей.

На основе результатов экспериментальных исследований на графиках (рис. 8, 9) показаны ресурс и надёжность различных форсунок для БПЛА одно- и многократного использования двойного назначения, откуда видно, что самыми эффективными являются форсунки гибридного типа. Применение данных материалов повысит ресурс и надёжность различных отечественных БПЛА [1-15].

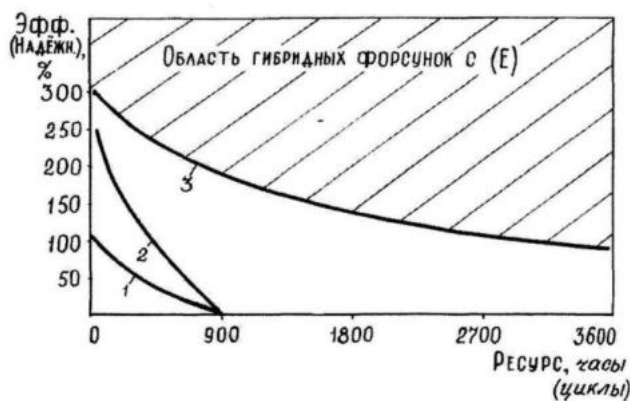


Рисунок 5 - Влияние способов и методов борьбы с осадкообразованием с использованием Е на эффективность и ресурс штатной форсунки ВРД НК-8-2У «Ту-154»: 1 – штатная форсунка; 2 – форсунка с Е в зоне входных топливных каналов и форсуночного фильтра; 3 – форсунка с Е в зоне входных топливных каналов, форсуночного фильтра и распылителя

#### Библиографический список

1. Побежимов В.Н. Моделирование рабочего процесса пульсирующего ВРД с аэродинамическим клапаном на основе анализа термодинамического цикла // Изв. Вузов. Авиационная техника. 2007. №1. С. 46-48.
2. Булат П.В., Продан Н.В. Обзор проектов детонационных двигателей. Импульсные двигатели // Фундаментальные исследования. 2013. №10-8. С. 1667-1671.

3. Алтунин В.А. (научный руководитель), Миннахметов Л.И., Куимов Е.С., Коханова С.Я. Разработка конструктивных схем форсунок для воздушно-реактивных двигателей беспилотных летательных аппаратов // Гагаринские чтения 2017: XLIII Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов: М.: Изд-во Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2017. С. 542.

4. Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Коханова С.Я., Коханова Ю.С., Новиков С.Н. Исследование тепловых процессов в газообразном метане для создания перспективных двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования // Труды 51-ых чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция №2: «Проблемы ракетной и космической техники». (г. Калуга, 20-22 сентября 2016 г.). РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2017. С. 169-177.

5. Пат. 2155910 Российская Федерация. Форсунка / Алтунин В.А. Оpubл. 10.09.2000. Бюл. №25.

6. Пат. 2194974 Российская Федерация. Способ обнаружения процесса осадкообразования в энергетических установках на углеводородных горючих и охладителях / Алтунин В.А. Оpubл. 20.12.2002. Бюл. №35.

7. Пат. 2215671 Российская Федерация. Способ оценки и поддержания надёжности энергетических установок многоразового использования на углеводородных горючих и охладителях / Алтунин В.А. Оpubл. 10.11.2003. Бюл. №31.

8. Пат. 2289078 Российская Федерация. Способ интенсификации теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям в наземных и космических энергетических установках многоразового использования / Алтунин В.А. Оpubл. 10.12.2006. Бюл. №34.

9. Пат. 2287715 Российская Федерация. Способ повышения надёжности ЖРД одно-и многоразового использования / Алтунин В.А. Оpubл. 20.11.2006. Бюл. №32.

10. Пат. 2388966 Российская Федерация. Форсунка / Алтунин К.В. Оpubл. 10.05.2010. Бюл. №13.

11. Пат. 2447362 Российская Федерация. Форсунка / Алтунин К.В. Оpubл. 10.04.2012. Бюл. №10.

12. Пат. 2452896 Российская Федерация. Головка кольцевой камеры сгорания газотурбинного

13. двигателя / Алтунин В.А., Алтунин К.В., Галимов Ф.М., Гортышов Ю.Ф., Яновский Л.С. Оpubл. 10.06.2012. Бюл. №16.

14. Пат. 2482413 Российская Федерация. Способ предотвращения образования и роста углеродистых отложений на стенках теплообменных каналов / Алтунин К.В., Алтунин В.А., Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Ф.Н., Тарасевич С.Э., Гуреев В.М., Попов И.А., Губин С.Д. Бюл. №14 от 20.05.2013.

15. Пат. 2504843 Российская Федерация. Способ определения конфигурации распространения силовых линий электростатических полей в жидких углеводородных средах / Алтунин В.А., Алтунин К.В., Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Ф.Н., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Тарасевич С.Э., Яновская М.Л. Оpubл. 20.01.2014 г.

16. Алтунин К.В. Способ определения ресурса реактивного двигателя. Патент РФ на изобретение №2504676, кл. F02C 9/00. Бюл. №2 от 20.01.2014.

УДК 623.4.018

## **ЗАЩИЩЕННОСТЬ СПЕЦИАЛЬНЫХ МАШИН ОТ ПОРАЖАЮЩИХ ФАКТОРОВ**

*Е. А. Андреева и Г. Е. Левченко*

*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. Они широко применяются в качестве машин разведки и управления войсками, средств подвижности вооружения и военной техники, для перевозки личного состава и воинских грузов, сопровождения военных колонн и патрулирования в зоне конфликтов и в ряде других мероприятий.

Стремительное развитие средств вооружения и, соответственно, борьбы со спецтехникой сделало её живучесть важнейшим условием выполнения боевых задач. Основные требования, предъявляемые к военной технике, могут меняться в зависимости от характера боевых действий («позиционная» или

«маневренная» война, локальные конфликты или контртеррористические операции). Классическое сочетание требований «огневая мощь, подвижность, защищенность» может дополняться новыми требованиями, однако именно защищенности отдается приоритет. Защищенность характеризует защиту экипажа и систем автомобиля от средств поражения противника.

Кратковременные динамические нагрузки, которые и являются аварийными для конструкции, во многих случаях возникают в результате действия на конструкцию взрывных волн, распространяющихся в воздухе, грунте, воде.

Взрывом называется процесс быстрого выделения большого количества энергии, вызванный внезапным изменением состояния вещества или его параметров [1]. Изменение состояния вещества обычно возникает в результате быстропротекающей химической (взрывчатые вещества, газо- или пылевоздушные смеси) или ядерной реакции. Результатом взрыва являются распространяющиеся в пространстве воздушные ударные волны и волны сжатия в грунте, взаимодействующие с препятствиями, зданиями и сооружениями. Взрывные нагрузки характеризуются законом изменения давления во времени. При этом их основными параметрами являются максимальное давление, время его нарастания и продолжительность действия нагрузки [2].

Численное моделирование распространения ударной волны позволяет ещё на этапе проектирования оценить взрывное воздействие на конструкцию и предопределить масштаб разрушений. Расчетный анализ любой конструкции начинается с попытки установить, что в рассматриваемом случае является существенным, а чем можно пренебречь. Учитывая лишь немногие важнейшие эффекты и получив наиболее простую модель, необходимо найти разумный компромисс между требованиями к полноте и точности модели и располагаемыми вычислительными мощностями.

Цель исследования – провести анализ давления на боковую поверхность спецавтомобиля с кузовом-контейнером различной конфигурации при взаимодействии с ударной волной.

В качестве иллюстративного материала были смоделированы упрощенные модели спецавтомобилей с различной конфигурацией кузова-контейнера (рис.1).

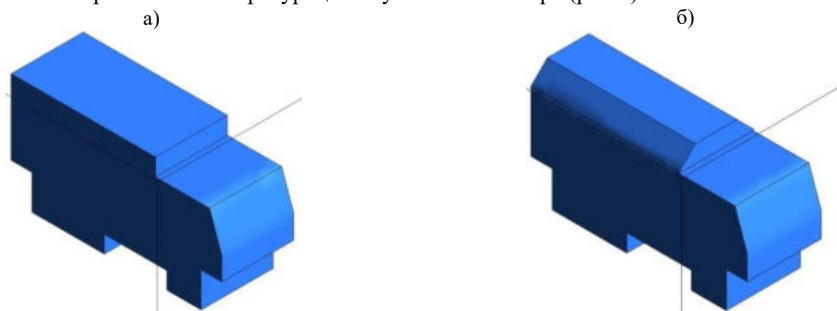


Рис. 1. Исследуемая модель с конфигурацией кузова-контейнера а) без скосов, б) со скосами

Использование для расчета упрощенных моделей позволяет ощутимо сократить время вычисления и снизить требования к вычислительным мощностям. Отметим, что упрощение существенно не сказывается на результатах расчета, так как были сохранены основные габаритные размеры и приведено подобие форм.

Для двух моделей были проведены идентичные расчеты определения полей давления на поверхности при взаимодействии с ударной волной. Интенсивность ударной волны задается в явном виде, перепад давления во фронте ударной волны равен 1 атм. Для проведения расчета был использован пакет прикладных программ, в котором используется метод конечных объемов [3].

Размер расчетной области 10x20x20 м (рис.2). Расчетная область представляет собой тетраэдрическую сетку с пристеночными слоями для моделирования течения вдоль твердых тел (рис.3). Граничные условия типа симметрии – неприлипания и непротекания, были установлены на верхнюю, переднюю и заднюю поверхности. Граничные условия типа стена – непротекания и прилипания, установлены на нижнюю поверхность (землю) и автомобиль. Граничные условия типа давление на входе, равное 1 атм, и давление на выходе – 0 ати. Направление распространения ударной волны указано стрелкой.



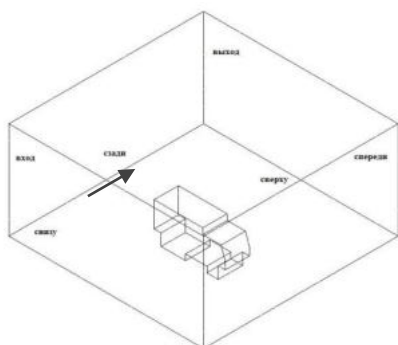


Рис. 2. Расчетная область

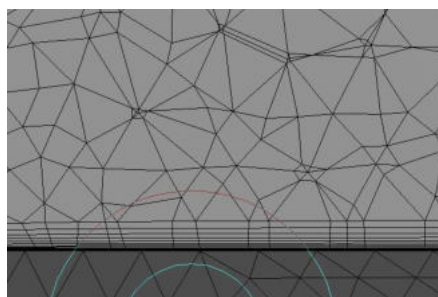


Рис. 3. Фрагмент тетраэдрической сетки с пристеночными слоями у твердого тела в сечении

Т.к. ударная волна моделировалась воздушной, то расчетная область заполнялась материалом воздух. В качестве уравнения состояния для воздуха программа использует уравнение идеального газа, температура воздуха 25°C и давление в 1 атм.

Результаты вычисления давления на боковую поверхность кузова-контейнера снимались на каждом шаге, равном 0,0001 с. Общее время расчета составляет 0,5 с. Графический результат вычисления давления сохранялся раз в 20 шагов (т.е. раз в 0,002 с).

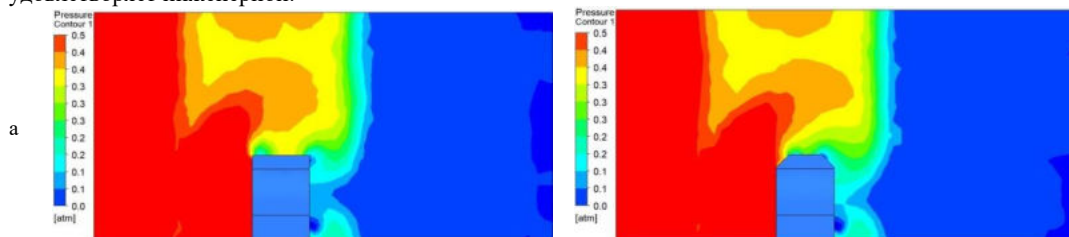
Результаты расчета можно получить в табличном виде, в виде графиков изменения давления на боковую поверхность автомобиля от времени. Также возможно получить качественную картину обтекания конструкции ударной волной (рис. 4).

Отметим, что характер изменения давления на боковую поверхность при различной конфигурации кузова-контейнера отличается незначительно. Однако максимальное давление на боковую поверхность при конфигурации кузова-контейнера со скосами меньше, чем максимальное давление на боковую поверхность при конфигурации кузова-контейнера без скосов (табл. 1).

Таблица 1

Конфигурация кузова-контейнера	без скосов	со скосами
$t_p^{max}, c$	0,0542	0,0538
$P_{бок.поверхности}^{max}$ , кПа	51,543	50,544

Отметим, что такой расчет является упрощенным, однако позволяет определить достоинства и недостатки формы конструкции (в примере, конфигурации кузова-контейнера). Данный способ определения давления на боковую поверхность конструкции от воздействия ударной волны является быстрым и не очень сложным в использовании. Его точность, при правильной постановке задачи, удовлетворяет инженерной.



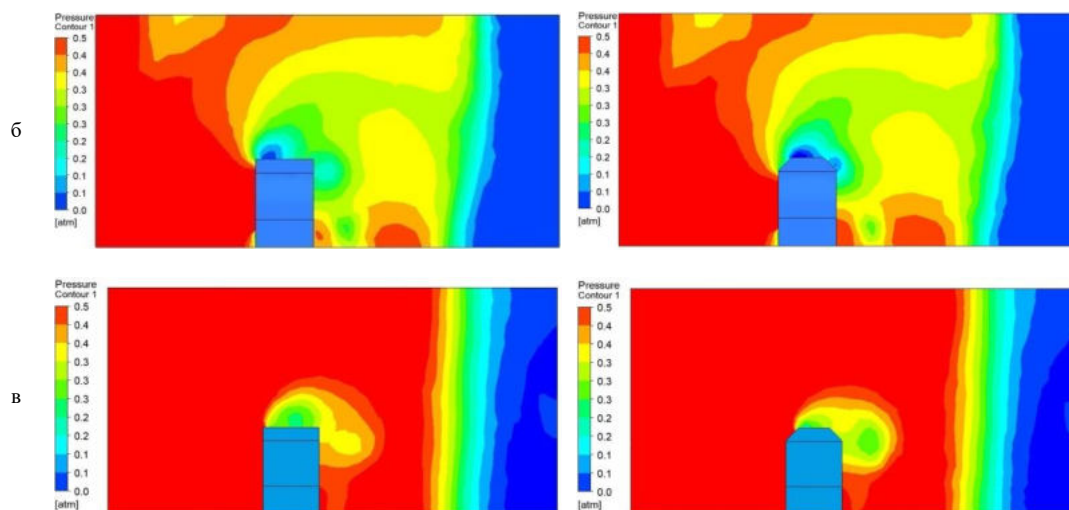


Рис. 4. Изменение давления ударной волны на различных этапах расчета  
 а) 0,012 с, б) 0,024 с, в) 0,054 с

Используя данные, полученные ранее при проведении аэродинамического расчета, можно провести расчет динамики конструкции. Если в процессе воздействия конструкция совершает существенные перемещения (особенно угловые), следует проверить необходимость учета обратного влияния этих перемещений на аэродинамические силы и моменты. Если под конструкцией или в конструкции имеется полость, частично изолированная от внешней среды, изменение давления в которой может повлиять на динамику, для оценки давления в ней можно использовать нульмерные уравнения термодинамики (законы изменения массы и энергии) в сочетании с соотношениями для установившегося истечения воздуха через отверстия и зазоры [2].

Можно заключить, что исследование динамики гибких конструкций при взрывном воздействии в большинстве случаев можно проводить по результатам аэродинамического расчета – полям давлений на поверхностях, либо значениям 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). Анализ результата исследования зависимости давления на боковую поверхность кузова-контейнера различной конфигурации показывает, что для того, чтобы обезопасить подобные конструкции, они должны иметь аэродинамически обтекаемую форму.

#### Библиографический список

1. Барштейн М.Ф., Бородачев Н.М., Блюмина Л.Х. Динамический расчет сооружений на специальные воздействия. М.: Стойиздат, 1981. 215 с
2. Попов Н.Н., Расторгуев Б.С., Забегаев А.В. Расчет конструкций на динамические и специальные нагрузки. М.: Высш. шк., 1992. 319 с.
3. Муйземнек А.Ю. Богач А.А. Математическое моделирование процессов удара и взрыва в программе LS-DYNA. Пенза: Информационно-издательский центр ПГУ, 2005. 106 с.

УДК 621.9-114:004.9

#### АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОГРАММИРОВАНИЕ СТАНКОВ С ЧПУ С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМЫ SIEMENS NX ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ СПЕЦИАЛЬНОГО И ОБЩЕГО МАШИНОСТРОЕНИЯ

*Т. В. Басова, М. В. Басова*

*Балтийский Государственный Университет «Военмех» имени Д.Ф. Устинова*

Использование станков с Числовым Программным Управлением в сравнении с универсальным оборудованием обусловлено многими преимуществами, такими как экономичностью, высоким

качеством и точностью получаемых деталей, более высокой надежностью и минимальной трудоемкостью производства, доводки и сборки и т.д. Экономическая эффективность обработки деталей на станках с ЧПУ вызвана, в первую очередь, повышением производительности труда и снижением себестоимостью продукции. Это достигается за счет сокращения слесарной доработки и доводочных работ.

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.

Siemens NX (ранее Unigraphics) — интегрированная система САПР, предлагающая набор решений для конструкторско-технологической подготовки производства, обеспечивающая быстрое и эффективное создание высококачественных изделий. Разработка УП производится при помощи создания электронной модели детали в специальном САД модуле и дальнейшем программировании в САМ-модуле.

САМ система NX поддерживает программирование на фрезерных, токарных, электроэрозионных станках и на оборудовании со сложной кинематикой. Так данная САПР поддерживает программирование на пятиосевых фрезерных обрабатывающих центрах и позволяет задавать команды управления сложной кинематикой станка, например, угол наклона и перемещения дискретной головы или координаты поворотного стола.

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 процессе написания УП обработки на портально-фрезерном 3+2 обрабатывающем центре в основном использовались операции плоского фрезерования. Перед созданием операции необходим выбор нуля детали, от которой будут отсчитываться все координаты траекторий перемещений инструмента. Выбор нулевой точки довольно ответственный этап, так как от него зависит как оператор станка ЧПУ будет привязываться к детали и как по координатам на станке он будет предварительно контролировать перемещения инструмента. Нулевая точка выбирается, в основном от чистовой базы детали, на чертеже, обычно, это конструкторская база. В некоторых случаях для привязки к нулю детали, при выборе ее от конструкторской базы необходима предварительная разметка детали, это часто используется для сборок. Ось Z должна совпадать с осью шпинделя станка, так например на данном портально-фрезерном станке у системы координат ось Z детали при обработке зеркала клина направлена вверх, а при фрезеровании казенника на горизонтально-фрезерно-расточном станке направлена, соответственно, горизонтально. После выбора системы координат необходимо задание заготовки. Часто для правильного написания съема припуска необходимо произвести замеры имеющейся в цеху на предприятии заготовки. В NX есть несколько методов задания заготовки: ограничивающий блок, цилиндр, заготовка в ЗВПО (Заготовка в процессе обработки), 3-D геометрия. Далее создается сама операция. Самый первый шаг написания программы — задание геометрии модели обрабатываемой детали, и выбор региона обработки. Для черного торцевания поверхности клина был выбран подтип операции Face Milling, в качестве региона обработки прямоугольный эскиз или границы детали. После задания границ детали следует создание инструмента. В данном САМ решении существует возможность приблизительной прорисовки инструмента с учетом его конструктивных параметров, для осевого инструмента: диаметр инструмента, длина режущей кромки, вылет инструмента, радиус пластины, количество зубьев. В САМ системе необходимо присвоение каждому инструменту индивидуального номера, который потом выводится вместе с программой на стойке станка. В магазине станка с ЧПУ каждому инструменту присваивается индивидуальный номер, который прописан в памяти станка вместе с коррекциями по длине и по радиусу с учетом износа и конструктивных особенностей инструмента. Коррекция на длину-перерасчет координат перемещений относительно шпинделя станка или базового

инструмента с прибавлением величины вылета конкретного инструмента. Так при запросе специальной командой T1 M06/T2/.../G43 Z30 H2 M8/G41 X-10 Y0D1 будет вызван инструмент из первой ячейки, которому присвоена компенсация на длину H1и коррекция на диаметр D1. Например, в фрагменте программы чистовой обработки грани клина в N9 строке указывается присвоение инструменту T19 коррекции по длине H19.

Пример написания программы 020-1-Face Mill:

T19 M06-выбор инструмента с номером 19(Торцевая фреза 63)

N7 G97 G90 G56,-G97-обороты в минуту,G90-абсолютные координаты перемещений, G56-рабочая система координат3;

N8 C0.0 A0.0-углы поворота головы станка;

N9 G43 H19 S250 M03 M08, -G43-компенсация по длине инструмента с присвоением коррекции H19,S-частота вращения 250 об/мин. M03-вращение по часовой стрелке,M08-включение СОЖ.

В фрагменте УП 060-7-SKRUGLENIA дообработки углов в строках N9 и N26 инструменту T16 присвоена коррекция на длину и на радиус.

Пример программы обработки углов фрезой 060-7-SKRUGLENIA:

T16 M06

N7 G97 G90 G56

N8 C0.0 A0.0

N9 G43 H16 S0 M03 M08

N10 G94 G90 X-2.436 Y.6142 Z2.7559

...

N26 G41 G01 X-2.6142 Y.3321 D16

Коррекция на диаметр позволяет изменять траекторию обработки с учетом износа инструмента. Коррекцией на инструмент возможна замена инструмента на имеющийся соответственно прибавлением и вычитанием некоего значения из диаметра, присвоенного в памяти ЧПУ. После выбора региона обработки, находящегося в плоскости снимаемого слоя, выбирается в Face Milling расстояние от которого начинается резание, рабочий процент диаметра фрезы, обычно его задают от 51% до 75% (преимущественно несимметричное торцевание для уменьшения вибраций) и глубину резания. После ввода этих данных выбирается оптимальный метод фрезерования: вдоль детали, вдоль периферии, профиль, зигзаг, зиг, трохондальный. При черновом фрезеровании наиболее подходящим типом является метод зигзаг, так как фреза работает не отрываясь от поверхности обработки, что является наиболее производительным методом, но при этом фреза работает попутно и встречно, что вызывает вибрации, которые оставляют на материале характерный след, что недопустимо для особо качественной поверхности. Для чистового фрезерования был выбран метод зиг со снятием припуска 0,2 мм. В конце операции необходимо выбрать ось инструмента, для обработки всех поверхностей клина ось инструмента направлена перпендикулярна обрабатываемой поверхности. В NX режимы резания рассчитываются автоматически при вводе двух параметров зависимостей скоростей и подачи из предлагаемых: скорость резания, подача на зуб, частота вращения шпинделя и подача в мм/об. Вспомогательные перемещения, плоскость безопасности, траекторий врезания и отхода, а также возможность вывода траектории резания с учетом коррекции на диаметр рассчитываются при выборе параметров в вкладке Вспомогательные перемещения. После выбора всех параметров следует генерация траектории, на этом этапе происходит расчет координат перемещений относительно выбранной нулевой точки. Для получения программы необходимо пропустить полученный набор координат относительно нулевой точки через специальную согласующую программу, подходящую данной стойке-постпроцессор. Для вывода программы для данного 3+2 осевого портально-фрезерного станка необходимо использовать постпроцессор Mill 5 Axis.

Преимущество использования NX CAM является возможность верификации полученной программы на компьютере. Данная возможность является необходимой при пятиосевом программировании для станков со сложной кинематикой. Так, например, для фрезерования боковых поверхностей на первом установе необходим поворот головы станка с перерасчетом его углов поворота относительно нуля детали. Оси систем координат детали и головы шпинделя должны быть сонаправлены, если ориентация их не совпадет, то возможно столкновение на станке в процессе реальной обработки. Симуляция обработки в NX дает избежать подобные ошибки. Для фиксации, поворота, перемещения, запланированной остановки и т.д. стола, поворотного шпинделя станка в системе NX существует возможность добавлений дополнительных команд постпроцессора, задаваемых пользователем – события. События выбираются в начале операции или в конце. Так, например, событие Lock Axis позволяет зафиксировать выбранную ось.

Токарная обработка в NX имеет свои особенности. Перед набором операций необходимо создать токарную заготовку Turning Workpiece, систему координат ZOX, так чтобы ось z была направлена параллельно оси шпинделя. После собирается инструмент, проставляется его номер коррекции и выбирает точка начала трассировки-та точка, от которой идет просчет траектории. Следующий этап-программирование самих операций. Для задание любой операции необходимо задание точек в регионе обработки, в плоскости ZOX. В NX существует возможность следующих точек: радиальные, осевые, точки обрезки. Для растачивания отверстия в казеннике был написан ТП: предварительное сверление отверстия  $\varnothing 80H14$  и последующая расточка отверстия на токарно-карусельном станке  $\varnothing 236$  и создание конуса на другой стороне. Необходимо для задания данной обработки выбрать радиальные точки на подходящих диаметрах и точки обрезки. После следует задать вспомогательные перемещения инструмента так, чтобы они были минимальными и инструмент не врезался в материал и приспособления. Для контроля оптимальной проработки операций рекомендуется просмотреть визуализацию траектории инструмента вместе с отображением удаления материала с заготовки.

Технологи-программисты должны учитывать при написании УП допуски на размеры. При написании УП в номинальных размерах оператору станка с ЧПУ для получения размера в заданном допуске необходимо добавлять и вычитать компенсацию на инструмент, для деталей сложного профиля это является слишком затруднительно. В NX существует два метода написания обработки детали в допусках: путем смещения контура обработки в фрезерных операциях или прибавлением и вычитанием припуска на грань, радиус и т.д.

Технологи-программисты должны при написании УП руководствоваться технологичностью и оптимизировать свои программы для получения заданных конструктором набором характеристик с минимальным временем обработки и использованием имеющегося инструмента. Система NX обладает модульной структурой, то есть поддерживает выполнение всего жизненного цикла изделия, начиная от проектирования нового изделия до создания УП для изготовления либо самого этого изделия, либо инструментальной оснастки для его изготовления. При использовании подобным техническим решением, как NX на предприятии повышается производительность, скорость расчета и изготовления изделий, особенно при модификации уже разработанных деталей.

#### **Библиографический список**

1. Ведмидь П.А. Основы NX CAM. М. ДМК Пресс, 2012. -216 с.
2. Звонцов И. Ф., Иванов К.М., Серебrenицкий П. П. Разработка управляющих программ для оборудования с ЧПУ. СПб.: Лань,2017.- 88 с.
3. Данилов Ю., Артамонов И. Практическое использование NX. - М.: ДМК Пресс, 2011 -332 с.
4. Ведмидь П. А., Сулинов А. В. Программирование обработки в NX CAM. М.:ДМК Пресс, 2014. – 304 с.
5. Гжиров Р. И., Серебrenицкий П. П. Программирование обработки на станках с ЧПУ.Л., 1990 – 91с.

УДК

#### **ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ПРОТИВОТОРПЕДНОЙ ЗАЩИТЫ**

*А. А.Баукина, Е. П. Фомин*

В настоящее время для военно-морских сил ведутся разработки активных систем противоторпедной защиты (ПТЗ). Это связано с тем, что пассивные системы ПТЗ теряют свою эффективность с появлением более совершенных алгоритмов наведения торпед [1].

Введение

Активная система ПТЗ состоит из:

- средств обнаружения торпеды противника;
- средств определения параметров движения торпеды противника;
- средств уничтожения торпеды противника (анти-торпеда).

Важнейшим качеством любой системы является эффективность, как характеристика уровня выполнения тех функций, для которых она предназначена. Эффективность оценивается при помощи целого ряда количественных критериев, в число которых входят: вероятность поражения цели,

средний расход анти-торпед на поражение одной цели, среднее время, затрачиваемое на поражение одной цели и др. [2]

В данной работе представлена имитационная модель работы активной противоторпедной системы, проведена оценка эффективности системы ПТЗ. Критерием эффективности здесь является вероятность того, что система ПТЗ выполнит свою задачу за время меньшее, чем то, которое потребуется атакующей торпедой для достижения своей цели.

#### Постановка задачи

Ордер надводных кораблей, патрулирующих участок моря, на дистанции 5 км обнаруживает торпеду противника. Требуется оценить скорость и траекторию движения торпеды точнее, чем это позволяют гидроакустические средства корабля. Для этого в район хода атакующей торпеды необходимо в кратчайшие сроки транспортировать специальные приёмо-передающие устройства (СППУ) – радиогидроакустические буи реактивные (РГБР) (далее по тексту – маяки). После передачи измеренных параметров атакующей торпеды на НК, поступает команда на старт анти-торпед для перехвата атакующей торпеды.

#### Принятые допущения:

1. атакующая торпеда не маневрирует, движется прямолинейно;
2. при перехвате атакующей торпеды на расстоянии 500 м от НК, корабль гарантированно не получит никаких повреждений;
3. отсутствуют какие-либо помехи (как для атакующей торпеды, так и для маяков и анти-торпед);
4. отсутствует волнение моря.

#### Решение. Моделирование

##### Операционная модель

В настоящей работе предложена система ПТЗ, работающая по следующему алгоритму:

1. обнаружение атакующей торпеды гидроакустическими средствами НК;
2. запуск реактивных неуправляемых снарядов (РНС) на твёрдом топливе (маяков) из реактивных бомбомётных установок (РБУ), находящихся на НК в направлении предполагаемого нахождения атакующей торпеды. Место приводнения маяков – предполагаемый район нахождения торпеды;
3. маяки выполняют поиск и определение ПДЦ (пеленг и дистанцию до цели) торпеды посредством собственных гидроакустических установок; передают полученные параметры атакующей торпеды на НК по радио волнам;
4. на НК производится расчёт (прогнозирование) координат и момента времени, где и когда атакующую торпеду следует перехватить анти-торпедой;
5. пуск и ход анти-торпеды;
6. перехват атакующей торпеды.

Иллюстрация алгоритма представлена на рисунке 1:

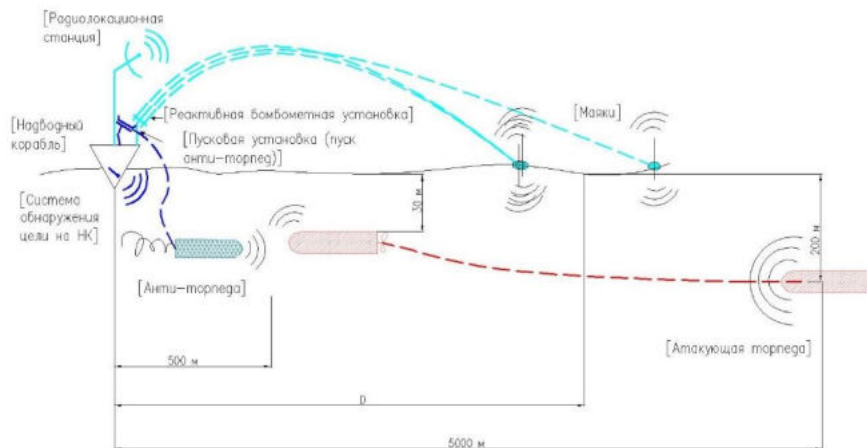


Рис. 1. Иллюстрация алгоритма работы системы

Решения поставленной задачи необходимо рассчитать время работы каждого элемента системы. Общее время работы системы складывается из:

- $\Delta t_1$  – принятие решения на пуск маяков;
- $\Delta t_2$  – предстартовая подготовка ПУ для маяков;
- $\Delta t_3$  – полёт маяков;
- $\Delta t_4$  – поиск и определение ПДЦ торпеды;
- $\Delta t_5$  – передача данных на НК;
- $\Delta t_6$  – расчёт и прогноз параметров торпеды, расчёт времени и места встречи;
- $\Delta t_7$  – предстартовая подготовка анти-торпед;
- $\Delta t_8$  – ход анти-торпед.

На рисунке 1:

1. В начальный момент времени (момент обнаружения) атакующая торпеда находится на расстоянии 5000 м от НК.

2. Система обнаружения цели на корабле определяет скорость атакующей торпеды:  $V_{at\_tor}$ .

3. Маяки должны быть доставлены в район хода атакующей торпеды на расстояние (дистанция: D):

$$D = 5000 - V_{at\_tor} \times \Delta t_1 - V_{at\_tor} \times \Delta t_2 - V_{at\_tor} \times \Delta t_3 \quad 1)$$

4. Запуск маяков осуществляется из реактивных бомбомётных установок, таких как РБУ-6000, калибр 212 мм.

5. Количество маяков равно трём.

6. Сам маяк доставляется на место своей работы посредством реактивного неуправляемого снаряда (РНС) на твёрдом топливе (ТТ). Снаряд состоит из:

- ракетного двигателя твёрдого топлива (РДТТ);
- полезной нагрузки (ПН): шаровая антенна для определения ПДЦ, устройство для определения собственных GPS-координат, устройство для связи с другими маяками, счётное устройство – для расчёта координат атакующей торпеды в GPS-координатах и других расчётов, антенна для передачи полученных и рассчитанных данных на НК, аккумуляторная батарея;
- системы обеспечения мягкого приводнения (парашютная система).

7. Включение ДУ снаряда происходит в момент запуска снаряда из РБУ.

8. Перегрузки на всём участке полёта маяков должны не превышать максимально допустимых перегрузок.

9. В момент встречи маяков с поверхностью воды сила удара не должна превышать максимально допустимую (максимально допустимая сила удара о поверхность воды – 1000 Н).

10. Глубина хода атакующей торпеды в процессе работы маяков (поиска и определения ПДЦ торпеды) – на маршевом участке – 200 м (из анализа некоторых зарубежных торпед – информация из открытых источников).

11. Дистанция от НК до точки перехвата атакующей торпеды – 500 м.

12. Глубина хода атакующей торпеды на участке наведения на НК – 30 м (из анализа некоторых зарубежных торпед – информация из открытых источников).

13. Дальность хода анти-торпеды: до 2000 м.

Время работы элемента вычисляется с помощью:

$\Delta t_1$  – нормативных документов;

$\Delta t_2$  – нормативных документов;

$\Delta t_3$  – кинематических соотношений (движение точки в пространстве), динамических соотношений;

$\Delta t_4$  – некоторых физических соотношений (распространение акустических волн в среде);

$\Delta t_5$  – некоторых физических соотношений (распространение электромагнитных волн в среде) - бесконечно малый отрезок времени (в расчётах принят за 0);

$\Delta t_6$  – бесконечно малый отрезок времени (в расчётах принят за 0);

$\Delta t_7$  – нормативных документов;

$\Delta t_8$  – кинематических соотношений (движение точки в пространстве), динамических соотношений.

Каждая  $\Delta t_i$  является непрерывной случайной величиной (СВ) и распределена по нормальному закону, имеет математическое ожидание (МО), дисперсию, среднеквадратическое отклонение ( $\sigma$ ). За МО времени работы элемента принимается результат решения системы дифференциальных уравнений. Среднеквадратическое отклонение задаётся вручную автором расчётов. Из этих величин

складывается общее время работы всей системы ПТЗ, выполняется построение графика распределения по нормальному закону.

За критерий эффективности в работе принята вероятность того, что система ПТЗ выполнит свою задачу за время меньшее, чем время с момента обнаружения торпеды до расчётного момента пересечения атакующей торпедой безопасной зоны НК:

$$P_{\text{эфф}} = 1 - P(t_{\text{ПТЗ}} > t_{\text{АТ}}) \quad 2)$$

где  $P_{\text{эфф}}$  – искомая вероятность,  $t_{\text{ПТЗ}}$  – время работы системы ПТЗ,  $t_{\text{АТ}}$  – время хода атакующей торпеды,  $P$  – вероятность того, что время работы системы ПТЗ будет больше времени хода атакующей торпеды.

Данные оценки времени так же являются случайными величинами.

Математическая модель

Модель полёта РНС (маяков)

Полёт маяков можно представить как движение реактивного неуправляемого снаряда (после выключения двигательной установки (ДУ) – как движение свободно брошенного тела) в атмосфере. Задачу движения снаряда (как материальной точки) решает внешняя баллистика. Иллюстрация движения маяков представлена на рисунке 2.

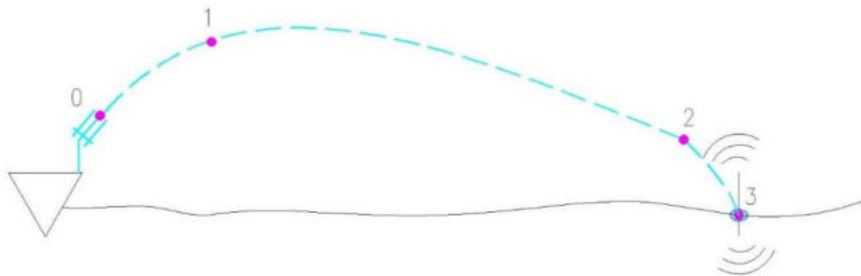


Рис. 2. Полёт маяков

Здесь:

Точка 0: Точка старта снарядов (маяков) из РБУ, точка включения РДТТ.

Точка 1: Точка выключения РДТТ.

Точка 2: Точка срабатывания системы обеспечения мягкой посадки.

Точка 3: Точка мягкого приводнения маяков.

Допущения:

– оси связанной системы координат (КС) совпадают с осями скоростной СК (отсутствует угол атаки);

– участок 2-3 не рассчитывается: в расчёте нет системы мягкой приводнения, снаряд свободно падает в воду.

Движение летательного аппарата (ЛА) описывается известной системой дифференциальных уравнений [3]. В векторной форме уравнение можно записать в виде:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{P} + \vec{G} + \vec{F}_A \quad 3)$$

где  $m$  – масса снаряда,  $V$  – скорость снаряда,  $P$  – тяга ДУ снаряда ( $P = 0$  после выключения ДУ),  $G$  – вес снаряда,  $F_A$  – полная аэродинамическая сила.

$$\vec{G} = m \times \vec{g} \quad 4)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения на Земле.

$$\vec{F}_A = \vec{X} + \vec{Y} \quad 5)$$

где  $X$  – сила лобового сопротивления,  $Y$  – подъёмная сила снаряда (в расчётах отсутствует).

В настоящей работе приняты следующие соотношения (в декартовой правой инерциальной СК, связанной с точкой нахождения НК в момент обнаружения торпеды противника – стартовой СК):

Расчёт ускорения:



$$\vec{a} = \frac{\vec{P} - \vec{X}}{m} - \vec{g} \quad 6)$$

При расчёте все указанные силы и ускорение свободного падения проецируются на оси координат.

Расчёт скорости:

$$\vec{V} = \vec{a} * dt \quad 7)$$

где dt – шаг по времени.

Расчёт координат:

$$x = Vx * dt \quad (8)$$

$$y = Vy * dt \quad (9)$$

$$z = Vz * dt \quad (10)$$

В расчёте реализован метод последовательного перебора варьируемых параметров для определения оптимальных параметров РНС.

Варьируемые параметры:

1. угол наклона РБУ к горизонту в момент старта РНС;
2. относительная масса топлива снаряда;
3. удельный импульс топлива;
4. секундный массовый расход топлива.

Здесь целевой функцией является минимизация времени полёта маяков.

Отсюда время полёта маяков известно.

Модель поиска и определения параметров торпеды

Поиск и определение ПДЦ (пеленга и дистанции до цели) осуществляется посредством гидроакустических приборов, которые являются составной частью маяков.

Принцип действия системы из трёх таких маяков (рис. 3):

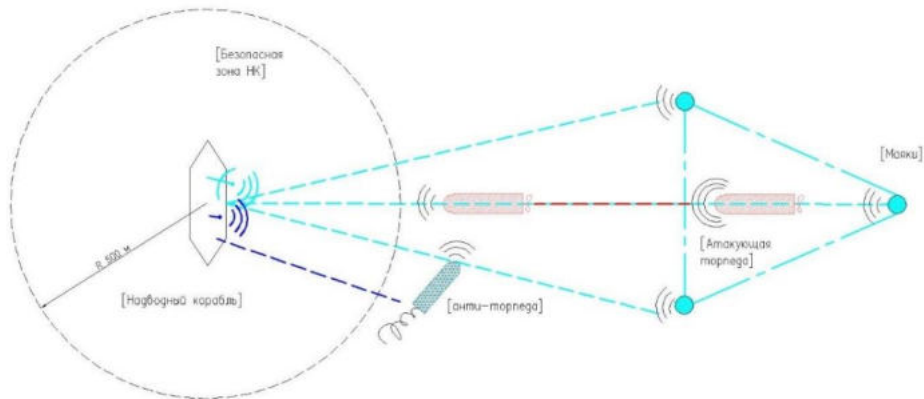


Рис. 3. Действие системы маяков. Вид сверху

– маяки должны быть установлены на расстоянии 300 м друг от друга (с допустимой ошибкой расположения) (рис. 4);

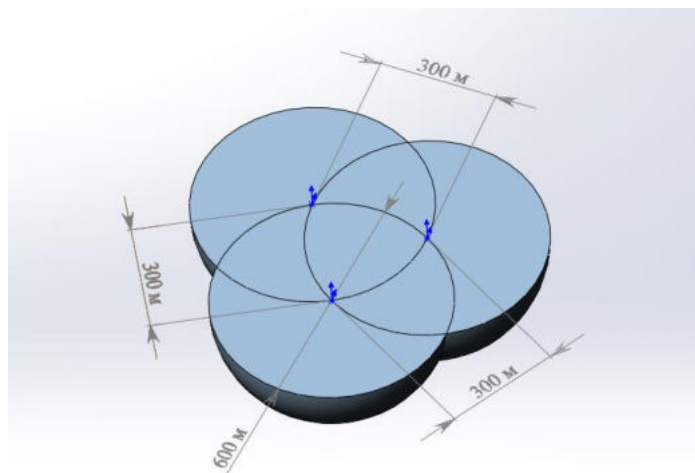


Рис. 4. Взаимное расположение маяков

- система из 3х маяков определяет тот маяк (маяк-расчётчик), который будет вычислять параметры торпеды и передавать вычисленные характеристики на НК;
- излучение всеми тремя устройствами акустической волны;
- приём отражённой от торпеды акустической волны;
- передача полученных данных на маяк-расчётчик;
- вычисление пеленга на торпеду;
- определение координат торпеды (по методу 3х пеленгов);
- передача на НК полученных данных (координат в дискретные моменты времени с шагом  $dt$ ) посредством радиоволн.

Далее на НК вычисляется скорость торпеды противника, прогнозируется траектория торпеды.

В данном расчёте изменения параметров воды с глубиной не учитываются.

Радиус действия работы антенны маяка: не более 300 м.

Координаты приведения маяков известны (определяются GPS-устройствами на маяках).

Количество времени на сканирование торпеды зависит от характеристик антенны (частота сигнала), количества исходящих и принятых сигналов, времени нахождения торпеды противника в зоне видимости всех трёх антенн (от скорости торпеды) [6].

По этой переданной информации на НК производится прогнозирование будущих координат атакующей торпеды.

Расчёт и прогноз параметров торпеды. Расчёт времени и места встречи

Расчёт производится по полученной от маяков информации о параметрах торпеды.

Здесь используется статистическая обработка данных. Расчёт производится автоматически. Отрезок времени на решение задачи – бесконечно малая величина.

Модель хода анти-торпед

Запуск анти-торпед – надводный. Следовательно, присутствуют надводный и подводный участки траектории хода анти-торпеды. Для моделирования хода торпеды на надводном участке используются те же соотношения, что и для моделирования РНС. На подводном участке траектории используются те же соотношения с использованием гидродинамических коэффициентов.

При движении анти-торпеды в воде возникают [4]:

- присоединённые массы воды;
- возможность использования кавитатора для уменьшения сопротивления среды;
- возможность возникновения нерасчётности истечения продуктов сгорания, что снижает силу тяги ДУ.

В данной работе выше перечисленные явления принято не учитывать.

Отсюда имеем время хода анти-торпед.

### Результат

Математическое ожидание общего времени работы системы ПТЗ – сумма МО времён работы каждого элемента системы. Среднеквадратическое отклонение (дисперсия) времени работы системы ПТЗ – сумма всех среднеквадратических отклонений работы каждого элемента.

Все расчёты выполнены в пакете MATLAB.

В результате расчетов получен график (рис. 5) распределения вероятности перехвата атакующей торпеды в зависимости от общего времени работы системы. Там же (рис. 5) приведён график времени хода атакующей торпеды (распределён по нормальному закону). Формула для построения графиков нормального распределения:

$$P = \frac{1}{\sqrt{2 * \pi}} \exp(-0,5 * \frac{t - \mu_t}{\sigma_t^2}) \quad (11)$$

где P – вероятность того, что время работы системы займёт t секунд,  $\mu_t$  – МО времени работы системы,  $\sigma_t$  – дисперсия случайной величины, t – время, для которого рассчитывается вероятность P [5].

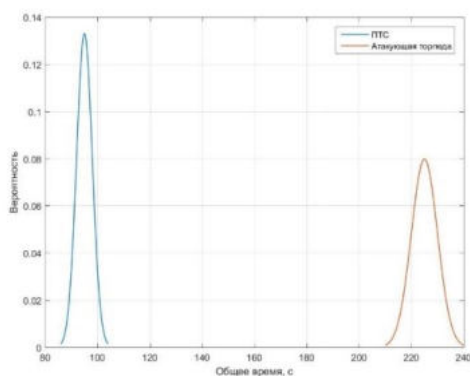


Рис. 5. График распределения вероятностей

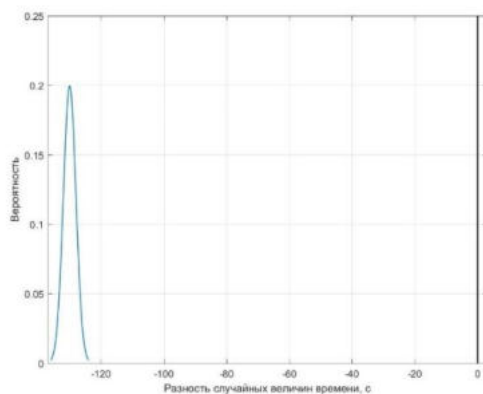


Рис. 6. Функция распределения вероятности разности двух случайных величин

Последний график (рис. 6) иллюстрирует эффективность работы системы ПТЗ против данной атакующей торпеды. Получен таким же образом, как и предыдущий график. Здесь МО – разность математических ожиданий времени работы системы ПТЗ и времени хода атакующей торпеды. Дисперсия вычисляется так же. Видно, что время работы системы ПТЗ всегда меньше времени хода атакующей торпеды (график полностью находится в отрицательной области горизонтальной оси).

### Заключение

В настоящей работе представлено имитационное моделирование системы ПТЗ, проведена оценка эффективности работы системы.

В результате установлено: система ПТЗ выполнит свою задачу с вероятностью близкой к 1; система ПТЗ выполнит свою задачу за время 95с с вероятностью 0.13.

Для повышения вероятности перехвата атакующей торпеды за минимальное количество времени необходимо уменьшить время работы элементов системы, уменьшить среднеквадратическое

отклонение случайной величины (времени работы элемента системы) – повысить точность результатов работы элементов системы.

Одним из вариантов решения проблемы повышения эффективности системы является следующее решение: следует увеличить количество маяков, что увеличит зону контроля над атакующей торпедой. Это позволит точнее определить её траекторию движения, а, следовательно, повысить эффективность системы ПТЗ.

#### Библиографический список

1. Шишкин А.Л., Обоснование требований к тактико-техническим характеристикам противоторпедного снаряда // Известия Тульского государственного университета. Технические науки, 2017г.
2. Шариков П.П., ВКР на тему: «Учебная система оценки эффективности зенитных комплексов», «ЛЭТИ», СПб, 2016г.
3. Григорьев А.А., Израилев А.И., «Стрельба корабельной артиллерии», Военное издательство министерства обороны союза ССР, М., 1953 г.
4. Дегтярь В.Г., Пегов В.И., «Гидродинамика баллистических ракет подводных лодок», Миасс, 2004 г.
5. Ельцин С.Н., Жуков А.П., Кашин В.М., Рютин В.Б., «Оценка эффективности переносных зенитных ракетных комплексов» , БГТУ, СПб, 2007 г.
6. Пюниннен С.А., Повышение точности определения координат и параметров движения объектов по пеленговой информации // Современные проблемы науки и образования, №2, 2012 г.

УДК 623.4.012

#### АНАЛИТИЧЕСКИЕ ЗАВИСИМОСТИ ДЛЯ РАСЧЕТА МОМЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ИЗГИБУ СЕЧЕНИЯ ВЕДУЩЕЙ ЧАСТИ АРТИЛЛЕРИЙСКОГО СТВОЛА

*Д. П. Белошова, В. В. Егоров, Е. Д. Чугуева*

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

При проектировании стволов артиллерийских орудий часто возникает необходимость решить задачи синтеза конструкции. Такие вопросы во многих случаях требуют многократного рассмотрения задач анализа, для чего нужны соответствующие математические модели, особенно на ранних стадиях проектирования, которые должны обеспечивать экспресс-проектирование. Одной из таких типовых задач является задача определения статического изгиба ствола.

Экспресс-метод решения данной задачи и модель на основе одномерных конечных элементов рассмотрены в работе [1]. Однако данная модель рассматривает поперечное сечение ведущей части ствола упрощённо – в виде круглой консольной балки постоянного сечения, внутренний радиус которой равен калибру, это существенно влияет на итоговый результат расчёта момента сопротивления сечения изгибу.

Для повышения точности расчёта необходимо рассмотреть действительную конфигурацию сечения ведущей части ствола, которая может содержать нарезы, наружные каналы охлаждения или внутренние каналы при межслойном охлаждении (рис. 1).

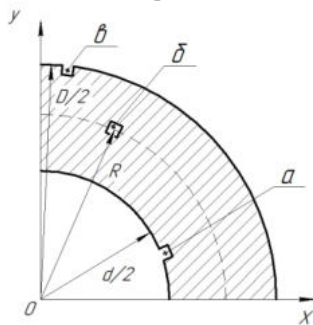


Рис. 21. Положение относительно оси симметрии сечения:  $d$  – калибр,  $D$  – наружный диаметр ствола;  $a$  – нарез;  $b$  – каналов межслойного охлаждения;  $v$  – каналов наружного охлаждения.

При расчёте момента сопротивления сложных конструкций можно использовать численные методы (например, такой подход применяется в САД-системах). Однако, как уже было отмечено ранее, при решении задач синтеза, в котором требуется перебор множества вариантов (может достигать миллионов), предпочтение стоит отдать аналитическому расчёту. Кроме того, расчёт по аналитическим зависимостям проще реализовать в существующих объектно-ориентированных средствах автоматизированного проектирования стволов.

В этом случае необходимо принять допущение, которое заключается в том, что площади нарезков и каналов охлаждения малы относительно общей площади сечения канала ствола.

Момент сопротивления сечения изгибу в общем случае равен [2]:

$$W_x = \frac{J_x}{h_{max}}$$

где  $J_x$  – момент инерции сечения относительно оси  $x$ ;  $h_{max}$  – максимальное расстояние от поверхности до оси  $x$ .

При данных условиях наличия нарезков и каналов охлаждения момент сопротивления сечения изгибу будет зависеть, в том числе от положения и площади этих отверстий. Для нахождения момента сопротивления сечения нарезков и каналов охлаждения необходимо выяснить, какую форму они имеют (как правило, это прямоугольник, либо прямоугольник со скруглёнными углами), и рассчитать их площади (рис.2).

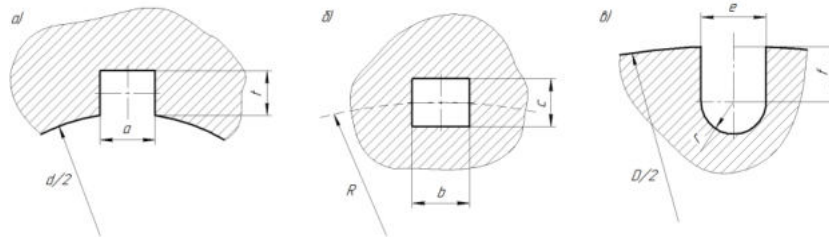


Рис. 22. Форма отверстий:

а) нарезы; б) межслойное охлаждение; в) наружное охлаждение

Умножив найденную площадь на расстояние от центра нарезка или отверстия охлаждения до координатной оси (оси симметрии сечения ведущей части), получим их моменты сопротивления соответственно. Итоговая формула для вычисления общего момента сопротивления сечения изгибу находится, как разность между общим сопротивлением сечения ведущей части канала ствола (как трубы) и сопротивлением сечения с нарезками и каналами охлаждения:

$$W_x = \frac{J_{кол} - J_{нар} - J_{мохл} - J_{нохл}}{h_{max}}$$

где  $J_{кол}$  – момент инерции сечения трубы (кольца) относительно оси  $x$  (симметрии);  $J_{нар}$  – момент инерции нарезков относительно оси  $x$ ;  $J_{мохл}$  – момент инерции отверстий межслойного охлаждения относительно оси  $x$ ;  $J_{нохл}$  – момент инерции отверстий наружного охлаждения относительно оси  $x$ .

Примем, что  $h_{max}$  равен половине наружного диаметра ствола  $D$ , тогда момент сопротивления запишем как

$$W_x = \frac{2 \cdot (J_{кол} - J_{нар} - J_{мохл} - J_{нохл})}{D}$$

Моменты инерции сечения кольца равен

$$J_{кол} = \frac{\pi(D^3 - d^3)}{64}$$

где  $d$  – калибр ствола.

Остальные же моменты инерции определим из общей зависимости для геометрического момента инерции площади относительно оси:

$$J_x = \int_S h^2 dS$$

где  $h$  – расстояние от поверхности до оси  $x$ .

Так как в нашем случае площади отверстий достаточно малы, то

$$J_x = \sum_i h_e^2 \cdot S_e$$

где  $h_e$  – расстояние от оси до центра площади элемента,  $S_e$  – площадь элемента.

Тогда геометрические моменты инерции для нарезков, каналов межслойного охлаждения и соответственно наружного будут равны

$$J_{\text{нар}} = \sum_{i=0}^{n-1} \left( \sin \left( \frac{2\pi}{n} \cdot i \right) \cdot \frac{d+t}{2} \right)^2 \cdot a \cdot t,$$

$$J_{\text{мохл}} = \sum_{i=0}^{m-1} \left( \sin \left( \frac{2\pi}{m} \cdot i \right) \cdot R \right)^2 \cdot b \cdot c,$$

$$J_{\text{мохл}} = \sum_{i=0}^{k-1} \left( \sin \left( \frac{2\pi}{k} \cdot i \right) \cdot \left( \frac{D}{2} - \frac{\pi r^2 (f + \frac{4r}{3\pi}) + e \cdot f \cdot \frac{f}{2}}{\frac{\pi r^2}{2} + e \cdot f} \right) \right)^2 \cdot \left( \frac{\pi r^2}{2} + e \cdot f \right),$$

где  $n$ ,  $t$ ,  $a$  – количество, глубина и ширина нарезков;  $m$ ,  $b$ ,  $c$ ,  $R$  – количество, ширина, высота каналов межслойного охлаждения, расстояние от оси канала ствола до их центров;  $k$ ,  $e$ ,  $f$ ,  $r$  – количество, ширина, глубина, радиус скругления каналов наружного охлаждения.

Представленные зависимости могут использоваться для аналитического расчета момента сопротивления сечения изгибу для стволов артиллерийских орудий с различными вариантами конструкции ведущей части и каналов охлаждения, что делает их достаточно универсальными.

#### Библиографический список

1. Егоров В.В. Определение некоторых жесткостных характеристик артиллерийских стволов при автоматизированном проектировании // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ» Том 9, №2 (2017) <http://naukovedenie.ru/PDF/93TVN217.pdf> (доступ свободный). Загл. с экрана. Яз. рус., англ.
2. Феодосьев, В. И. Сопротивление материалов: учеб. для вузов / В. И. Феодосьев. – 10-е изд., перераб. и доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. – 592 с.

УДК

#### ПРИМЕНЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДА КОЛИЧЕСТВЕННОЙ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЁЖНОСТИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ПРОВЕДЕНИЯ ГОСУДАРСТВЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ АРКТИЧЕСКИХ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ТЫЛА

*Н. Н. Бурыкин, Г. А. Калачёв, В. И. Блоцкий, К. В. Степанов*

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

Надёжность любого технического средства является одним из важнейших свойств, которое обеспечивает выполнение основных показателей, характеризующих его производственные возможности по назначению в заданных условиях эксплуатации. Уровень надёжности в значительной степени определяет техническое совершенство принятых проектных решений при создании новых образцов технических средств на этапе выполнения опытно-конструкторской работы.

Последовательное проведение предварительных и государственных испытаний опытных образцов техники и подтверждение на их основе заданных заказчиком тактико-технических требований – является обязательным условием принятия на снабжение и постановки на серийное производство новых технических средств службы материального обеспечения.

При проведении предварительных и государственных испытаний кухни арктической КА-250/30ПМ испытания на надёжность базового шасси ДТ-30ПМ не проводилось, т.к. были приняты положительные результаты по оценке надёжности на стадиях выполнения опытно-конструкторской работы (ОКР), проведения предварительных и государственных испытаний опытных образцов, что позволило рекомендовать их к серийному производству.

Проведение испытаний опытного образца кухни арктической КА-250/30ПМ и её отдельных составных частей на соответствие требованиям показателей назначения, приведенным в тактико-технических характеристиках, не вызывает принципиальных трудностей, однако оценка надёжности всегда связана с прогнозированием состояния работоспособности техники во времени и поэтому требует разработки специальной методики.

Испытания опытного образца кухни арктической КА-250/30ПМ проводились в условиях, соответствующих требованиям ТТЗ на ОКР:

- температура окружающей среды от минус 50 °С до плюс 40 °С;

- возможность работы при предельных значениях температур до минус 60°С с соответствующим снижением тактико-технических характеристик испытуемого образца;
- относительной влажности 98% при температуре 25 °С;
- средняя запыленность воздуха до 2,0 г/м<sup>3</sup>.

Для моделирования соответствующих условий в ходе испытаний применялась специальная термокамера.

Общий вид кухни арктической КА-250/30ПМ показан на рисунке 1.



Рис. 1. Кухня арктическая КА-250/30ПМ.

Кухня состоит из силового и технологического блоков, размещённых на плавающем двухзвенном гусеничном транспортёре ДТ-30ПМ со штатными водоизмещающими кузовами первого и второго звена.

Силовой блок предназначен для обеспечения электроэнергией оборудования технологического блока и состоит из следующих основных элементов: система электропитания, система обогрева, система освещения и система пожаротушения. Структурная схема соединения составных частей силового блока по надёжности зависит от того резервируются или не резервируются его основные элементы. Схема имеет последовательно-параллельный характер, см. рисунок 3.



Рис. 3. Структурная схема соединения основных элементов силового блока кухни арктической КА-250/30ПМ по надёжности: 1 – цельнометаллический термоизолированный обогреваемый кузов; 2 – дизель электростанция мощностью 100 кВт; 3 – резервная ДЭС мощностью 5 кВт; 4 – отопительно-вентиляционная установка; 5 – резервная система обогрева; 6 – основная система освещения; 7 – аварийная система освещения; 8 – автоматизированная система пожаротушения; 9 – резервные огнетушители.

Технологический блок предназначен для выполнения всех технологических операций по приготовлению пищи. Его структурная схема, по аналогии с силовым блоком, носит последовательно-параллельный характер - в зависимости от того, резервируются или не резервируются его основные элементы.

Структурная схема соединения основных элементов технологического блока по надёжности графически представлена на рисунке 4.



Рисунок 4 - Структурная схема соединения основных элементов технологического блока кухни арктической КА-250/30ПМ по надёжности: 1 – цельнометаллический термоизолированный обогреваемый кузов; 2,3,4 – три котла пищеварочных на электрическом и паровом обогреве вместимостью по 160 л для приготовления первого, второго и третьего блюд; 5 – электрическая система нагрева пищеварочных котлов; 6 – парогенератор (резервная система нагрева пищеварочных котлов); 7 – отопительно-вентиляционная установка; 8 – резервная система обогрева; 9 – основная система освещения; 10 – аварийная система освещения (резервная).

Силовой и технологический блоки являются новой технической разработкой, но при выполнении ОКР по созданию кухни арктической КА-250/30ПМ применены как серийно производимые узлы и агрегаты. Для опытного образца кухни арктической в целом в ТТЗ были определены следующие показатели надёжности:

- средняя наработка на отказ -  $T_o$ ;
- вероятность безотказной работы -  $P(t)$ ;
- средний коэффициент готовности -  $K_g$ ;
- коэффициент оперативной готовности -  $K_{ог}$ .

Согласно ГОСТ, под надёжностью кухни арктической КА-250/30ПМ следует понимать её свойство выполнять заданные функции по приготовлению пищи из трех блюд и её транспортированию, сохраняя во времени значения установленных тактико-технических характеристик по производительности в заданных пределах, соответствующих заданным режимам эксплуатации в Арктической зоне и других регионах с особо тяжёлыми природно-климатическими условиями, технического обслуживания, ремонта, хранения и транспортирования [10].

Показатель «Средняя наработка на отказ» вводится для восстанавливаемых объектов, к которым относится кухня арктическая КА-250/30ПМ, когда допускаются многократно повторяющиеся отказы.

Под отказом понимается событие, заключающееся в нарушении работоспособности любой составной части кухни арктической КА-250/30ПМ, приводящее к невозможности применения её по назначению [10].

Средняя наработка на отказ в целом для опытного образца кухни арктической с учетом серийного производства её составных частей была определена по данным заводов изготовителей, которые приведены в РКД.

$$T_o = \frac{1}{n} \sum T_{oi} \quad (1)$$

где:  $T_o$  - средняя наработка на отказ КА-250/30ПМ;  $n$  - количество составных частей;  $T_{oi}$  – наработка на отказ  $i$ -ой составной части.

Показатель вероятности безотказной работы определяется, как показатель того, что в пределах заданной наработки для опытного образца кухни арктической -  $t$  - отказа не произойдет [10].

Для практических расчетов, применительно к периоду нормальной эксплуатации интенсивность отказов  $\lambda_i(t)$  любой составной части кухни арктической с некоторым допущением может быть принята как постоянная величина, не зависящая от времени, т.е.

$$\lambda_i(t) \approx \lambda_i = \frac{1}{T_{oi}} = Const \quad (2)$$

Закон распределения наработки на отказ при этих условиях называется «экспоненциальным». Вероятность безотказной работы  $i$ -ой нерезервированной составной части кухни арктической в пределах заданной наработки  $t$  может быть рассчитана по формуле:

$$P_i(t) = e^{-\lambda_i t} \quad (3)$$



где:  $P_i(t)$  - вероятность безотказной работы  $i$ -ой составной части технического средства.

Для технической системы, состоящей из  $n$  последовательно соединенных нерезервированных составных частей вероятность безотказной работы  $P_c(t)$  опытного образца, может быть найдена по формуле:

$$P_c(t) = \prod_{i=1}^n P_i(t) = \prod_{i=1}^n e^{-\lambda_i t} \quad (4)$$

Отличительным свойством резервированной системы является наличие у неё некоторой избыточности, под которой понимают дополнительные средства и возможности сверх минимально необходимых для выполнения системой заданных функций. Резервные элементы предназначены для выполнения техническим средством заданных функций в случае отказа основных элементов.

Интенсивность отказов элемента системы, находящегося в ненагруженном резерве до замены отказавшего основного элемента (например, резервный генератор, система обогрева, и т.п.), равна нулю. Для системы, состоящей из одного основного элемента и одного резервного, находящегося в ненагруженном состоянии, вероятность безотказной работы может быть рассчитана по формуле:

$$P_c(t) = e^{-\lambda_o t} + \frac{\lambda_o * e^{-\lambda_o t}}{\lambda_o - \lambda_p} * (1 - e^{-(\lambda_o - \lambda_p)t}) \quad (5)$$

Если  $\lambda_o = \lambda_p = \lambda = \text{Const}$ , то вероятность безотказной работы такой системы может быть рассчитана по формуле

$$P_c(t) = e^{-\lambda t} * (1 + \lambda t) \quad (6)$$

При нагруженном резервировании интенсивность отказов резервных элементов до и после включения в работу одна и та же ( $\lambda_o = \lambda_p = \lambda = \text{Const}$ ). Вероятность безотказной работы системы, состоящей из  $n$  элементов, из которых один основной, а остальные резервные, может быть рассчитана по формуле:

$$P_c(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda_o t})(1 - e^{-\lambda_p t})^{n-1} \quad (7)$$

Средний коэффициент готовности ( $K_r$ ) является одним из комплексных показателей надёжности. На практике коэффициент готовности ( $K_r$ ) может быть определен путём статистического анализа наработки на отказ и времени восстановления работоспособного состояния кухни арктической (её составных частей) в процессе испытаний опытного образца:

$$K_r = \frac{T_o}{T_o + T_b} \quad (8)$$

где:  $T_o$  – наработка на отказ технического средства;  $T_b$  – среднее время восстановления работоспособного состояния технического средства.

Среднее время восстановления работоспособного состояния опытного образца кухни арктической может быть определено на основании обобщения статистических данных устранения возникших отказов его составных частей, по формуле:

$$T_b = \frac{1}{m} \sum t_{bi}, (i = 1...m) \quad (9)$$

где:  $t_{bi}$  – время поиска причины отказа  $i$ -ой составной части и его устранения;  $m$  – количество составных частей, имевших отказы.

Для оценки надёжности восстанавливаемых технических средств может быть выбран комплексный показатель надёжности - коэффициент оперативной готовности ( $K_{ог}$ ). Он представляет собой вероятность того, что образец технического средства окажется в работоспособном состоянии в произвольный момент времени, кроме планируемых периодов, в течение которых применение его по назначению не предусматривается (состояние технического обслуживания или ремонта), и, начиная с этого момента, будет работать безотказно в течение заданного интервала времени  $t$ :

$$K_{ог} = K_r * P(t) \quad (10)$$

где:  $K_{ог}$  - коэффициент оперативной готовности технического средства;  $K_r$  - коэффициент готовности;  $P(t)$  - вероятность безотказной работы.

Исходя из условий действий частей и подразделений, для кухни арктической КА-250/30ПМ в процессе проведения испытаний было задано время безотказной работы ( $t$ ) равным семи суткам или 168 часам.

По результатам испытаний был организован учет возникших отказов отдельных составных частей, проведён анализ причин их возникновения, зафиксировано время их устранения. Результаты подконтрольной эксплуатации представлены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты подконтрольной эксплуатации КА-250/30ПМ

№ п.п.	Составные части кухни арктической КА-250/30ПМ.	Характер отказа и принятые меры по его устранению	Время поиска отказа и его устранения тв, ч
Силовой блок			
1	Автономная система электроснабжения (АСЭС) с ДЭС мощностью 100 кВт	Выход из строя датчика давления масла. Замена датчика давления масла из комплекта ЗИП-О	0,12
2	Щит управления и силовой коммутации	Выход из строя сигнализации низкого уровня топлива. Замена лампы СКЛ14-А-К-2-24 из комплекта ЗИП-О	0,33
3	Отопительно-вентиляционная установка ОВ-95	Парафинизация топливного трубопровода. Прогрев и промывка трубопровода	2,0
Среднее время восстановления работоспособного состояния			0,82
Технологический блок			
1	Электрическая система нагрева пищеварочных котлов	Выход из строя ТЭНа. Замена ТЭНа из комплекта ЗИП-О	2,0
2	Паровая система обогрева пищеварочных котлов	Нарушение подачи пара: - лопнул тройник паропровода. Замена тройника;	1,0
		- закоксувалась топливная форсунка. Замена форсунки из комплекта ЗИП-О	0,5
Среднее время восстановления работоспособного состояния (Тв)			1,17

Результаты расчета показателей надежности силового блока опытного образца кухни арктической КА-250/30ПМ приведены в таблице 2.

Таблица 2. Оценка надежности силового блока КА-250/30ПМ

№ п.п.	Наименование составных частей силового блока КА-250/30ПМ	Показатели надежности		
		Наработка на отказ по данным РКД (Т <sub>о</sub> ), ч	Вероятность безотказной работы- P(t)	Коэффициент готовности $K_r = \frac{T_o}{T_o+T_b}$

1	Цельнометаллический термоизолированный обогреваемый кузов	5000	$P_I(t) = e^{-\lambda t} = e^{0,0002 \cdot 168} = 0,967$	Отказов не было $K_r = 1$	0,967
I. Система электроснабжения (ненагруженное резервирование).					
2	Дизель электростанция мощностью 100 кВт	5000	При $\lambda 2 = \lambda 3 = \lambda$ $P_I(t) = e^{\lambda t}(1 + \lambda t) = 0,967$	$K_r = \frac{5000}{5000 + 0,45} = 0,999$	0,999
3	Резервная ДЭС мощностью 5 кВт	5000	$= 0,967 * 1,0336 = 0,9995$	Отказов не было $K_r = 1$	0,999
II. Система обогрева (ненагруженное резервирование).					
4	Отопительно-вентиляционная установка	5000	При $\lambda 4 = \lambda 5 = \lambda$ $P_{II}(t) = e^{\lambda t}(1 + \lambda t) = 0,967$	$K_r = \frac{5000}{5000 + 2,0} = 0,999$	0,999
5	Резервная система обогрева	5000	$= 0,967 * 1,0336 = 0,9995$	Отказов не было $K_r = 1$	0,999
III. Система освещения (ненагруженное резервирование).					
6	Основная система освещения	5000	При $\lambda 6 = \lambda 7 = \lambda$ $P_{III}(t) = e^{\lambda t}(1 + \lambda t) = 0,967$	Отказов не было $K_r = 1$	0,999
7	Аварийная система освещения	5000	$= 0,967 * 1,0336 = 0,9995$	Отказов не было $K_r = 1$	0,999
IV. Система пожаротушения (ненагруженное резервирование).					

Продолжение таблицы 2

8	Автоматизированная система пожаротушения	5000	При $\lambda 8 = \lambda 9 = \lambda$ $P_{IV}(t) = e^{\lambda t}(1 + \lambda t) = 0,967$	Отказов не было $K_r = 1$	0,999
9	Резервные огнетушители	5000	$= 0,967 * 1,0336 = 0,9995$	Отказов не было $K_r = 1$	0,999
Расчетные значения показателей надежности силового блока КА-250/30ПМ		5000	$P_c(t) = P_I(t) * P_{II}(t) * P_{III}(t) * P_{IV}(t) = 0,965$	$K_r = \frac{5000}{5000 + 0,82} = 0,999$	$K_{ор} = 0,965 * 0,999 = 0,964$

Результаты расчета показателей надежности технологического блока опытного образца кухни арктической КА-250/30ПМ приведены в таблице 3.

Таблица 3. Оценка надежности технологического блока КА-250/30ПМ

№ п.п.	Наименование составных частей эксплуатационного блока КА-250/30ПМ	Показатели надежности			
		Наработка на отказ по данным РКД ( $T_0$ ), ч	Вероятность безотказной работы- $P(t)$	Коэффициент готовности $K_r = \frac{T_0}{T_0 + T_b}$	Коэффициент оперативной готовности $K_{ор} = K_r * P(t)$
1	Цельнометаллический термоизолированный обогреваемый кузов	5000	$P_I(t) = e^{-\lambda t} = e^{0,0002 \cdot 168} = 0,967$	Отказов не было $K_r = 1$	0,967
I. Система пищеварочных котлов (нагруженное резервирование).					
2	Котел пищеварочный	5000	$P_I(t) = 1 - (1 -$	Отказов не было	0,999
3	Котел пищеварочный	5000			

4	Котел пищеварочный	5000	$e^{-\lambda_o t}(1 - e^{-\lambda_p t})^2 = 1 - (1 - 0,967)(1 - 0,967)^2 = 0,999$	$K_r = 1$	
II. Система нагрева котлов (ненагруженное резервирование).					
5	Электрическая система нагрева пищеварочных котлов	5000	При $\lambda_5 = \lambda_6 = \lambda$ $P_{II}(t) = e^{\lambda t}(1 + \lambda t) = 0,967 * 1,0336 = 0,9995$	$K_r = \frac{5000}{5000 + 2,0} = 0,999$	0,999
6	Парогенератор	5000	$= 0,967 * 1,0336 = 0,9995$	$K_r = \frac{5000}{5000 + 1,5} = 0,999$	0,999
III. Система обогрева (ненагруженное резервирование).					
7	Отопительно-вентиляционная установка	5000	При $\lambda_7 = \lambda_8 = \lambda$ $P_{III}(t) = e^{\lambda t}(1 + \lambda t) = 0,967 * 1,0336 = 0,9995$	Отказов не было $K_r = 1$	0,999
8	Резервная система обогрева	5000	$= 0,967 * 1,0336 = 0,9995$		
IV. Система освещения (ненагруженное резервирование).					
9	Основная система освещения	5000	При $\lambda_9 = \lambda_{10} = \lambda$ $P_{IV}(t) = e^{\lambda t}(1 + \lambda t) = 0,967 * 1,0336 = 0,9995$	Отказов не было $K_r = 1$	0,999
10	Аварийная система освещения	5000	$= 0,967 * 1,0336 = 0,9995$	Отказов не было $K_r = 1$	0,999
Расчетные значения показателей надежности эксплуатационного блока КА-250/30ПМ		5000	$P_3(t) = P_I(t) * P_{II}(t) * P_{III}(t) * P_{IV}(t) = 0,965$	$K_r = \frac{5000}{5000 + 1,17} = 0,999$	$K_{ор} = 0,965 * 0,999 = 0,964$

Результаты расчета показателей надежности опытного образца кухни арктической приведены в таблице 4.

Таблица 4. Оценка надежности опытного образца КА-250/30ПМ

№ п.п.	Содержание	Показатели надежности			
		Наработка на отказ по данным РКД ( $T_o$ ), ч	Вероятность безотказной работы - $P_k(t)$	Коэффициент готовности $K_r = \frac{T_o}{T_o + T_b}$	Коэффициент оперативной готовности $K_{ор} = K_r * P(t)$
1	Требования ТТЗ	5000	0,93	0,91	0,84
2	Кухня арктическая КА-250/30ПМ	5000	$P_k(t) = P_C(t) * P_3(t) = 0,965 * 0,965 = 0,93$	$K_r = \frac{5000}{5000 + 1,17} = 0,99$	$K_{ор} = 0,93 * 0,99 = 0,92$

На стадии предварительных и государственных испытаний опытного образца кухни арктической КА-250/30ПМ были выявлены отдельные конструктивные недостатки в форме периодически возникавших отказов некоторых узлов и агрегатов. Анализ отказов позволил разработать мероприятия по их устранению и внести соответствующие изменения в РКД.

Таким образом, испытания показали, что использование в конструкции изделия составных частей с одинаковой наработкой на отказ (5000 ч) и применение резервирования основных систем силового и технологического блоков позволили достичь заданных в ТТЗ на ОКР значений показателей надежности кухни арктической КА-250/30ПМ.

### Библиографический список

1. Руководство по эксплуатации. Кухня арктическая КА-250/30ПМ. М., ОАО «Специальные промышленные технологии», 2017.
2. Рабочая конструкторская документация (РКД) на опытный образец кухни арктической КА-250/30ПМ. М., ОАО «Специальные промышленные технологии», 2017.
3. Северцев, Н.А., Шолкин В.Г., Ярыгин Г.А. Статистическая теория подобия: надежность технических систем.
4. Проников А.С. Надежность и долговечность машин и оборудования. М., 1972.
5. Волков Д.П., Николаев С.Н. Надежность строительных машин и оборудования. М., 1979.
6. Суслов О.В., Назаров С.М. Стационарные и полевые склады горючего и ракетного топлива. Л., 1980.
7. ГОСТ РВ 15.201-2003. Система разработки и постановки продукции на производство. Военная техника. Тактико-техническое (техническое) задание на выполнение опытно-конструкторских работ.
8. ГОСТ РВ 15.210-2001 СРПП ВТ. Испытания опытных образцов изделий и опытных ремонтных образцов изделий.
9. ГОСТ РВ 15.211-2002 СРПП ВТ. Порядок разработки программ и методик испытаний опытных образцов изделий. Основные положения.
10. ГОСТ 27.002-2015 Надежность в технике. Термины и определения.
11. ГОСТ РВ 0027-010-2008 Надежность военной техники. Прогнозирование надежности. Основные положения.
12. ГОСТ РВ 0027-011-2008 Надежность военной техники. Система технического обслуживания. Общий порядок задания требований, и оценка их выполнения и др.

УДК 620.92

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

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

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

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 для функционирования войск необходима энергия, получаемая в основном путем сжигания нефтепродуктов. Конвои топлива в районах боевых действий подвергаются жизни военнослужащих опасности, а также могут привести к перебоям поставок топлива. Во избежание этого, необходимо внедрение современных автономных источников электроэнергии в службу обеспечения при размещении войск на территориях, удаленных от коммуникаций. [1]

Ярким примером выступает применение в полевых условиях фотоэлектрических генераторных систем. Так, в качестве установок для обеспечения нужд полевого лагеря США, актуальны гибридные установки, представляющие собой интегрированную гибридную систему, которая сочетает в себе преобразователь солнечной энергии и стандартный дизель-генератор. Также в Вооруженных силах США получили распространение различные модули для индивидуального пользования: палатки и тенты, оснащенные гибкими солнечными панелями. Данные конструкции обеспечивают экспедиционные силы электроэнергией.

Однако, стоит обратить внимание на то, что КПД стандартного солнечного оборудования непостоянен и зависит от ряда факторов. При этом большое значение имеет угол установки их относительно падающего света, интенсивность и продолжительность инсоляции, которая определяется погодными условиями, а также длительностью дня и ночи. В Российской Федерации солнечную энергию можно выработать только 160 Вт на 1 м<sup>2</sup> фотоэлектрического полотна с учетом того, что КПД солнечных батарей в нашей стране равен 16%. [2]

Применение систем концентрации солнечной энергии

Подробный анализ использования стандартных солнечных панелей показал недостаточную энергоэффективность подобного рода оборудования, применяемую на территориях, удаленных от

коммуникаций. Тем не менее, в 2017 году архитектор Андре Бройсель из стартапа Rawlemon (Германия) представил вниманию общественности систему концентрации солнечной энергии на базе сферической линзы с высоким уровнем прозрачности (99 процентов) под названием  $\beta$ .torics (Beta Torics). Эта система могла повысить КПД обычных солнечных батарей на 35%, концентрируя световые лучи в 10000 раз и позволяя использовать фотоэлектрические панели в сумерках, при повышенной облачности в пасмурный день и даже после восхода Луны. Первоначальная концептуальная модель была изучена специалистами из Научно-исследовательского центра гелеоэнергетических и водородных технологий в Баден-Вюртемберге (Германия), и на основе их рекомендаций специалисты Rawlemon создали улучшенную версию своего продукта – Betaray (рис. 1)



Рис. 1. Система концентрации солнечной энергии Betaray

Благодаря погодостойкой двуслойной системе трекинга система концентрации световых лучей Betaray сможет постоянно работать с предельной отдачей, а полученную солнечную энергию можно использовать как для нагрева воды, так и для генерации электричества. Кроме того, сферические линзы могут быть размещены друг с другом, формируя массив под названием MicroTrack, что значительно повысит количество получаемой солнечной энергии. На данном этапе прототип находится на стадии доработки, однако такую концепцию можно использовать и в Вооруженных силах при обеспечении электроэнергией автономных баз и лагерей.

Применение термоэлектрических генераторных систем

Еще одним перспективным направлением использования современных автономных источников электроэнергии выступает применение термоэлектрических генераторных систем, основой которых является термоэлектрический эффект Зеебека. Последовательно соединенные термопары, размещенные в корпусе изделия или же в межслойном пространстве материала образуют термоэлектрический генераторный модуль – основу термоэлектрических генераторов. Так, в 2017 году на специальных учениях ВС РФ отечественной компанией «Криотерм» были представлены образцы термоэлектрического генератора «Энергопечь» (рис. 2)



Рис. 2. Образцы изделия «Энергопечь»

Изделие «Энергопечь» предназначено для использования в палатках и быстровозводимых сооружениях в качестве: источника тепла для обогрева помещений; источника электрической

энергии; оборудования для разогрева и приготовления пищи. Данная установка имеет высокие перспективы применения в ВС для обеспечения автономности полевых лагерных стоянок. [3]

А также в 2016 году, в качестве личного предмета походного быта, спроектирован спальный мешок Recharge Sleeping Bag (рис. 3) зарубежной компанией мобильной связи Vodafone при участии сотрудников Университета Саутгемптона (University of Southampton), используя выше рассмотренные термоэлектрические технологии.

В случае со спальным мешком, термоэлектрический эффект Зеебека заключается в отслеживании изменения температуры через термоэлектрический модуль, установленный на тканевой поверхности мешка. Тепло от тела спящего человека проходит через этот модуль, который находится в многослойном теле мешка. Его ткань содержит полимерные пленки и два полупроводника, которые по мере нагрева генерируют электрический заряд. Технология умных «энерготканей» находится на стадии доработки.

Применение данного предмета походного быта при размещении личного состава Вооруженных сил в полевых условиях приведет к эффективному использованию тепла от тела военнослужащего во время его сна и отдыха, способствующим производить электроэнергию, не занимая дополнительных площадей, для заряда маломощных аккумуляторов и мобильных телефонов без применения дополнительного оборудования, которое генерирует электроэнергию путем сжигания нефтепродуктов в дизельных или бензиновых генераторах.

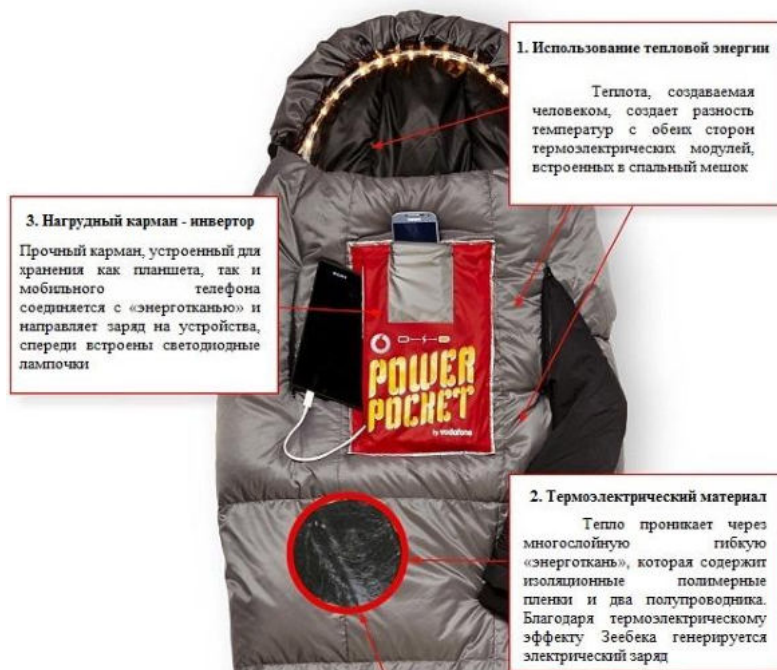


Рис. 3. Спальный мешок Recharge Sleeping Bag

#### Применение кинетических генераторных систем

Стоит отметить, что компания мобильной связи Vodafone также параллельно первому направлению занимается разработкой кинетических технологий сбора и генерации электроэнергии. Экспериментальным прототипом, разрабатываемым данной организацией, являются шорты Power Shorts (рис. 4)

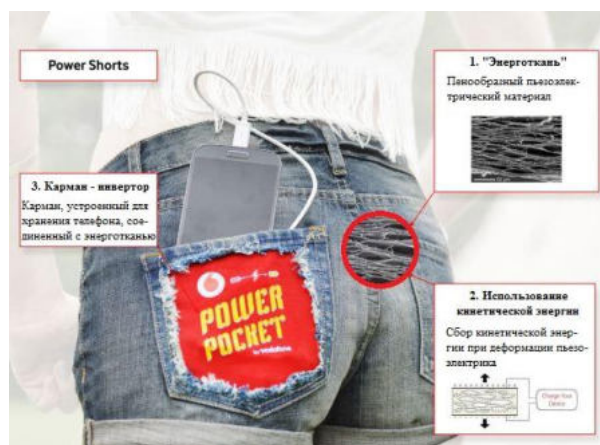


Рис. 4 Шорты Power Shorts

Данные шорты оборудованы пенообразным пьезоэлектрическим материалом и переходником-инвертором для мобильного телефона. По мере движения человека, шорты собирают кинетическую энергию от деформации пьезоэлектрика. Поверхности пустот материала постоянно заряжаются, и электрический заряд собирается на поверхности пьезоэлектрика. [4]

Учитывая тот факт, что военнослужащий в повседневной деятельности, находясь в полевых условиях, ежедневно сталкивается с физическими нагрузками (строевая подготовка, спортивно-массовая работа, марш-броски) и просто передвижением шагом, стоит выделить актуальность и перспективу использования данной ткани в полевой форме военнослужащих, находящихся в местах, удаленных от коммуникаций, так как накопленную электроэнергию воинским подразделением (взводом, ротой, батальоном) за день можно использовать для питания различного электрооборудования. Применение «энергоматериала» в качестве дополнительного элемента всепогодного комплекта полевого обмундирования (ВКПО) военнослужащего ВС РФ в полевых условиях приведет к эффективному использованию движения военнослужащего во время его физической активности за день, способствующим производить электроэнергию.

Также не стоит забывать, что ярким примером кинетического генератора естественно выступает стандартная ветрогенераторная установка, однако в стационарном варианте она не сможет обеспечить автономность передвижного полевого лагеря. Данную проблему смогла решить молодая калифорнийская фирма UPRISE Energy, продемонстрировав мобильный ветрогенератор мощностью 50 киловатт-часов (рис. 5)



Рис. 5. мобильный ветрогенератор от компании UPRISE Energy



Складной ветрогенератор выполнен в виде прицепа, который помещается в стандартный транспортировочный контейнер. Ветряк оптимизирован под низкую скорость ветра. При скорости ветра около 19 километров в час установка может дать энергию, которой хватит на нужды 15 домов. При скорости ветра около 32 километров в час электричества хватит уже на 70 домов. Специальные системы реагируют на чрезмерное усиление ветра, и ветрогенератор автоматически складывается. Благодаря этому удаётся избежать поломок. Ветрогенератор может быть приведён в рабочее состояние одним человеком в течение нескольких часов. Установка отлично подойдёт для удалённых военных поселений и палаточных лагерей.

#### Заключение

На данном этапе развития автономные фотоэлектрические, термоэлектрические и кинетические генераторные системы одинаково актуальны, как в южном, так и в арктическом регионе, поскольку возможно уменьшение количества затрачиваемого топлива. Применение данных технологий в модульных конструкциях, позволяет повысить энергоэффективность и автономность лагерных стоянок, практически не занимая дополнительных площадей и не увеличивая их массогабаритные характеристики. А также хотелось обратить внимание на использование умных «энерготканей» при производстве личных вещей военнослужащих. Разработка подобного рода материала имеет высокие перспективы их применения в условиях современного развертывания автономных полевых лагерей. [5]

#### Библиографический список

1. Информационный сборник «Материально-техническое обеспечение Вооруженных Сил Российской Федерации» под общей редакцией заместителя Министра обороны Российской Федерации генерала армии Д.В. Булгакова, 2011. – 92 с.
2. Статья: «Солнечные батареи: перспективы использования, эффективность»: <http://www.1poteply.ru/radiatory/effektivnost-solnechnyx-batarej.html>
3. (US) Thermoelectric cooler (TEC) construction: <http://www.kryothermtec.com/thermoelectric-cooler-technology.html>
4. Статья: «Шорты и спальник: новые способы зарядить телефон от Vodafone»: <http://www.novate.ru/blogs/140613/23214.html>
5. Зенкевич М. Ю., Янович К. В. Воспитание достойных наследников русского офицерства// Материалы Международных научно-практических мероприятий (г. Казань) за июль 2017 года «Новая наука: гипотезы, взгляды и факты», под общей редакцией С.В. Кузьмина, ISBN 978-5-9500243-1-3, Казань, 2017, - 150-155 с.

УДК

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

*Н. С. Денисов, А. А. Данилов, С. Н. Казиев*

*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» 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), размещенного в одном помещении НК, электрогидроблока (ЭГБ) и электрооборудования (ЭО), размещенных в соседнем помещении НК. 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 показывает потенциальную возможность повышения ее ЭТХ посредством выполнения ряда изменений, направленных, в том числе, на преобразование текущего исполнения ПУ в ПУ модульного типа.

Модульное исполнение ПУ предусматривает возможность:

- транспортирования и монтажа на заказе ПУ в виде единого модуля в одном помещении, что позволяет уменьшить, занимаемое на заказе место;

- проведения автономных предварительных испытаний (ПИ) ПУ на заводе-изготовителе (раннее второй этап ПИ ПУ проводился на НК после монтажа ПМ, ЭГБ и ЭО на своих местах и прокладки по месту трубопроводов и электрических кабелей), что позволяет сократить время и трудоемкость как монтажа ПУ на заказе, так и самих ПИ.

На первом этапе теоретического рассмотрения возможных минимальных конструктивных изменений ПУ, был выполнен анализ:

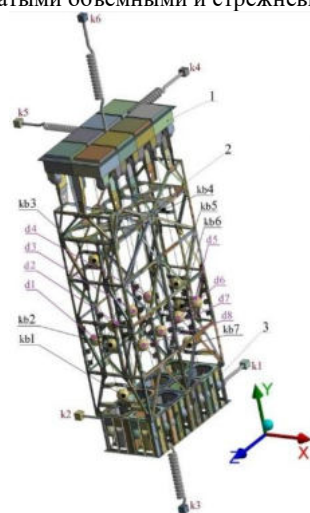
- замены гидроцилиндров приводов открывания крышек ПУ на электромеханические привода крышки (ЭМПК);

- размещения блоков ЭО и блоков управления ЭМПК на ферме пускового модуля. При этом рассматривается вариант оснащения каждой крышки ПУ индивидуальным ЭМПК и блока его управления;

- исключения из состава ПУ ЭГБ.

Переход от ЭГБ к индивидуальному ЭМПК позволяет повысить показатели надежности ПУ (в случае выхода из строя одного из ЭМПК или его блока управления остальные сохраняют свою работоспособность).

Анализ рынка отечественных поставщиков линейных актуаторов и их систем управления показывает, что заявляемая стойкость их ЭО не позволяет напрямую разместить их на элементах ПМ. Для определения параметров ударного воздействия построена конечно-элементная модель (КЭМ) ПМ, реализованная в программном комплексе ANSYS Workbench и представленная на рисунке 1. КЭМ модуля состоит из КЭМ фермы, КЭМ платформы верхней, КЭМ платформы нижней, а также КЭМ устройств опорных. В состав КЭМ также входят точечные массы, имитирующие блоки управления ЭМПК и блоки ЭО, которые соединяются с узлами крепления жесткими невесомыми связями. КЭМ выполнена пластинчатыми объемными и стрижневыми элементами.



1 – платформа верхняя; 2 – ферма; 3 – платформа нижняя;

d1 - d8 и kb1 – kb7 – блоки управления ЭМПК и блоки ЭО; k1-k6 – нижний и верхний фундамент.

Рис. 1. КЭМ ПМ при динамическом расчете

Жесткости фундаментов НК в конечно-элементной модели имитируются пружинами, прикрепленными по плоскостям фундаментных болтовых стыков. Так как каждая пружина закрепляет лишь одну степень свободы в удаленной точке, жестко привязанной к выбранной плоскости, и позволяет телу свободно колебаться по вращательным степеням свободы, что не в полной мере соответствует физике процесса, введены удаленные закрепления в центре масс болтового стыка, предотвращающие их поворот.

Пружины, имитирующие фундаменты, прикреплены к жестким кубикам (k1-k6), имеющим одну степень свободы, направленную вдоль пружины. Для динамического расчета нагружения задаются перемещениями жестких кубиков, исходя из соотношений сокращения машинного времени счета емкой задачи.

На рисунке 2 представлены графики зависимости ускорения от времени для точечных масс kb1 и d2. Данный выбор обусловлен максимальными ускорениями в массе kb1 и характерным видом графика отклика массы d2, который с точностью 90% можно распространить на остальные элементы, имитирующие ЭО, за исключением массы kb7.

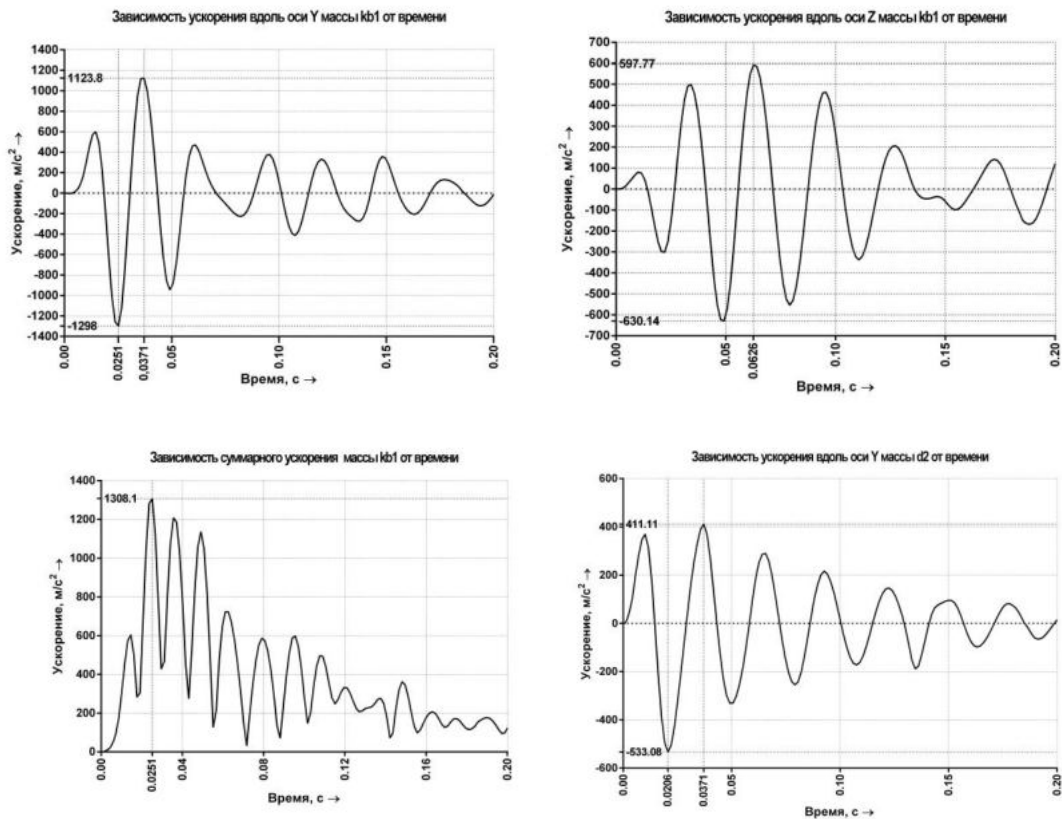


Рис. 2. Графики зависимости ускорений на ящики kb1 и d2 от времени

Анализ результатов первых расчетов, показал необходимость введения амортизации блоков ЭО и блоков управления ЭМПК, с целью обеспечения их вибро- и ударостойкости. Разработка индивидуальных систем амортизации под каждый блок ЭО и блоки управления ЭМПК (т.к. массы и габариты блоков существенно отличаются в силу их функционального назначения) технически трудоёмка и экономически нецелесообразна. Поэтому рациональным является рассмотрение введения в конструкцию ПУ между фермой и нижней платформой групповой системы амортизации. Реализация данного подхода в КЭМ показана на рисунке 3, где поверхность «А», являющейся частью фермы, соединена с поверхностью «Б», принадлежащей платформе нижней, с помощью шестистепенных шарниров типа «Bushing» с жесткостями, предварительно выбранного арочного

амортизатора А-600-П, соответствующими ударному нагружению. Зависимость усилия от деформации приведены в таблице 1. Параметры демпфирования в шарнирах приняты из перерасчета относительного коэффициента демпфирования  $\varepsilon=0.2$ , принятого в соответствии с [3] в эквивалентный коэффициент вязкого сопротивления на основании [1]. Эквивалентная вязкость шарниров приведена в таблице 2. В результате расчета получены графики зависимости ускорения от времени на ЭО. Графики представлены на рисунке 4.

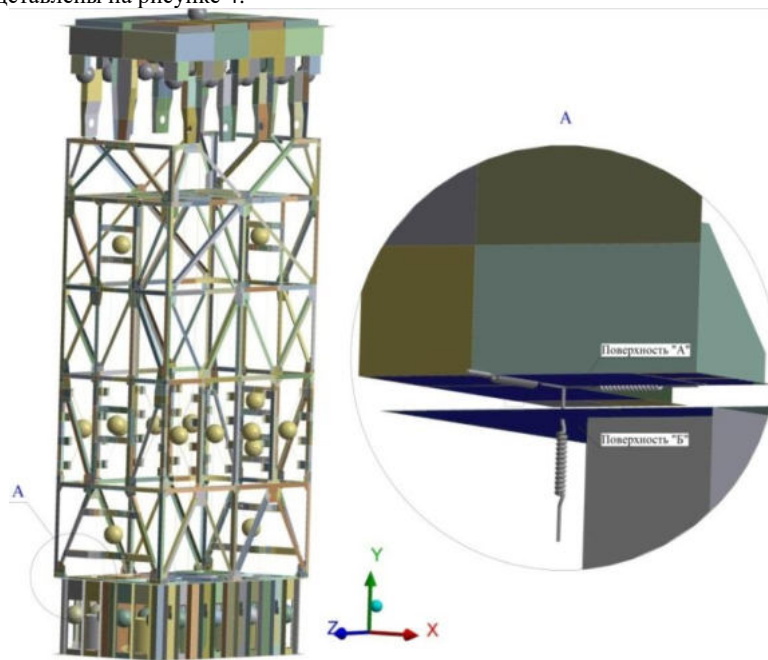
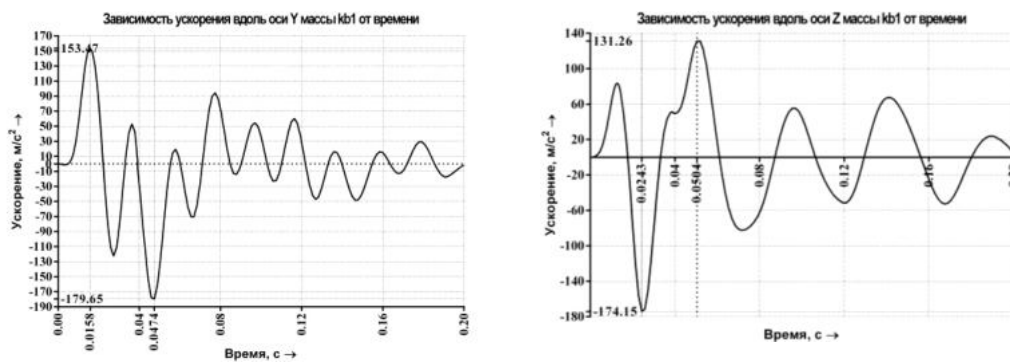


Рис. 3. КЭМ при добавлении амортизации



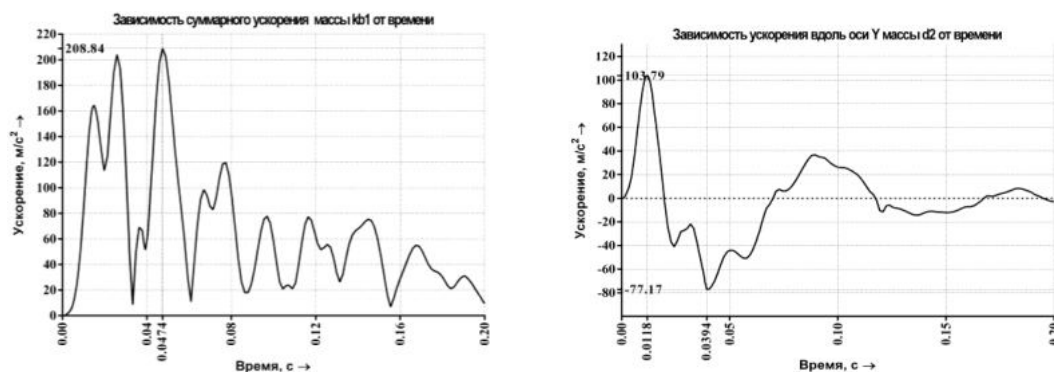


Рис. 4. Графики зависимости ускорений на ящики kb1 и d2 от времени

Таблица 1. Жесткости шарниров

Усилие, Н	Деформация, м		
	$\Delta X$	$\Delta Y$	$\Delta Z$
FX	735000	–	–
FY	0	2700000	–
FZ	0	0	1470000

Таблица 2

Коэффициент сопротивления, Н	Эквивалентная вязкость шарниров		
	Деформация, м		
	$\Delta X$	$\Delta Y$	$\Delta Z$
FX	8400	–	–
FY	0	16100	–
FZ	0	0	11880

Анализ результатов показал, что допустимый уровень ударных ускорений на большей части ЭО, за исключением ящика kb1, не превышает допустимых значений. В ящике kb1, из-за несимметричности соединения, возникают ускорения в направлениях, перпендикулярных направлению воздействия, из-за чего ускорения на 4% превышают допустимые значения относительно заложенных изготовителем ЭО. На данный момент рассматриваются варианты ужесточения узла для дисциплинирования колебательных процессов. Также следует учитывать, что в модели не были учтены местные демпфирующие свойства в местах крепления ЭО, что также может снизить уровень ударных ускорений.

В целом, допустимость размещения ЭО на модульной УВПУ обеспечена.

#### Библиографический список

1. В.В. Давыдов, В.В. Маттес. Динамические расчеты прочности судовых конструкций, 1974.
2. ГОСТ 17516.1-90. Изделия электрические. Общие требования в части стойкости к механическим внешним воздействующим факторам, 2007.
3. ГОСТ 17053.2-80. Амортизаторы корабельные АКСС-М и арматура.

УДК 623.643

### КОМПЛЕКС ДАЛЬНОГО МОРСКОГО ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ НА БАЗЕ РАКЕТНОЙ СИСТЕМЫ МОБИЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

*В. В. Ермакович, М. Д. Леонов*

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

В настоящее время существует необходимость в эффективной системе выдачи целеуказания противокорабельным ракетным комплексам большой дальности. В данной работе рассматривается возможность создания подобной системы на базе мобильного ракетного комплекса корабельного базирования.

Актуальность проблемы дальней разведки в мировом океане

Наиболее опасным оппонентом для ракетных кораблей в условиях открытого моря являются авианосные ударные группировки (АУГ). АУГ включают в себя один или несколько крупных авианесущих кораблей, а также суда сопровождения, обеспечивающие их снабжение, оборону и боевую поддержку. Каждый авианосец несет на борту десятки летательных аппаратов, включая как боевые самолеты и БПЛА, так и аппараты дальнего обнаружения и радиоэлектронной борьбы.

На текущий момент, наиболее эффективными АУГ располагает ВМФ США. За счет использования палубных самолетов ДРЛО Е-2 «Хокай», обладающих радиусом патрулирования в 320 км и РЛС с дальностью обнаружения до 370 км, АУГ обладает возможностью собственными силами засекать цели на дальностях до 700 км от авианосца, а при использовании данных самолетов в качестве наводчиков, способна выдавать целеуказания на дальностях до 1500 км. Основные палубные истребители-бомбардировщики F/A-18 «Хорнет» оснащаемые ракетами AGM-84 «Гарпун» позволяют поражать морские и береговые цели на дальности до 1000 км. Однако в связи с планируемым принятием на вооружение новых типов авианосцев, палубных истребителей-бомбардировщиков и ударных БПЛА, а также противокорабельных ракет повышенной дальности, в перспективе боевой радиус палубной авиации может увеличиться до 2000 - 2500 км.

Основой средств вооруженного противодействия противнику для кораблей ВМФ России, являются противокорабельные ракетные комплексы (ПКР) большой дальности, позволяющие эффективно поражать широкий спектр морских целей. На вооружении ВМФ России в настоящее время состоят дозвуковые ракеты ЗМ54 «Калибр», сверхзвуковые ЗМ55 «Оникс» с дальностью поражения до 400 км и ЗМ45 «Гранит» с дальностью поражения до 600 км. В ближайшей перспективе на вооружение также поступят гиперзвуковые противокорабельные ракеты «Циркон».

Однако, применение данных комплексов на максимальную дальность сопряжено с рядом значительных трудностей. При хороших погодных условиях, дальность прямой видимости из рубки надводного корабля составляет порядка 18-20 километров, а зона охвата корабельного радара не превышает 80 – 100 километров, что не позволяет вести непрерывное наблюдение за целью, а соответственно, осуществлять точное целеуказание комплексам ПКР.

На рисунке 1 представлена зависимость изменения радиуса зоны поиска цели типа «корабль» от времени устаревания данных о местоположении цели. Экономический ход судна принят равным 16 узлам, максимальный – 32 узлам, максимальное время полного хода – 1 ч.

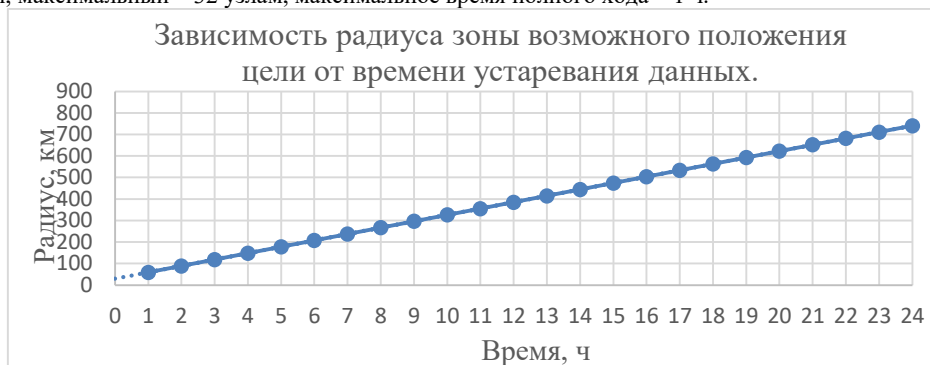


Рис. 23. Зависимость радиуса зоны возможного положения цели от времени устаревания данных

Этот факт, требует использования вспомогательных систем разведки и целеуказания, для обеспечения эффективного применения флотом ракетного оружия.

Существующие системы морской разведки и целеуказания

В настоящее время для обеспечения кораблей флота разведанными и выдачи целеуказаний ракетным комплексам вооружения разработано и активно используется большое количество различных систем технической разведки, включающих в себя:

- Загоризонтные радиолокационные станции (ЗГ РЛС);
- Авиационные комплексы радиообнаружения и указания (ЛА ДРЛО);
- Обитаемые и необитаемые подводные аппараты (ПЛ и НПА);
- Космические аппараты разведывательного назначения (КА).

Для контроля надводного и воздушного пространства вблизи территорий РФ разработаны и активно используются береговые ЗГРЛС «Подсолнух» с дальностью обнаружения надводных целей до 300 км и ЗГ РЛС дальнего обнаружения 29Б6 «Контейнер» с дальностью до 3000 км. Подобные станции за счет большой дальности покрытия, а также отсутствия необходимости в наличии прямой видимости цели, обладают возможностью вести разведку из глубокого тыла, являясь весьма эффективным средством обнаружения надводных целей и выдачи целеуказания противокорабельным комплексам вооружения. Однако, обеспечение отслеживания морских судов в любой точке акватории мирового океана отечественными загоризонтными РЛС берегового базирования в настоящее время не представляется возможным из-за ограниченности их зоны действия, а также невозможности безопасного размещения за пределами территории РФ. Огромные габариты комплексов и высокое энергопотребление не позволяют на данный момент создавать мобильные комплексы ЗГ РЛС пригодные для оснащения ими судов ВМФ.

В качестве авиационных средств ДРЛО в вооруженных силах РФ используются самолеты А-50 и ИЛ-38Н, позволяющие вести патрулирование на дальностях до 2000 км с дальностью обнаружения надводных целей до 300-400 км. Авиация ДРЛО и противолодочные самолеты могут успешно применяться для обнаружения морских целей на больших дальностях, однако радиус их действия значительно ограничен необходимостью в хорошо оборудованных береговых аэродромах, что исключает возможность их применения в районах, удаленных от территорий Российской Федерации или ее иностранных баз. Крупными авианесущими кораблями и палубной авиацией ДРЛО в достаточных количествах ВМФ России к настоящему моменту не располагает. Кроме того, данные летательные аппараты являются крайне уязвимыми для истребительной авиации и средств ПВО противника, что накладывает существенные ограничения на их применение.

Беспилотными летательными аппаратами, пригодными для дальней морской разведки ВС РФ в настоящий момент также не располагают. Палубные БПЛА вертолетного типа не обладают достаточной дальностью и скоростью полета для эффективного ведения разведки на большом удалении, а корабли, пригодные для базирования тяжелых БПЛА самолетного типа на вооружении флота отсутствуют.

В составе ВМФ РФ эксплуатируется большое количество многоцелевых подводных лодок, включая дизель-электрические лодки проектов 636/877 «Варшавянка» и 677 «Лада», атомные проекты 671 «Щука» и 885 «Ясень». Подводные лодки позволяют вести непосредственное наблюдение за целью с высокой точностью в пределах акустической «слышимости» своих гидролокаторов, оставаясь при этом за пределами зон обнаружения гидролокаторов надводных кораблей. Однако развитая система противолодочной борьбы в современных флотах, включающая в себя специализированные корабли и авиационные комплексы, создает существенные риски обнаружения лодки противником. В этом случае она не сможет продолжать наблюдение и с большой долей вероятности будет уничтожена, что является недопустимым, так как данные суда обладают большой тактической и стратегической ценностью.

АНПА, пригодными для эффективного решения задач дальнего целеуказания, ВМФ России на данный момент на вооружении не имеет.

Наибольшую эффективность среди вышеописанных методов демонстрируют системы космической разведки, поскольку они обладают рядом специфических свойств, недостижимых другими системами. С целью обеспечения обнаружения и целеуказания морских объектов с орбиты в ВКС РФ используется система космической разведки и целеуказания «Лиана», позволяющая отслеживать объекты размером до 1 м в любой точке мира с точностью до 3 метров. Согласно официальным заявлениям, система продемонстрировала высокую эффективность при эксплуатации в условиях боевых действий. В состав «Лианы» входит два типа спутников: «Лотос-С1» радиотехнической разведки и «Пион-НСК» активной радиолокационной разведки. На основании открытых источников известно, что в составе группировки присутствуют спутник «Лотос-С», упомянутой конфигурации, два полноценных спутника «Лотос-С1» и два спутника «Пион-НСК».

С позиции ведения наблюдения околоземное космическое пространство создает наиболее благоприятные условия для сбора и передачи информации из-за колоссальной зоны «прямой видимости» аппарата, а его экстерриториальность позволяет осуществлять полет над территорией

различных государств как в мирное время, так и в ходе ведения боевых действий. Кроме того, визуальные и оптические наблюдения из космоса характеризуются свойством «сверхвидимости», заключающимся в возможности различения мелких объектов, которые с учетом рефракции атмосферы не должны быть видимы с меньших высот. Дно с борта корабля просматривается в среднем на глубину до 70 м, в то время как из космоса просматривается глубина до 200 м, что в особенности важно в шельфовых зонах.

Однако, принципиальным недостатком подобных систем является невозможность обеспечить круглосуточное наблюдение за одним районом земной поверхности, что вызывает необходимость в ожидании времени, когда спутник, сделав виток по орбите, снова пройдет над требуемой зоной, создавая многочасовые паузы в наблюдении. В случае слежения за мобильными целями данный фактор является критичным, поскольку данные быстро теряют свою актуальность, что значительно усложняет задачу выдачи целеуказаний для противокорабельных ракетных комплексов, а соответственно значительно снижает эффективность их применения, из-за необходимости поиска ракетой цели, в процессе которого существенно возрастает риск ее перехвата средствами ПРО противника.

Кроме того, такая система может одновременно обслуживать ограниченное количество боевых зон. Таким образом, если бои будут вестись одновременно на нескольких театрах военных действий, обеспечить целеуказаниями все группировки флота только с помощью этой системы оказывается физически невозможно. Создание же и поддержание спутниковой группировки достаточной для непрерывного наблюдения и выдачи целеуказания в любой точке планеты, является крайне сложным и затратным.

Для повышения боеспособности ВМФ России, путем увеличения эффективности применения ракетного вооружения кораблей, подводных лодок и береговых комплексов, в данной работе рассматривается вопрос создания вспомогательной тактической системы целеуказания, которая могла бы дополнить существующую стратегическую систему, полностью нивелировав ее недостатки и обеспечив повышенную устойчивость вооруженных сил к противодействию противника, в случае военного конфликта.

#### Требования к комплексу целеуказания

Разведывательный комплекс, предназначенный для решения обозначенных выше задач, должен по первому требованию обеспечивать оперативное проведение разведывательных мероприятий в любой точке акватории мирового океана, в любых климатических и погодных условиях, с учетом возможности активного противодействия со стороны противника. Комплекс должен иметь возможность оперативно произвести развертывание, запуск, обнаружение и идентификацию цели в любой точке мировой акватории, а также в режиме реального или близком к реальному времени передать собранные разведданные командным пунктам, соответствующим системам и комплексам вооружения.

Ввиду возможности значительного времени устаревания разведанных, комплекс должен обладать возможностью оперативного сканирования зон большой площади. Кроме того, для обеспечения надежного обнаружения судов всех классов системы наблюдения должны иметь пространственное разрешение снимков не более 7 метров, в то же время для определения точного класса судна необходимо разрешение менее 4 метров, а для определения типа судна необходимо разрешение менее одного метра.

В настоящее время, основным диапазоном стрельбы для противокорабельных крылатых ракет являются дальности от 100 до 600 км, однако с учетом характера развития противокорабельных ракетных систем, комплекс должен обладать возможностью выдачи целеуказаний на дальности до 2000 км.

#### Структура комплекса дальнего целеуказания

Для решения задач обеспечения кораблей флота средствами целеуказания, удовлетворяющими вышеописанным требованиям, предлагается использование мобильного ракетного комплекса, предназначенного для непосредственного размещения на надводных кораблях, подводных лодках, буксируемых контейнерах, береговых батареях и других носителях ракетного оружия ВМФ. Данный подход позволяет обеспечить высокую степень оперативности ведения разведки, а также возможность применения комплекса в любой точке мирового океана, где присутствуют носители оружия.

Предлагаемый комплекс включает в себя: разведывательные аппараты, размещаемые на стартовой установке носителя, систему связи и систему управления.

Система управления включает в себя оборудование для приема входных данных от вышестоящих информационных систем, аппаратуру выработки полетной программы и устройства ввода полетного задания в разведывательный аппарат.



В качестве основного источника исходных данных предполагается использование информации от системы космической разведки «Лиана», при этом допускается, что степень устаревания данных, получаемых от данной системы не превышает 7 часов, а, следовательно, радиус зоны сканирования не превышает 250 км.

В составе комплекса предполагается использовать компактный одноразовый разведывательный аппарат с суборбитальной траекторией полета, оснащаемый аппаратурой космической разведки. При этом траектория полета должна в первую очередь обеспечивать полный обзор зоны возможного местоположения цели на всех дальностях вплоть до максимальной.

Аппарат комплекса несет на борту аппаратуру радиолокационной или оптико-электронной разведки, применяемую для сбора подробной информации о целях в зоне сканирования, бортовые источники питания и комплекс связи, обеспечивающий передачу собираемых данных на командные пункты и системы вооружения в течение времени его активной работы. Для вывода аппарата на траекторию, предлагается использовать компактную баллистическую ракету.

Такая концепция комплекса позволяет обеспечить высокую эффективность работы за счет реализации всех преимуществ космической разведки, при сохранении высокой оперативности его применения, поскольку ракета с аппаратом может быть подготовлена к запуску в течение нескольких минут.

Схема применения комплекса дальнего целеуказания

Схема применения комплекса, проиллюстрированная на рисунке 2, выглядит следующим образом: первоначально с помощью средств стратегической разведки устанавливается район предполагаемого нахождения вражеской цели, после чего комплекс, размещенный на находящемся в данном районе носителе, получает с командного пункта собранные данные и приказ на выдачу целеуказаний комплексам вооружений.

Исходя из положения цели относительно носителя и параметров ее движения, системой управления комплекса формируется полетная программа разведывательного аппарата, передаваемая его бортовой системе управления. После получения задания, ракетная ступень выбрасывается из контейнера, и запускает двигатель, выводя аппарат на рабочий участок баллистической траектории. После выхода на него аппарат разворачивается в рабочее положение, ведя сканирование подстилающей земной поверхности, одновременно передавая собранные данные через ретрансляторы, либо напрямую, командному пункту и соответствующим системам.

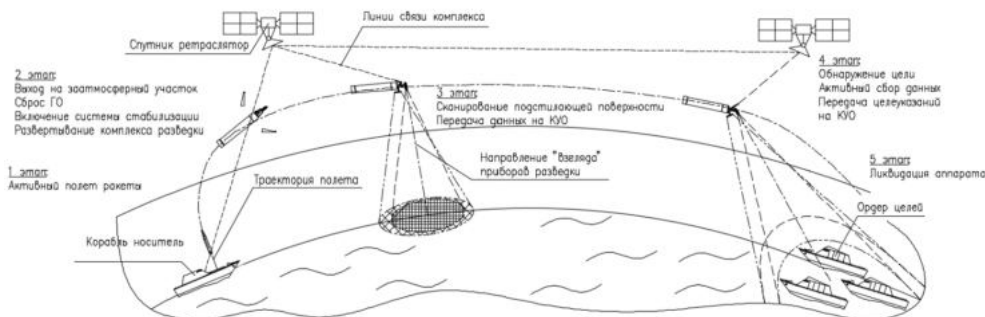


Рис. 2. Схема применения комплекса

Параметры разведывательного аппарата.

Условие размещения аппаратов комплекса на борту кораблей-носителей ракетного оружия выдвигает дополнительные требования, связанные с обеспечением возможности размещения ракет в ячейках универсальных стрельбовых комплексов, что накладывает существенные ограничения на габаритные размеры.

На основании вышеописанных требований был определен предполагаемый облик разведывательного аппарата, для которого была выбрана баллистическая ракета двухступенчатой схемы. В целях упрощения эксплуатации аппаратов комплекса, в качестве маршевых были выбраны твердотопливные двигательные установки.

Параметры полученной ракеты представлены в таблице 1. Варианты траекторий полета аппарата при стрельбе на различные дальности приведены на рисунке 3.

Таблица 1. Параметры разведывательного аппарата

Стартовая масса	6 т
Масса разведывательного оборудования	350 кг
Длина	8,5 м
Калибр	650 мм
Высота съемки	300 км
Радиус зоны съемки	250 км
Максимальная дальность разведки	2300 км
Минимальная дальность разведки	400 км
Время проведения разведки на максимальной дальности	~ 600 с / 10 мин

Формы траекторий разведывательного аппарата при стрельбе на различные дальности.

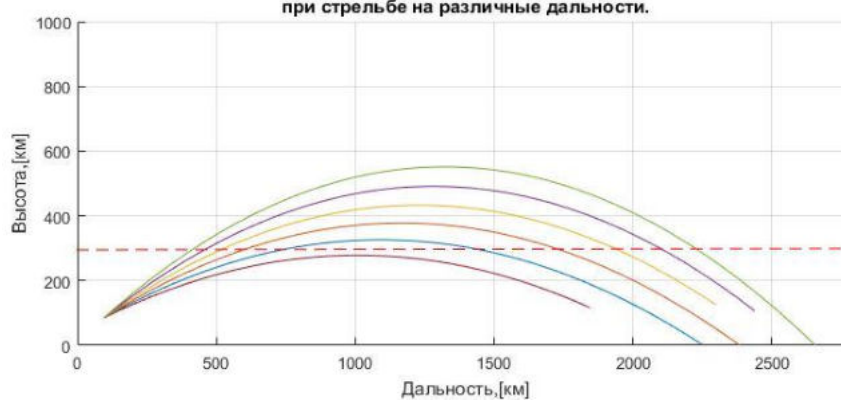


Рис. 3. Траектории разведывательного аппарата.

#### Заключение

Предложенный в данной работе комплекс дальнего целеуказания позволяет решить проблему эффективного применения комплексов корабельного вооружения большой дальности, обеспечив оперативную и надежную выдачу разведанных в любой точке мирового океана, где присутствуют корабли-носители ВМФ. Предложенная структура комплекса отвечает перспективам развития флота и может быть достаточно легко интегрирована в существующие системы управления вооруженными силами, увеличивая общую эффективность и боеспособность флота.

Следует отметить, что в настоящее время большинство образцов противокорабельных крылатых ракет большой дальности тратит значительное количество времени, а соответственно топлива, на поиск цели, а также подвергает себя в процессе значительному риску перехвата, что происходит ввиду неточности выдаваемых целеуказаний. Использование возможностей подобных систем при разработке перспективных комплексов противокорабельных вооружений, позволил бы значительно повысить их эффективность и надежность.

УДК 623.1.7

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

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

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

Опыт современных войн, вооружённых конфликтов и контртеррористических операций подтверждает важность недопущения захвата противником вооружения и военной техники (ВВТ) [1]: такая техника может быть использована против бывших владельцев как по прямому назначению, так и, например, для информационного прикрытия поставок вооружения под видом трофеев в сценарии гибридной войны, для организации диверсий, провокаций и т.д. Кроме того, увеличение могущества поражающих средств и динамичный характер современных боевых действий приводят к интенсивному росту потерь ВВТ, что обуславливает как важность развития системы восстановления ВВТ в целом, так и необходимость совершенствования системы эвакуации повреждённых ВВТ.

Важнейшим звеном в системе восстановления ВВТ на этапе эвакуации являются боевые ремонтно-эвакуационные машины — БРЭМ. В настоящее время на вооружении Российской Федерации состоят БРЭМ-1, производимые с использованием базы основных боевых танков Т-72 и, для модификации БРЭМ-1М, Т-90, применяемые для ремонта, технического обслуживания и эвакуации из-под огня противника застрявших и повреждённых танков, САО, БТР, БМП, БМД и т.д. Для ремонта и эвакуации лёгкой по массе категории техники используются БРЭМ-Л на базе боевой машины пехоты БМП-3. Кроме того, создана перспективная БРЭМ Т-16, выполненная на базе унифицированной гусеничной платформы «Амата». Тактико-технические характеристики БРЭМ-1, БРЭМ-Л и Т-16 в сравнении с машинами аналогичного назначения других стран приведены в таблице 1.

Таблица 1. Тактико-технические характеристики современных и перспективных БРЭМ

№ п/п	Параметр	БРЭМ-1	БРЭМ-Л	Т-16	M88A2 HERCULES	WZT-4	CARRV	Bergepanzer BPz3 Büffel
1	Экипаж	3	3	3	3	4	3	3
2	Количество пулемётов и калибр, мм	1x12,7	1x7,62	1x12,7	1x12,7	1x12,7	1x7,62	1x7,62
3	Максимальная скорость движения по шоссе, км/ч	60	70	70	42	65	59	68
4	Запас хода по шоссе, км	700	600	500-600	322	480	420	400
5	Грузоподъёмность крана, т	12	5–11	30	31,7	20	6,5	30
6	Максимальное тяговое усилие лебёдки, тс	25	16	40	64,8	30	52	70
7	Максимальное тяговое усилие лебёдки с полиспадами, тс	100	–	–	–	90	–	–

При планируемом перевооружении армии, предполагающем доведение доли новых образцов техники в войсках до 70 %, характеристики имеющихся на вооружении БРЭМ-1 и БРЭМ-Л (скорость буксировки, проходимость, тяговое усилие, бронезащита) будут недостаточными для эффективного выполнения боевых задач. В то же время, унифицированная платформа «Амата» используется для производства не только БРЭМ Т-16, но и танков Т-14 и БМП Т-15, и при относительно небольшом количестве таких машин в войсках их приоритетной задачей, по аналогии с БРЭМ-1, должна быть эвакуация тяжёлой техники, для лёгкой же техники рационально применение БРЭМ-робототехнических комплексов военного назначения (РТК ВН), создаваемых с использованием лёгких и средних шасси, например, МТ-ЛБу, БМП-3 или «Курганец-25», что позволит избежать потерь живой силы и сэкономить ресурс БРЭМ Т-16.

Для выработки требований к тактико-техническим характеристикам и облику таких машин целесообразно прибегнуть к имитационному моделированию: использование имитационной модели даёт возможность провести сколь угодно много вычислительных экспериментов в кратчайшие сроки, избегав при этом значительных финансовых и временных затрат. Создать такую модель возможно в программной среде AnyLogic.

Модель использует дискретно-событийный и агентный методы и позволяет смоделировать эвакуацию ВВТ из заданных районов боевых действий и провести сравнительную оценку

использования современных БРЭМ подразделений для обоснованного принятия решения командиром (начальником). Элементы «окна презентации» графического интерфейса модели представлены на рис. 1.

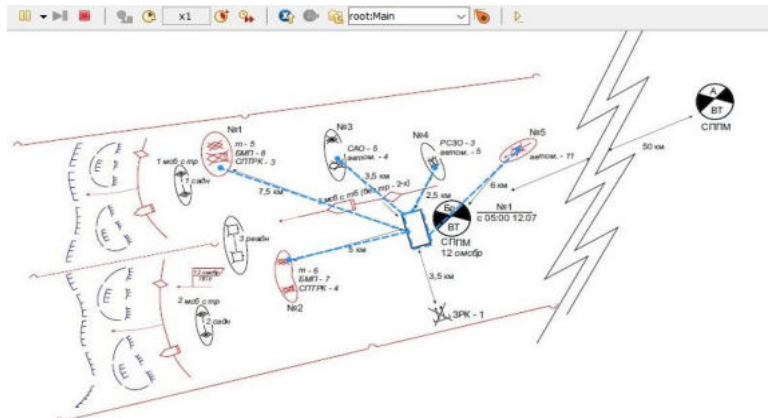


Рис. 1 Элементы «окна презентации» графического интерфейса учебной модели эвакуации ВВТ

Для каждого пункта задано своё количество единиц техники, подлежащих эвакуации на сборный пункт повреждённых машин (СППМ). Выход из строя ВВТ задаётся по интенсивности ведения боевых действий [2]. При достижении минимально допустимого количества единиц военной техники подаётся команда подразделениям на эвакуацию ВВТ с помощью БРЭМ-1 (для тяжёлой техники) и БРЭМ-Л (для лёгкой техники). Также рассматривалась возможность замены БРЭМ-Л на РТК ВН на базе МТ-ЛБу или БМП-3; сравнение тактико-технических характеристик МТ-ЛБу и БРЭМ-Л приведено в таблице 2.

Количество БРЭМ для каждого используемого в модели подразделения [3]:

- в *тб* БРЭМ-1 – 2 единицы;
- в *1 мсб* БРЭМ-Л – 2 единицы;
- во *2 мсб* БРЭМ-Л – 2 единицы;
- в *мсбр (ремр)* БРЭМ-1 и БРЭМ-Л – по 3 единицы.

Время сцепки БРЭМ с различной военной техникой и скорость буксировки, используемые в модели:

- для танков и САО время сцепки составляет 5 минут, скорость буксировки 7,5 км/ч;
- для прочей техники время сцепки составляет 3 минуты, скорость буксировки 15 км/ч.

Таблица 2. Тактико-технические характеристики БРЭМ-Л и МТ-ЛБу

Характеристики	МТ-ЛБу	БРЭМ-Л
Масса в снаряженном состоянии, т, не более	13	18,7
Грузоподъемность, т, не менее	3	1,7
Масса буксируемого груза, т, не более	10	12
Дальность дистанционного управления, км, не менее	5	–
Время сцепки с эвакуируемой машиной, мин, не более	3	5
Максимальная скорость км/ч	65	70
По грунтовым дорогам, км/ч	35	30
По болотам, км/ч	15-20	–
По снежной целине, км/ч	20-25	–
Скорость на плаву, км/ч, не менее	10	8
Используя водомёты	–	–
Только гусеницы	5-6	–
Преодоление препятствий		
Подъём/спуск, град.	35	35
Косогор, град.	20	25
Ров шириной, м.	2,2	2,5
Стенка высотой, м.	0,7	0,8
Запас хода, км	1000	600

При прогоне модели были получены следующие результаты. При использовании БРЭМ-1 и БРЭМ-Л1 эвакуация одной единицы тяжелой техники из пункта № 1 составила 65 минут, легкой техники — 33 минуты. Из пункта № 2 эвакуация одной единицы тяжелой техники составила 45 минут, легкой техники — 23 минуты. Из пункта № 3 эвакуация одной единицы тяжелой техники составила 33 минуты, легкой техники — 17 минут. Из пункта № 4 эвакуация одной единицы легкой техники потребовала 13 минут, а из пункта № 5 — 27 минут. При применении же РТК ВН на базе МТ-ЛБу, БМП-3 временные затраты на эвакуацию сократились на 10–15%.

Таким образом, учитывая опыт зарубежных стран [4] и результаты серии модельных экспериментов, можно сделать выводы о преимуществе БРЭМ-робототехнических комплексов перед «классическими» БРЭМ и перспективности их разработки [5]: применение таких машин позволит избежать потерь личного состава и обеспечить быструю, безопасную и надежную эвакуацию поврежденных ВВТ.

#### **Библиографический список**

1. Усиков, А. В. Военное искусство в локальных войнах и вооруженных конфликтах: А. В. Усиков, Г. А. Бурутин; М.: Воениздат, 2008. – 764 с.
2. Эксплуатация и восстановление вооружения и военной техники: учебное пособие / СПб: ВА МТО, 2014. – 488 с.
3. Альбом схем организационно-штатных структур подразделений МТО соединений и частей ВС РФ: учеб. пособие / СПб: ВА МТО, 2015. – 94 с.
4. An Analysis of the best available unmanned ground vehicle in the current market with respect to the requirements of the Turkish Ministry of National Defense: отчет о НИР: Naval Postgraduate School; рук. S. Kilitchi; исполн.: Buyuk. [и др.]. Monterey, CA., 2011.
5. А. В. Топоров, В. Б. Коновалов, В. В. Сергеев, О. Г. Булатов, А. Б. Жернаков. Концепция создания подсистемы срочной доставки. Материально-техническое обеспечение войск (сил) на основе робототехнических комплексов военного назначения: Монография / ВА МТО. СПб: 2017. – 169 с.

УДК

### **СТРУКТУРНО-БЛОЧНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВИБРОНАГРУЖЕННОСТИ ПОДВЕСКИ БОЕВОЙ МАШИНЫ В СИСТЕМЕ MATLAB/SIMULINK**

*Д. Н. Журавлева, Д. В. Молдованов*

Вопросы совершенствования методов и средств решения инженерных задач для исследования сложных динамических систем с распределенными инерционными, упругими и диссипативными характеристиками до настоящего времени являются актуальными и привлекают внимание широкого круга специалистов.

Еще не так давно проектирование и расчеты динамических систем осуществлялись на основании методик, разработанных в 70-90 гг. XX в. В настоящее время для решения этих задач применяют цифровое и аналоговое моделирование динамических систем.

К достоинствам цифрового моделирования следует отнести: развитую сеть быстродействующих ЭМВ, наличие прикладного и специального математического обеспечения, графических средств и т.п., обеспечивающих достаточно точное, быстрое и наглядное представление результатов машинных исследований при решении многих задач. Однако, имеются и недостатки: сложность разработки математических моделей при сложном алгоритме взаимодействия элементов динамической модели и систем автоматизированного управления этим взаимодействием.

Как показывает практика, аналоговое моделирование осуществляется более просто и в ряде случаев превосходит цифровое моделирование по быстродействию, отличается большей наглядностью, экономически более выгодно. Однако, оно имеет ограниченную точность, сравнительно небольшой динамический диапазон, не столь универсально и требует специального преобразования результатов в цифровой формат. Этот вид моделирования наиболее эффективно применяется при исследовании непрерывных динамических систем, описываемых обыкновенными дифференциальными уравнениями.

Уникальным инструментом, синтезирующим достоинства аналогового и цифрового моделирования динамических систем, является система MATLAB с пакетом расширений Simulink.

Пакет Simulink представляет собой обширную библиотеку блоков, доступную для изучения и модификаций. В пакете реализованы различные варианты моделирования: во временной области,

в частотной области, с событийным управлением, на основе спектральных преобразований, с возможностью использования воздействий случайного характера по методу Монте-Карло и т.д.[1].

Как программное средство Simulink – типичный представитель визуально-ориентированных языков программирования. Он основан на графическом интерфейсе пользователя. Используя наборы библиотеки стандартных блоков, пользователь с помощью мыши переносит нужные с палитр на рабочий стол пакета Simulink и соединяет линиями входы и выходы блоков. Таким образом, создается блок-схема системы или модель управляемой системы.

В качестве объекта исследования в данной статье рассматривается динамическая модель поддресоривания боевой машины (БМ) при движении по пересеченной местности. Наличие поддресоривания (подвески) дает возможность машине иметь высокую подвижность и создает эргономические условия для работы экипажа в боевых условиях.

Для обеспечения этого к системам поддресоривания предъявляются следующие требования:

- - максимальные ускорения при наезде на длинные неровности ( $a=2L$ ,  $h=0,15$  м) не должны превышать  $3,5g$ ;
- - максимальные ускорения тряски при движении по коротким неровностям с высотой  $h=0,05$  м до  $0,5g$ ;
- - значение периода собственных угловых колебаний  $T_{ц}$  должно быть больше  $0,5$  с по эргономическим показателям и больше  $1$  с по условию обеспечения прицельной стрельбы. Желательно иметь примерно равным  $1,25$  с  $< T_{ц} < 1,55$  с;
- - минимальные амплитуды колебаний корпуса, исключая пробои на крайних узлах подвески и удары стабилизированного основного вооружения в ограничители углов наведения.

#### 1. Математическая модель вибронагруженности носителя

Математическая модель вибронагруженности подвески представляет замкнутую систему дифференциальных и алгебраических уравнений, составляемых на основе известных законов механики и принятой структурной схемы технической системы [2].

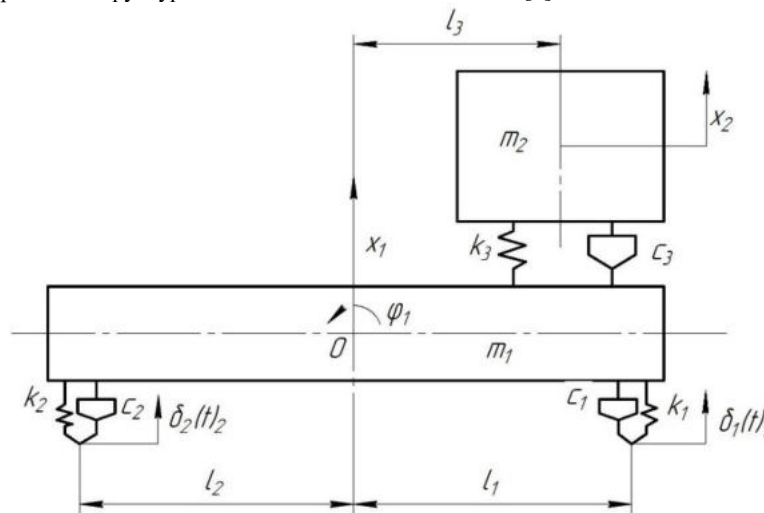


Рис. 1 Расчетная схема

Подвижные массы формируют кинетическую энергию системы:

$$T = \sum_{i=1}^n T_i = \frac{1}{2} (m_1 \dot{x}_1^2 + m_2 \dot{x}_2^2 + m_3 \dot{x}_3^2 + m_4 \dot{x}_4^2 + J_o \dot{x}_5^2)$$

Кинетическая энергия:

$$T = \frac{1}{2} m_2 \dot{x}_2^2 + \frac{1}{2} m_1 \dot{x}_1^2 + \frac{1}{2} J_1 \dot{\phi}_1^2,$$

где  $J_1$ -момент инерции корпуса относительно точки  $O$ .

Потенциальная энергия:

$$U = \frac{1}{2} k_1 \Delta_1^2 + \frac{1}{2} k_2 \Delta_2^2 + \frac{1}{2} k_3 \Delta_3^2,$$

где  $\Delta_1 = \delta_1 - x_1 - \phi_1 l_1$ ,  $\Delta_2 = \delta_2 - x_2 + \phi_1 l_2$ ,  $\Delta_3 = x_1 - x_2 + \phi_1 l_3$

Энергия диссипации:

$$\Phi = \frac{1}{2}(c_1 \dot{d}_1^2 + c_2 \dot{d}_2^2 + c_3 \dot{d}_3^2)$$

2. Функциональная блок-схема учета неровности дороги

Распределение вероятностей кривизны пути с достаточной для практических исследований точностью описывается нормальным законом распределения. Распределение уклонов макропрофиля носит сложный характер, который можно описать многопараметрической зависимостью, включающей части как минимум двух составляющих, имеющих нормальное распределение. Зависимость для расчета распределения будет выглядеть следующим образом:

$$\rho(\alpha_i) = k_1 \frac{\Delta\alpha}{\sigma_1 \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{\alpha_i^2}{2\sigma_1^2}} + k_2 \frac{\Delta\alpha}{\sigma_2 \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{\alpha_i^2}{2\sigma_2^2}} \rho(\alpha_i),$$

где  $k_1$  и  $k_2$ ,  $\sigma_1$  и  $\sigma_2$  – параметры распределения;  $(k_1 + k_2) = 1$ ,  $\alpha_i(j+1) = \alpha_{ij} + \Delta\alpha$ ,  $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ ,  $\alpha_i = 0,5(\alpha_{ij} + \alpha_{i(j+1)})$ .

Моделировать микропрофиль можно так же в программном комплексе MATLAB/Simulink. На рисунке 2 приведена блок-схема модели, позволяющая получать случайные координаты.

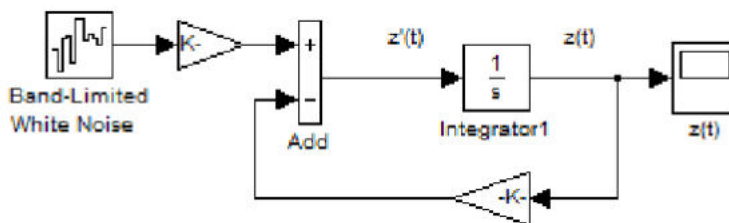


Рис. 2 - Блок-схема Simulink-модели

Пример смоделированного микропрофиля показан на рисунке 3.

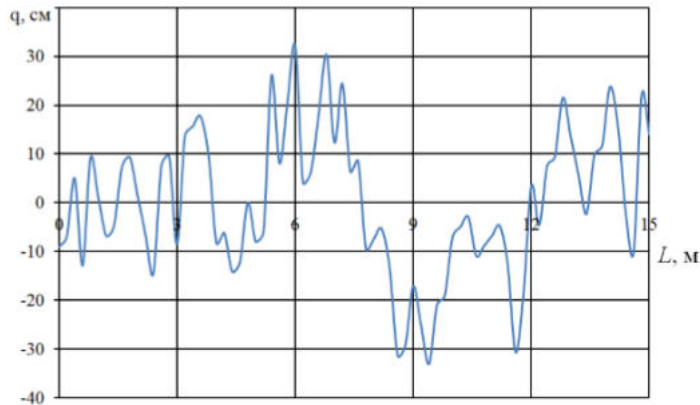


Рис. 3 - Блок-схема Simulink-модели

Также на лесных дорогах имеют место дискретные препятствия, такие как многочисленные ветки, упавшие деревья и корневища, причем число таких препятствий со временем увеличивается. [2]

3. Функциональная блок-схема вынужденных колебаний двух массовой системы

Для моделирования динамической системы (Рисунок 4) используют уравнения движения.

С целью увеличения наглядности и удобства отладки выделяем логические блоки – подсистемы. SIMULINK поддерживает многоуровневые системы. Для вложенных подсистем используют блок Subsystem.

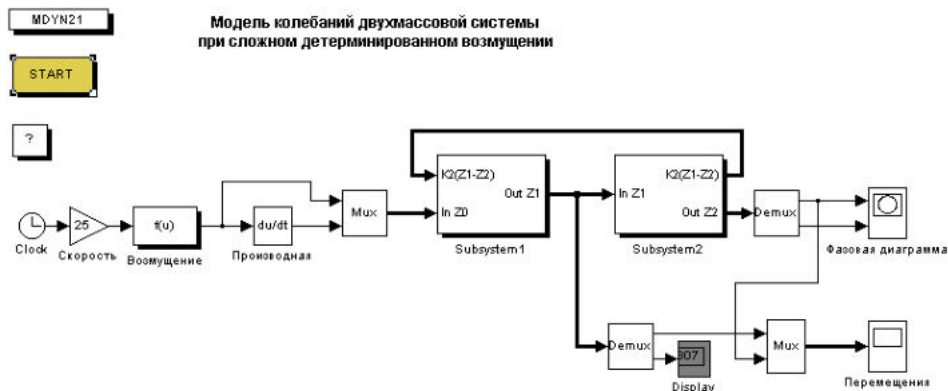


Рис. 4 - Структурно – блочная модель системы

Построение модели подсистемы каждого уравнения начинаем с сумматора, имеющего столько входов, сколько членов содержит правая часть уравнение. Для первого уравнения это сумматор Sum1 (рисунок 5). Входы сумматора могут иметь как положительное значение, так и отрицательное.

К выходу сумматора подключается линейный преобразователь (множитель  $1/m1$ ), на выходе которого получается значение второй производной. Включая последовательно два интегратора ( $dz1$ ,  $z1$ ), на выходе имеем значения первой производной и самой переменной.

Аналогично процесс повторяется для второго уравнения.

Далее устанавливаются связи между входами и выходами соответствующих блоков, применяя, где необходимо, дополнительные линейные преобразователи и сумматоры.

После создания всех связей устанавливаются необходимые коэффициенты в используемых преобразователях и настраиваются интеграторы.

Результаты решения выводятся в режиме реального времени на блоки осциллографов (рисунок 4).

Для второго тела структурно-блочная модель составляется аналогично.

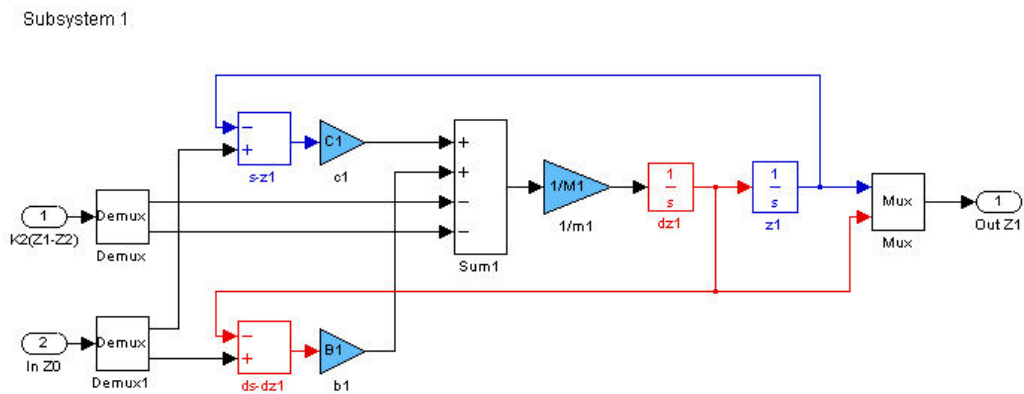


Рис. 5 -Структурно – блочная модель подсистемы колебаний первого тела

Как было сказано ранее, наличие подвески дает возможность машине иметь высокую подвижность и создаст эргономические условия для работы экипажа в боевых условиях. Статья по структурному-блочному моделированию вибронгруженности подвески боевой машины в системе



MATLAB/ Simulink преподносит весомые аргументы по внедрению данной системы и показывает основу для перспектив и ее решение в будущем.

#### Библиографический список

1. Дьяконов В.П. Simulink 5/6/7: Самоучитель. М.: ДМК-Пресс, 2008.-784 с.
2. Клубничкин В.Е. Моделирование движения гусеничных машин по лесным догогам / В.Е. Клубничкин, Е.Е. Клубничкин, В.С. Макаров, Д.В. Зезюлин, А.В. Редкозубов, В.В. Беляков // Труды Нижегородского государственного технического университета им. Р.Е. Алексеева № 1(112), 2016. с. 171-176.

УДК

### РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ДОЛГОВЕЧНОСТИ ВЫБРАСЫВАТЕЛЕЙ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ОРУДИЙ

*Д. Н. Журавлева, П. В. Водолазко*

Одной из тенденций развития современного машиностроения является применение деталей, обеспечивающих прочность в условиях циклического нагружения при совместном действии внешних нагрузок. На современном этапе физические представления о механизме разрушения материалов базируются на кинетической концепции прочности, положения которой представлены в работах Г. Н. Бартенева, С. Н. Журкова и других исследователей [1]. В этой концепции долговечность детали под нагрузкой принимается в качестве основной величины, определяющей ее прочность.

Отдельные узлы или детали технических изделий, считающиеся статически "достаточно прочными", не выдерживают временного эффекта эксплуатационных нагрузок, что наносит непоправимый ущерб конструкциям, а ежегодные затраты на их ремонт требуют времени и средств. К числу наиболее значимых показателей, характеризующих надежность технических изделий, работающих в условиях повторно-переменных нагрузок относится циклическая долговечность (ЦД) их элементов, т.к. почти 80% отказов механических конструкций связаны с усталостью материала.

Оценка ЦД представляет собой важную технико-экономическую задачу. Для ее проведения необходимо иметь временные диаграммы нагрузок и напряжений (осциллограммы нагруженности) в потенциально опасных местах командных элементов изделий. Эти осциллограммы могут быть получены экспериментально или из решения соответствующей динамической задачи прочности, например, методом конечных элементов (МКЭ).

В общем случае, любой простой асимметричный цикл нагружения характеризуется амплитудой, средним и коэффициентом асимметрии напряжений. Для преобразования реального сложного случайного цикла нагружения к простому гармоническому виду применяются две группы методов: а) на основе по теории выбросов случайных функций Райса и б) непосредственной схематизации по ГОСТ 25.101-83. Под схематизацией понимается совокупность правил, с помощью которых реальный процесс нагружения заменяется эквивалентным исходному по величине усталостного повреждения [1]. При этом параметры циклов, определяющие усталостные повреждения, сохраняются. При схематизации обычно используют определение размаха параметра нагруженности (интенсивности напряжения или деформации) за полуцикл схематизированного процесса ( $t_{\Sigma}/2$ ).

Наиболее адекватным методом непосредственной схематизации является метод «дождя» или «пагоды», разработанный в 1968г японскими специалистами М. Матсуиси и Т. Эндо. Он позволяет выделить основные и наложенные циклы с наибольшим повреждающим воздействием. В результате схематизации получают временной ряд экстремумов полуциклов ( $\sigma_{maxj}, \sigma_{minj}$ ), которые можно преобразовать к амплитудам ( $\sigma_{Aj}$ ), средним напряжениям ( $\sigma_{mj}$ ) и коэффициентам асимметрии ( $r_{oj}$ ) полуциклов:

$$\sigma_{Aj} = (\sigma_{maxj} - \sigma_{minj}) / 2 ; \sigma_{mj} = (\sigma_{maxj} + \sigma_{minj}) / 2 ; r_{oj} = \frac{\sigma_{minj}}{\sigma_{maxj}} .$$

Совокупность (k) полуциклов за характерный период работы изделия, например, один рабочий ход, называется блоком нагружения. Блок измеряется наработкой, в качестве которой может выступать любой обоснованный характером работы период эксплуатации изделия (часы, циклы работы, км пробега, мили плавания, и т. п.).

Для практической оценки ЦД необходимо иметь усталостные характеристики материала и кривые усталости материала. Последние, обычно, имеют вид экспериментальной зависимости

$$N_{Aconst} = N(\sigma_{Aj}, Ma)$$

где  $N_{Aconst}$  - число циклов до разрушения при заданной постоянной амплитуде напряжении  $\sigma_{Aj}$ ,  $Ma$  - совокупность необходимых усталостных и прочностных характеристик материала элемента конструкции.

Для учета наличия разных амплитуд напряжений используется техническая гипотеза линейного суммирования прочностных повреждений. Относительное повреждение в каждом  $j$ -ом расчетном цикле нагружения определяется как  $a_j = n_j / N(\sigma_j, Ma)$ .

$$\text{Повреждение за один блок нагружения} - a_{bl} = \sum_{j=1}^n a_j.$$

Предельное относительное повреждение, соответствующее разрушению,  $a_f = 1$ .

Число блоков нагружения, выдерживаемых элементом конструкции до разрушения, может быть определено в виде:  $L = a_f / a_{bl}$

Одна из широко применяемых гипотез является линейная гипотеза суммирования прочностных повреждений, но использование любой другой обоснованной гипотезы принципиально сущности проведения оценки не меняет.

Рассмотрим практическое применения представленных выше положений для проектной оценки ЦД тяжело нагруженной детали рычаг – выбрасыватель (рис.1).

На малую лапку рычага ударяет массивный ползун,двигающийся со скоростью до 5,5 м/с (сила Р). При повороте вокруг оси зацепом длинного плеча рычаг воздействует на упругую конструкцию (сила R).

Материал детали сталь 38ХНЗ с КП-80 по данным стандарта имеет следующие минимальные характеристики: временное сопротивление -  $\sigma_B = 981$  МПа; предел текучести -  $\sigma_{0,2} = 785$  МПа; относительное поперечное сужение -  $\psi = 45\%$ .

Для получения информации о нагруженности выполнен конечно-элементный анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) выбрасывателя в динамической постановке при различных возможных режимах нагружения. КЭ - модель детали и характер распределения НДС для одного из режимов представлены на рисунке 1.

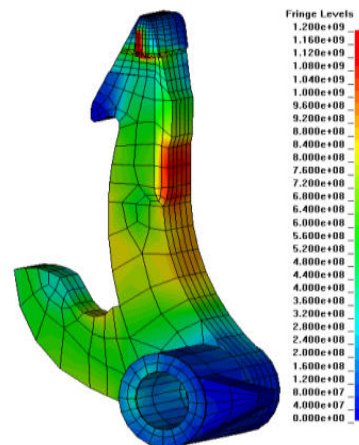


Рис. 1. Распределение НДС выбрасывателя

На рисунке 2 представлен упрощенный график расчетной динамической нагруженности выбрасывателя. В результате схематизации выделены 3 полных цикла с характеристиками, представленными в таблице 1.

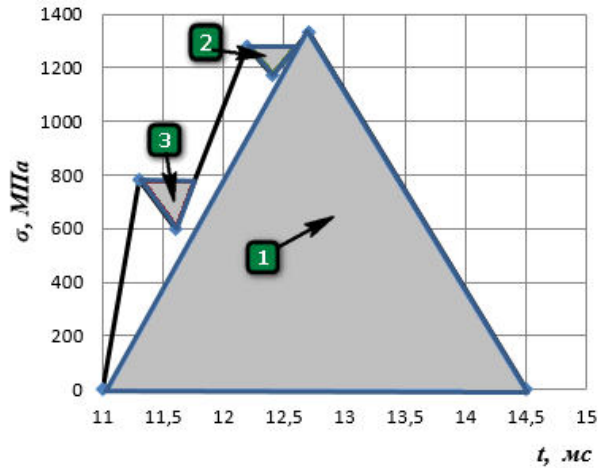


Рис. 2. Блок динамической нагруженности

Поскольку деталь работает в условиях реверсивного упругопластического деформирования с числом циклов, то в качестве зависимости целесообразно использовать уравнения феноменологической теории усталостного разрушения в малоцикловой зоне [2,3].

Таблица 1. Результаты схематизации

№ цикла	Интенсивность напряжений, МПа				Коэффициент асимметрии
	max	min	амплитуда	среднее	
1	1330	0	665	665	0,0
2	780	600	90	690	0,8
3	1280	1170	55	1225	0,9

При расчетах циклической долговечности на малоцикловую усталость применяются зависимости, учитывающие асимметрию нагружения [2]: для жесткого нагружения

$$\sigma_{a1} = \frac{E}{(4 \times N_1)^{m1}} \times \ln\left(\frac{l}{l - \psi_1}\right) + \frac{\sigma_{-1}}{1 + \frac{l+r}{l-r} \times k_{-1}}$$

для мягкого нагружения

$$\sigma_{a2} = \frac{A \times E}{N_2^{m2}} \times \ln\left(\frac{l}{l - \psi_b}\right) + \frac{\sigma_{-1}}{1 + \frac{l+r}{l-r} \times k_{-1}}$$

где  $r$  – коэффициент асимметрии;  $\psi_b$  – пластичность материала с учетом асимметрии;  $m1, m2$  – показатели степени кривой усталости;  $\sigma_{-1} = k \cdot \sigma_b$  – предел ограниченной выносливости при симметричном цикле.

Эти нагружения представляют собой достаточно контрастные режимы, между которыми располагаются реальные зоны работы элементов конструкций.

Тогда, число циклов до разрушения в каждом расчетном цикле определяется как минимальное значение

$$\sigma_{ai} - \sigma_{-1} = W_i / N_i^{m_i}, \text{ где } i=1,2$$

$$N_i = \left( \frac{W_i}{\sigma_a - \sigma_{-1}} \right)^{1/m_i}, \quad N_{irasc} = \min(N_i, i = 1, 2).$$

Число блоков до разрушения  $L = a_f / a_{bl}$ .

Расчеты по указанным выше зависимостям представлены в таблице 2.

Таблица 2. Результаты оценки циклической долговечности

Амплитуда напряжений, МПа	665	90	55
N1 (жесткое нагружение)	1,0E+04	1,0E+11	1,0E+11
N2 (мягкое нагружение)	2,83E+07	1,00E+11	1,00E+11
Nmin	1,0E+04	1,0E+11	1,0E+11
Повреждение	9,90E-05	0,00E+00	0,00E+00
Сум Повреждение			9,90E-05
Цикл Долгов			10101

Как следует из расчетов деталь может выдержать не менее 10 тысяч рабочих циклов, нагруженности которых представлены на рисунке 2.

Известно, что ЦД носит явно выраженный статистический характер. При этом используются теоретические законы распределения Вейбулла и нормально-логарифмический.

Наиболее представительная статистическая информация о ЦД выбрасывателей была получена при динамических испытаниях установки СМ-20 ЗИФ, в ходе которых были разрушены 22 выбрасывателя. Результаты обработки этих статистических данных по ЦД представлены на рисунке 3. Здесь представлена вероятностная диаграмма случайных значений опытных данных ЦД выбрасывателей СМ-20 с 95 % доверительными интервалами среднего значения и стандартного отклонения в предположении сглаженного нормально-логарифмического закона распределения опытной выборки.

Для нормального закона распределения линейный график функции распределения имеет вид:

$$\lg N_p = \lg \bar{N} + \sigma_{\lg N} \cdot z_p \quad (1)$$

где  $z_p = z(p)$  - квантиль нормального распределения вероятности  $p$ ;  $\lg \bar{N}, \sigma_{\lg N}$  - оценки среднего и среднего квадратического отклонения выборки ЦД.

Вероятностная сетка по оси ординат имеет масштаб  $z_p = \text{НОРМСТОБР}(p)$ , а по оси абсцисс -  $x = \lg N$ . Уравнение аппроксимирующей прямой на вероятностной сетке представляется линейной функцией:

$$z_p = b \cdot \lg N_p + a \quad (2)$$

где  $a, b$  - коэффициенты уравнения.

Логарифмически нормальный закон распределения ЦД по представленной опытной выборке выполняется с коэффициентом детерминации  $R^2 \approx 0,979$ , что свидетельствует о высокой степени корреляции с ним опытных данных.

При этом

$$\lg \bar{N} = -a/b = 3,762; \sigma_{\lg N} = 1/b = 0,228 \quad (3)$$

Границы 95% доверительного интервала определяются в виде:  
нижняя граница

$$(\lg N)_{1H} = \lg \bar{N}_H + (\sigma_{\lg N}^H) \cdot z; \quad (\lg N)_{2H} = \lg \bar{N}_H + (\sigma_{\lg N}^B) \cdot z \quad (4)$$

верхняя граница

$$(\lg N)_{1B} = \lg \bar{N}_B + (\sigma_{\lg N}^B) \cdot z; \quad (\lg N)_{2B} = \lg \bar{N}_B + (\sigma_{\lg N}^H) \cdot z \quad (5)$$

Расчетные отклонений среднего и среднеквадратического логарифма числа циклов до разрушения выбрасывателей СМ-20 имеют значения:

$$\lg \bar{N}_H = 3,661; \lg \bar{N}_B = 3,862 \quad \sigma_{\lg N}^H = 0,17524; \sigma_{\lg N}^B = 0,3254$$

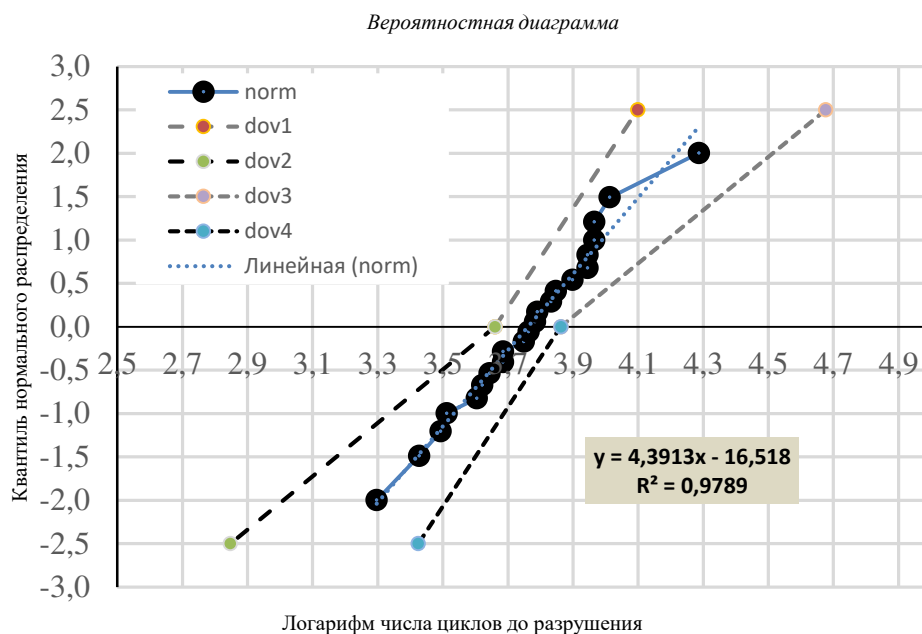


Рис. 3. Вероятностная диаграмма

#### Библиографический список

1. ГОСТ 25.101-83 Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. – М.: Издательство стандартов, 1983.
2. Когаев В.П., Махутов Н.А., Гусенков А.П. Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность. – М.: Машиностроение, 1985.
3. Петин С.В. Основы инженерных расчетов усталости судовых конструкций. Л.: Судостроение, - 1990.

УДК

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

*В. Ф. Захаренков, А. А. Грудина*

Создание высокоточного артиллерийского вооружения для эффективного поражения широкого круга целей требует, в первую очередь, обеспечения устойчивости движения снарядов, под которой по А.А. Дмитриевскому [1] понимается “такое, которое совершали бы ракета или снаряд в стандартной атмосфере или в безвоздушном пространстве при действии на них заранее предусмотренных, подчиняющихся определенным закономерностям сил”. Соответствующая невозмущенному движению траектория называется невозмущенной или расчетной (номинальной).

Однако в реальных условиях на движение снаряда оказывают влияние случайные факторы – отклонение дульной скорости и массы снаряда, отклонение температуры, давления, плотности и влажности воздуха от нормального значения, отклонения коэффициентов формы, осевого и экваториального моментов инерции снаряда, скорость ветра и его направление, Наличие возмущений, которые могут носить случайный характер, приводит к появлению возмущенных (случайных траекторий). При большом количестве выстрелов формируется сноп траекторий с фиксацией точек рассеивания снарядов в горизонтальной или вертикальной плоскостях (рис.1).

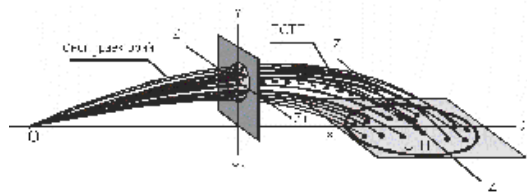


Рис.1. Сноп траекторий, вертикальная и горизонтальная площади рассеивания: ТСП – траектории средней точки попадания; СТП – средняя точка попадания X-X1 – рассеивание по дальности; Y-Y1 – рассеивание по высоте; Z-Z1 – рассеивание в боковом направлении

Однако в многочисленной литературе и научных публикациях по внешней баллистике практически отсутствуют теоретические данные о влиянии случайных возмущений перечисленных выше факторов на характер случайного движения неуправляемых снарядов по внешнебаллистической траектории и, следовательно, на формирование эллипса рассеивания снарядов. В то же время вопросы практического (экспериментального) определения случайного разброса снарядов и статистической обработки данных стрельбы достаточно подробно излагаются в [2], [5]. По результатам практических стрельб с учетом полученных статистических данных по рассеиванию снарядов для каждого типа орудий составляются таблицы стрельбы.

Важнейшим научным результатом практических стрельб стал вывод о том, что рассеивание снарядов подчиняется нормальному (гаусовскому) закону распределения.

Сложность, долговременность и большая стоимость проведения натурных стрельб выдвигают необходимость разработки специальных методов статистического моделирования рассеивания снарядов с учетом достаточно полного набора возмущений является актуальной задачей для использования еще на стадиях проектирования артиллерийских систем.

Накопленный практический опыт проведения стрельб на полигонах позволил установить номенклатуру случайных параметров (факторов), способствующих формированию рассеивания снарядов (таблица 1).

Таблица 1

Случайные параметры, влияющие на рассеивание снарядов	Причины рассеивания, связанные с разнообразием
Начальная скорость снарядов	Свойства пороха (состав, содержание влаги и растворителя). Масса заряда Температура заряда. Плотности заряжания.
Угол бросания	Углов возвышения (мёртвые ходы в прицельном устройстве и в механизме вертикального наведения). Углов вылета. Наводка.
Параметры снаряда:	Калибр Коэффициент формы Масса Осевой момент инерции Экваториальный момент инерции
Параметры атмосферы:	Давление Температура Плотность Влажность

Проведение статистических расчётов потребовало:

1. выбора компьютерного метода расчета параметров внешней баллистики;
2. выбора компьютерного метода статистических испытаний;
3. установления диапазонов изменения управляющих параметров и законов их распределения;
4. исследования как индивидуального, так и совокупного влияния управляющих параметров на рассеивание снарядов;
5. разработки метода оценки значимости управляющих параметров на рассеивание снарядов;
6. разработки программ статистической обработки результатов расчетов;

7. сравнения полученных компьютерных расчетов с имеющимися экспериментальными данными.

Современная теория и математические методы решения задачи движения неуправляемого снаряда в воздушной среде освещена в классических учебниках А.А. Дмитриевского, Л.Н. Лысенко, Е.В. Чурбанова, А.А. Коновалова и др. по внешней баллистике. В теоретическом плане они отличаются лишь детализацией отдельных вопросов. Их общим недостатком является отсутствие описания компьютерных алгоритмов решения внешнебаллистических задач. Что касается алгоритма решения внешнебаллистической задачи, то можно отметить, что наиболее проработанным методом ее решения является ГОСТ В 24288-80, в котором были реализованы все теоретические достижения и практические рекомендации для расчета параметров внешней баллистики неуправляемых артиллерийских снарядов, реактивных и активно-реактивных снарядов. Компьютерная программа `upc.exe`, разработанная проф. В.Ф. Захаренковым, реализующая в оболочке FORTRAN POWER STATION для WINDOWS математическую модель и алгоритм ГОСТ методом Рунге-Кутты четвертого порядка. В качестве объекта при проведении стохастических расчетов была выбрана зенитная автоматическая 57-мм пушка С-60, поскольку по ней был известен достаточный объем данных по конструктивным размерам канала ствола, условиям заряжания, а также характеристикам осколочно-фугасного трайрирующего снаряда. Результаты расчета параметров внешней баллистики для номинальных значений характеристик снаряда, его дульной скорости и стандартных параметрах атмосферы приведены на рис. 2...5.

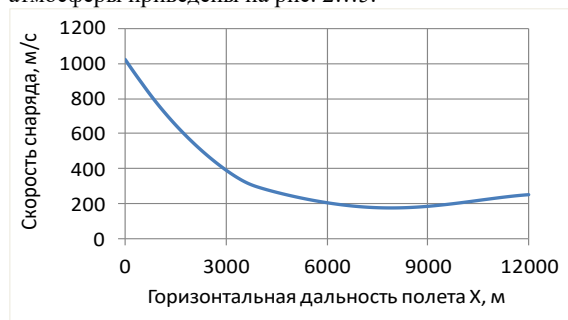


Рис.2. Изменение скорости снаряда по дальности

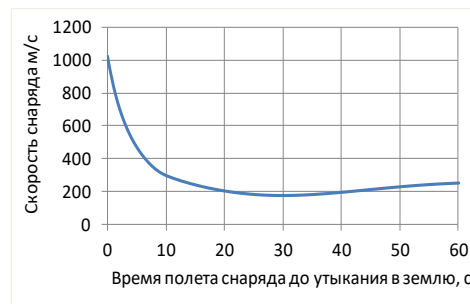


Рис.3. Изменение скорости снаряда по времени

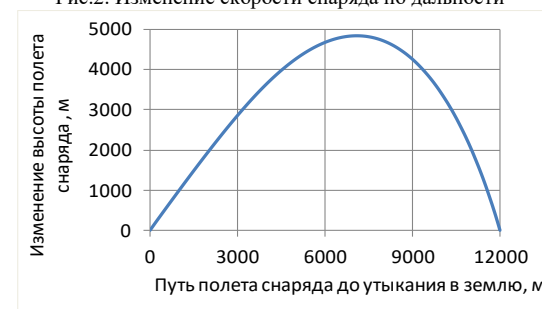


Рис.4. Изменение высоты полета снаряда по дальности



Рис.5. Изменение деривации снаряда по дальности

Для расчета случайных траекторий снарядов был использован метод статистических испытаний Монте-Карло [6]. Суть метода заключается в моделировании случайных процессов с помощью ЭВМ. Метод основан на использовании связи между вероятностными значениями некоторой функции со случайными характеристиками управляющих параметров. Номенклатура случайных управляющих параметров для решения задачи рассеивания снарядов приведена в таблице 2.

Таблица 2

Параметр	Размерность	Номинал	Отклонение
Дульная скорость снаряда	м/с	1023,3	9,75
Масса снаряда	кг	2,8	0,084
Коэффициент формы снаряда	*	1,3	0,02

Давление воздуха	мм.рт.ст.	755	15
Температура воздуха	оС	15	1,5
Угол бросания	град	45	0

Принималось, что случайные отклонения параметров подчиняется нормальному закону распределения. Формирование псевдослучайных чисел для нормального закона распределения осуществляется по методу вычетов [7]. С целью увеличения периода повторяемости чисел практически до бесконечного значения, так называемые магические числа описывались двойной точностью представления.

Предварительными вычислениями по программе *vtr.exe* было установлено, что предельная досягаемость снаряда по высоте при угле бросания 85° составила 8880 м, по дальности 12171 м, по боковому отклонению (деривации) 8,5 м, скорость снаряда в точке высотной досягаемости 25,8 м/с. Предельная горизонтальная дальность стрельбы оказалась равной 12005 м при угле бросания 45°. При этом наибольшая высота полета снаряда составила 4816 м, деривация 32,4 м, конечная скорость снаряда при утыкании наряда в землю 253,6 м/с.

Результаты расчета влияния случайных отклонений отдельных управляющих параметров на рассеивание снарядов по дальности и деривации, а также совокупного их влияния на эти же характеристики приведено в таблице 3.

Таблица 3

Параметр влияния	Диапазон отклонения	Диапазон отклонений дальности и деривации, м	Среднеквадратичное отклонение ( $\pm\sigma$ ), м	Гистограмма разброса максимальной дальности стрельбы
Масса снаряда	$\pm 0,084$ кг	Дальность: 11687,1 - 12211,3  Деривация: 31,26 - 33,05	$\pm 92,5$  $\pm 0,31$	
Коэффициент формы снаряда	$\pm 0,03$	Дальность: 11739,3 - 12263,6  Деривация: 31,33 - 33,34	$\pm 68,3$  $\pm 0,26$	
Начальная скорость снаряда	$\pm 9,75$ м/с	Дальность: 11895,0 - 12058,7  Деривация: 31,95 - 32,53	$\pm 26,1$  $\pm 0,09$	



Температура воздуха	$\pm 1,5^{\circ}\text{C}$	Дальность: 11975,7 - 12003,7 Деривация: 32,2 - 32,4	3,7  0,016	
Все случайные параметры	«...»	Дальность: 11694-12392 Деривация: 31,7-32,4	$\pm 117$  $\pm 0,435$	
	«...»	Максимальная высота: 9126 Деривация: 8,05-9,05	$\pm 84,8$  $\pm 0,145$	

Из таблицы видно, что наибольшее влияние на рассеивание снарядов по дальности оказывает нестабильность масс снарядов, особенно самых тяжелых и самых легких по весовым знакам. Затем следуют влияние случайного отклонения коэффициента формы снаряда и его начальной (дульной) скорости. Отклонение температуры воздуха в пределах  $1...2,5^{\circ}\text{C}$  (среднее значение  $1,5^{\circ}\text{C}$ ) оказывает наименьшее влияние. Отсюда следует, что достаточно тщательное изготовление формы снаряда с целью уменьшения отклонений коэффициента его формы является одним из важнейших мероприятий для повышения точности стрельбы. Что касается отклонений снарядов по весам (весовым знакам), то здесь важным мероприятием повышения точности стрельбы становится предварительный тщательный подбор снарядов по идентичным весовым знакам. Уменьшение влияния разброса дульной скорости должно регулироваться тщательным измерением температуры пороховых зарядов, уменьшением влияния свойств пороховых зарядов по геометрическим и физико-химическим характеристикам, а также отклонениям в массах пороховых зарядов.

Полученные методом статистических испытаний рассеивания дульной скорости снарядов являются исходной информацией для оценки вероятности попадания первым снарядом в воздушные цели (вертолета, самолета или ракеты), летящих на различных высотах. Численное моделирование проводилось в следующей упрощенной постановке. Воздушная цель летит прямолинейно навстречу орудия на некоторой высоте  $H$  с постоянной скоростью 300 (самолет) или 1000 (ракета) м/с. Первый выстрел в упрежденную точку производится в моменты времени, соответствующие дальностям открытия огня от 250 м до 12000 м. Решение задачи встречи первого снаряда с целью решалось методом последовательных приближений с точностью радиуса сферы попадания 1,5 м. Результаты расчета представлены на рис. 6...10.

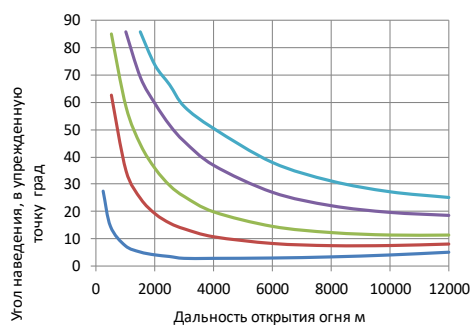


Рис.6. Значения угла наведения орудия в упрежденную точку в зависимости от дальности открытия огня для скорости цели 300 м/с

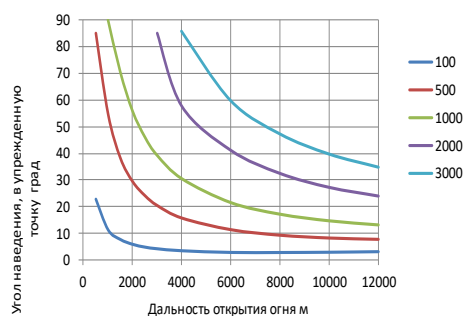


Рис.7. Значения угла наведения орудия в упрежденную точку в зависимости от дальности открытия огня для скорости цели 1000 м/с

Результаты расчета показывают, что при скорости цели 300 м/с отслеживание цели с максимальной дальности открытия огня 12000 м, до минимальной дальности открытия огня приводит к достижению величин скорости вертикального наведения в среднем:

Дальность открытия огня, м	Скорость цели 300 м/с	Скорость цели 1000 м/с
Высота полета цели 100 м		
12000	0,381	0,475
10000	0,399	0,555
8000	0,446	0,672
6000	0,555	0,917
4000	0,833	1,701
3000	1,273	2,769
2500	1,717	3,809
2000	2,533	5,011
1500	4,293	10,17
1000	9,419	22,46
500	36,80	85,63
100		
500		
1000		
1500		
2000		
2500		
3000		

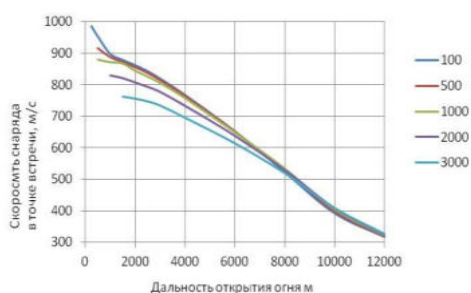


Рис.8. Значения скорости снаряда в упрежденной точке в зависимости от дальности открытия огня для скорости цели 300 м/с

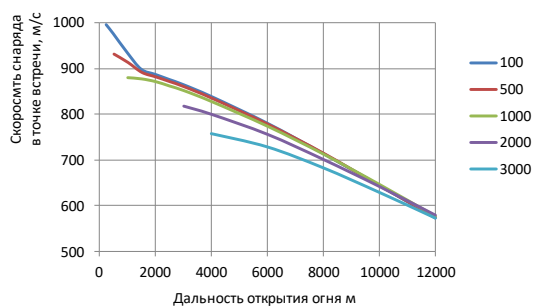


Рис.9. Значения скорости снаряда в упрежденной точке в зависимости от дальности открытия огня для скорости цели 1000 м/с

Различного типа целей - самолетов, вертолетов, беспилотных летательных аппаратов, крылатых ракет, а также различного рода наземных целей. На рис.6 показаны контуры различных типов целей, которые в реальных габаритных размерах могут быть помещены в центр горизонтально или вертикально расположенного эллипса.



Рис.10 Контуры некоторых типов целей

Оценка вероятности поражения цели на максимальной дальности производилась с использованием формулы [5]:

$$P = \frac{1}{4} \left[ \hat{\Phi} \left( \frac{a}{E_x} \right) - \hat{\Phi} \left( \frac{-a}{E_x} \right) \right] \cdot \left[ \hat{\Phi} \left( \frac{b}{E_y} \right) - \hat{\Phi} \left( \frac{-b}{E_y} \right) \right],$$

где  $\hat{\Phi}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-t^2} dt$  - приведенная функция Лапласа,  $\rho = 0,477$  - значение аргумента при котором функция Лапласа равна 0,5.  $a$  и  $b$  - длина и ширина прямоугольной области, соответствующей проекции поражаемой цели.

Связь среднеквадратического ( $\sigma$ ) и срединного ( $E$ ) отклонения определяется соотношением:  $\hat{A} = \rho \sqrt{2} \sigma$ .

Исходя из проведенных выше расчетов, срединные отклонения по дальности и боку на максимальной дальности составили  $E_a = 77,27$  м,  $E_b = 0,27$  м.

В качестве цели был выбран типовой объект - истребитель F-4E, со среднестатистической площадью проекции  $26 \text{ м}^2$  [8]. Соотношение длины и ширины приведенной прямоугольной области 1,5:1.

Расчетная вероятность поражения цели одним выстрелом на максимальной дальности составила  $P = 0,0435$ . Следует отметить, что полученная величина является завышенной, так как в работе не оценивались ошибки прицеливания, ветровой снос а также ошибки угла бросания (угла вылета).

#### Выводы

1. Разработана методика расчета рассеивания снарядов, учитывающая влияние случайного отклонения параметров снаряда и внешней среды.
2. На основании статистических данных по вероятностным значениям дульной скорости наряда, его коэффициенту формы и массе, а также температуре окружающей среды построены гистограммы рассеивания нарядов на предельной дальности стрельбы по высоте и горизонту.
3. 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.

#### Библиографический список

1. А. А. Дмитриевский Внешняя баллистика / А. А. Дмитриевский, Л. Н. Лысенко. М. Машиностроение, 1991.
2. В.И. Кубышкин. Корабельной артиллерии (основы теории стрельбы и боевой эффективности). Учебник. Каспийское ВВМКУРЕ им. С.М. Кирова 1972. им. С.М. Кирова 1972.
3. Теоретические основы управления огнем наземной артиллерии//ред. А.И.Аверьянов ВАОЛКА им. М.И. Калинина. Ленинград, 1978.
4. П.Н. Шкворников, Н.М. Платонов. Экспериментальная баллистика. Издательство: ВТС, София. 1976
5. В. И. Запорожец. Боевая эффективность средств поражения и боеприпасов: тексты лекций. Балт. гос. тех. ун-т СПб., 2006. – 159 с.
6. Бусленко Н.П. Метод статистического моделирования/ М.: Статистика, 1970 г. - 113 с.
7. Бусленко Н. П., Шрейдер Ю. А. Метод статистических испытаний Монте-Карло и его реализация в цифровых машинах. -М.: Физматгиз, 1961. 226 с.
8. Б. И. Носков. Малокалиберные выстрелы к автоматическим пушкам: Учебное пособие. М.: Вооружение. Политика. Конверсия. 1998. – 190 с.

УДК 623.4

#### АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ СРЕДСТВ ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ И ЗАПРАВКИ ВВТ ГОРЮЧИМ ДЛЯ УСЛОВИЙ АРКТИКИ

*Г. А. Калачёв, Б. С. Квашиин, Н. Н. Бурыкин*

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

Суровые климатические условия арктических районов значительно ограничивают ведение боевых действий войск. Во всех районах Арктики преобладает суровый климат с продолжительной снежной зимой и коротким холодным летом. Зима здесь продолжается 9-10 месяцев в году, а летний (безморозный) период всего два-три месяца. Средняя температура наиболее холодного месяца (января) составляет от -33 до -37О С, а наиболее теплого месяца от +4 до +10ОС. Верхний слой грунтов повсеместно скован вечной мерзлотой, глубина которой достигает 200-500 м.

Все районы Арктики отличаются ограниченной проходимостью. В зимнее время равнинная территория тундры доступна для движения всех видов боевых и транспортных машин. Глубокое промерзание грунтов, болот и водоемов, прочный ледяной покров на прибрежных морях обеспечивают движение войск в любом направлении. Основным препятствием для движения войск по целине зимой являются неровная поверхность тундры, долины рек, овраги и промоины. Снежный покров в тундре неглубокий, на возвышенных участках местности его глубина не превышает 20-30 см. В понижениях же рельефа и на подветренных скатах под действием ветра образуется более мощный покров снега, нередко достигающий нескольких метров. Такие забои снега также являются большим препятствием для беспрепятственного движения автотранспорта, поскольку требуется расчистка или уплотнение снежных заносов, что не может не повлиять на подвоз материальных средств.

На ледовых пространствах морей серьезным препятствием для действий войск зимой являются трещины во льду, полыньи и торосы. Все это создает большие затруднения при движении по льду, при возведении оборонительных сооружений, укрытий, устройстве позиций для огневых средств. С приходом лета сплошной ледяной покров нарушается и боевые действия сухопутных войск на льду становятся невозможными.

Весной, после того, как грунты протают на глубину более 15-20 см, тундра превращается в болото, труднодоступное для движения войск. В период весенней распутицы по тундре могут двигаться только гусеничные машины на малой скорости. В это время проходимость местности ограничивается также весенним половодьем на реках и озерах.

Для обеспечения горюче-смазочными материалами в тяжелых условиях Сибири и Крайнего Севера в нефтегазовой отрасли нашей экономики широко применяются гусеничный

топливозаправщик-снегоболотоход ТТМ-3ТЗ (рисунок 1) и гусеничный топливозаправщик-вездеход ГТ-ТР-04 “СКИФ” (рисунок 2).



Рис. 1. Топливозаправщик - снегоболотоход гусеничный ТТМ-3ТЗ

ТТМ-3ТЗ предназначен для транспортирования светлых нефтепродуктов, для перевозки топлива и заправки техники топливом. Представляет собой гусеничную плавающую машину высокой проходимости, которая эксплуатируется на грунтах с низкой несущей способностью, включая снежную целину без ограничения глубины снежного покрова, сыпучие пески, болота всех категорий и открытые водоемы. На большие расстояния ТТМ-3ТЗ может транспортироваться в кузове автомобилей типа КАМАЗ, МАЗ.



Рис. 2. Гусеничный вездеход-топливозаправщик ГТ-ТР-04 “СКИФ”

Топливозаправщик на шасси гусеничного вездехода ТГМ-126 (МТЛБ-У) предназначен для доставки и заправки топливом техники при проведении полевых работ в условиях Крайнего Севера, в условиях бездорожья, снежной целины, заболоченной местности.

Заводская сертифицированная алюминиевая емкость вместимостью 4,7 м<sup>3</sup>, предназначенная для перевозки и заправки техники топливом, укомплектованная, согласно требованиям и правилам перевозки особо опасного груза.

Электрический заправочный модуль топливозаправщика на заднем днище цистерны производительностью 40-70 л/мин обеспечивает закачку и выдачу топлива от сети 24 В. В топливозаправщике установлены приборы учета расхода топлива, раздаточное устройство оборудовано маслбензостойкими рукавами и раздаточными кранами.

Анализ технического уровня технических средств, предназначенных для транспортирования, заправки и кратковременного хранения горючего, масел и специальных жидкостей, состоящих на снабжении ВС РФ и технических средств заправки, применяемых в гражданском секторе экономики, показывает, что АСЗТГ, поступающие на укомплектование штатных формирований материального обеспечения частей и соединений ВС РФ, приспособлены для выполнения функциональных задач в различных условиях, в том числе в сложных дорожно-климатических условиях. Их технологическое и специальное оборудование позволяют выполнять задачи по своему функциональному назначению, а именно транспортирование, заправка и кратковременное хранение горючего в пунктах постоянной дислокации.

Однако, достигнутый уровень технических характеристик АСЗТГ недостаточен для функционирования при температурах до минус 500С (кратковременно до минус 600С), низкой проходимости, отсутствия современных средств связи, навигации, обеспечения экипажа питанием в

отрыве от пункта постоянной дислокации и аварийными средствами теплоснабжения в экстремальных ситуациях.

Исследование вопросов применения высокопроходимых транспортных средств заправки в нефтегазовой отрасли нашей экономики показало возможность использования гусеничного топливозаправщика-снегоболотохода ТТМ-3ТЗ и гусеничного вездехода-топливозаправщика ГТ-ТР-04 «СКИФ». Однако, незначительный объём перевозимого топлива, отсутствие возможности транспортирования и заправки подогретыми высоковязкими смазочными материалами и необходимость дополнительных испытаний гусеничных шасси для включения их в Типаж военной автомобильной техники (далее – ВАТ) требует значительной доработки.

Для транспортирования и заправки автобронетанковой техники в Швеции разработан гусеничный вездеход Hagglund Bv206.

Гусеничный вездеход Hagglund Bv206 в модификации топливозаправщик, это - транспортное средство, разработанное специально для стран блока НАТО.

Гусеничный вездеход BV-206 состоит из двух секций. Корпус тягача сделан из армированного стекловолокном пластика, задняя грузовая часть из нержавеющей стали. При передвижении задействует все четыре гусеничных трака. Низкое давление на грунт позволяет BV-206 справляться с широким диапазоном сложных условий. Это полностью приспособленный к передвижению в воде вездеход, скорость на воде достигает 4,7 км/ч.

Двигатель с системами и большинство агрегатов трансмиссии скомпонованы в передней секции по продольной оси машины. По обе стороны от двигателя расположены сидения командира и механика-водителя, другая группа сидений размещается около задней стенки бронированного корпуса. Двигатель закрыт теплошумоизолирующим кожухом со съёмными крышками лючков, облегчающих техническое обслуживание систем двигателя. Такое расположение двигателя и основных узлов управления открывает им доступ прямо из салона вездехода и никак не зависит от температуры за бортом.

Ходовая часть каждого обвода секций состоит из пяти опорных катков, одного поддерживающего ролика, переднего ведущего колеса и гусеничной ленты. Последняя изготавливается из специальной резины с дополнительной укрепляющей основой и металлическими вкладышами, к которым крепятся грунтозацепы. Все четыре гусеничных обвода взаимозаменяемые.

Вездеход BV-206 может преодолевать водные участки местности без предварительной подготовки за счёт вращения гусеничных лент со скоростью 3 км/ч. Для удаления проникшей в корпус через повреждения и неплотности забортной воды в них установлены водооткачивающие насосы производительностью примерно по 60 л/мин.

Цистерна - объемом 2200 литров, изготовлена из алюминиевого сплава с учетом внедорожной эксплуатации и оснащена развитыми внутренними перегородками, волнорезами и защитой. Для выполнения рабочих операций топливозаправщик оборудован насосным модулем. На цистерне установлен центробежный насос Avery-Hardon. Бортовая насосная установка имеет привод от автономного двигателя Lister.

В Народной освободительной Армии Китая (далее – НОАК) нашёл применение сочлененный топливозаправщик. Фотографии с учений с участием топливозаправщика повышенной проходимости на базе китайского клона шведского сочлененного гусеничного транспортера Hagglunds Bv-206.

В иностранных вооруженных силах, таких стран, как Канада, Швеция, Норвегия, США и Китай, наиболее популярной моделью двухзвенной гусеничной машины является BV 206 и её модификации вплоть до 2014 г., созданная шведской фирмой BAE Systems Land Systems Hagglunds.

Взамен разработанному в 1974 году BV 206 и её модификаций в иностранные вооруженные силы поступила новая модель BV S 10 (рисунок 3). Данная модель поступила в вооруженные силы Британии, Франции и Нидерландах, как основанная бронированная машина морских пехотинцев. Основным отличием BV S 10 от ее предшественника, это лучшее бронирование и просторность.



Рис. 3. Двухзвенный гусеничный транспортер BV S 10

При этом, BV S 10 может быть усилено бронезащитой до 4 уровня по STANAG 4569, активной защитой от ПТУР, противоминной защитой и вооружением – пулемет калибра 12,7 мм в бронемодуле (1 звено). Также BV S 10 может быть переоборудован под транспортное средство подразделений материально-технического, медицинского обеспечения иностранных армий, а также гражданских нужд.

Транспортное базовое шасси для технических средств заправки горючим должно отвечать следующим требованиям:

- высокая грузоподъемность и грузопместимость;
- высокие показатели проходимости и маневренности в особо тяжелых дорожно-климатических условиях на грунтах с низкой несущей способностью;
- обеспечение работоспособности при температуре окружающей среды от плюс 50 и до минус 500С, кратковременно до минус 600С;
- возможность использования грузовых отсеков под монтаж специального технологического оборудования.

Таким требованиям отвечают двухзвенные гусеничные машины, которые нашли широкое применение при транспортировании грузов и специального технического оборудования в условиях Крайнего Севера, Сибири, Дальнего Востока и Арктики.

Одним из таких транспортных средств является отечественный двухзвенный гусеничный транспортер плавающий ДТ-30ПМ машиностроительной компании «Витязь» (рисунок 4).



Рис. 4. Двухзвенный гусеничный транспортер плавающий ДТ-30ПМ

Двухзвенный гусеничный транспортер плавающий ДТ-30ПМ выполнен по прицепной схеме соединения звеньев. Вездеход имеет два сварных герметичных корпуса-звена соединенных поворотно-сцепным устройством. На первом звене располагается:

- кабина экипажа, оборудованная автономными системами обогрева и вентиляции; моторно-трансмиссионное отделение;
- кузов с тентом.

Второе звено может быть выполнено в виде кузова с тентом или кузова-платформы для монтажа технологического или иного оборудования.

Конструкция поворотно-сцепного устройства позволяет независимо поворачиваться звеньям машины в горизонтальной, вертикальной и продольно-вертикальной плоскостях.

Вышеназванные технические особенности ДТ-30ПМ делают его незаменимым транспортным средством для условий Арктического региона.

ДТ-30ПМ может быть усилен локальной бронезащитой и может быть использован, как базовое шасси для создания ВВСТ и другой инженерной и вспомогательной техники.

Несмотря на свой внушительный вес, вездеход-амфибия преодолевает водные преграды с легкостью. В отличие от аналогичных плавающих вездеходов он способен пересекать озера и реки не только в брод, но и на плаву.

Двухзвенный гусеничный транспортер плавающий ДТ-30ПМ обладает характеристиками технического средства, способного выполнять широкий спектр задач, в условиях Дальнего Востока, Сибири, Крайнего Севера и Арктического региона.

ДТ-30ПМ это универсальное транспортное средство, грузовые отсеки первого и второго звена которого можно использовать под монтаж специального технологического оборудования и приспособить его для выполнения конкретных задач обеспечения ВВСТ подразделений войск горючим, маслами, смазками и специальными жидкостями.

Учитывая задачи по обеспечению войск горючим, ДТ-30ПМ подходит под транспортное базовое шасси для транспортирования, кратковременного хранения, заправки фильтрованным горючим и маслом ВВТ подразделений и частей сухопутных войск в ходе выполнения ими боевых задач в особо тяжелых дорожно-климатических условиях районов Севера, Дальнего Востока и Арктики.

Предлагается использование прототипа топливомаслозаправщика ГТМЗ-14ДТ (рисунок 5), который предназначен для транспортирования, кратковременного хранения, заправки фильтрованным горючим и маслом, с учетом выданного количества горючего в ходе выполнения ими боевых задач в особо тяжелых дорожно-климатических условиях районов Севера, Сибири, Дальнего Востока и Арктики.



Рис. 5. Внешний вид топливомаслозаправщика ГТМЗ-14ДТ

Данное средство предназначено для транспортирования, кратковременного хранения, заправки фильтрованным горючим и маслом, с учетом выданного количества горючего, наземной техники в ходе выполнения ими боевых задач в особо тяжелых дорожно-климатических условиях районов Севера, Сибири, Дальнего Востока и Арктики.

Основные преимущества гусеничного топливомаслозаправщика ГТМЗ-14ДТ в том, что конструкция двухзвенного гусеничного топливомаслозаправщика обеспечивает заправку техники во все времена года по труднодоступной местности в условиях бездорожья и слаборазвитой дорожной сети при температуре окружающей среды от минус 500С до плюс 500С, с возможностью кратковременной работы при предельных значениях температур минус 60°С и плюс 60°С, при относительной влажности воздуха до 98% при температуре до плюс 250С.



Для замены устаревших МТ-ЛБВ, ГТ-Т, МТ-Лбу, АТС-59Г, гусеничных и колесных бронетранспортеров, а также отдельных видов колесной военной автомобильной техники унифицированная плавающая бронированная двухзвенная гусеничная платформа должна стать основной базой для создания семейства машин боевого и материально-технического обеспечения новых «средних» мотострелковых бригад, предназначенных для действий в особо тяжелых природно-географических условиях Заполярья и Дальнего Востока.

Для арктических мотострелковых бригад в составе нового высокоунифицированного семейства бронированных двухзвенных транспортеров на базе межвидовой плавающей снегоболотоходной двухзвенной гусеничной платформы должен быть разработан целый ряд образцов ВВТ, в том числе и топливозаправщик.

Предлагаемая к разработке унифицированная плавающая снегоболотоходная двухзвенная гусеничная бронированная платформа должна находиться на уровне лучших зарубежных аналогов и должна стать основной базой для создания семейства боевых машин, машин боевого и материально-технического обеспечения новых «средних» мотострелковых бригад, предназначенных для действий в особо тяжелых природно-географических условиях Заполярья и Дальнего Востока.

Оснащение вышеуказанных соединений образцами вооружения на бронированных двухзвенных тягачах позволит расширить диапазон тактических приемов и реализовать в труднодоступной местности концепцию ведения маневренных действий, что значительно повысит боевой потенциал бригады (по сравнению с соединениями, оснащенными МТ-ЛБВ).

#### **Библиографический список**

1. Технические средства тылового обеспечения. Москва. Воениздат. 2003.
2. Технические средства службы тыла. Москва. Воениздат. 1979.

УДК

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

*В. С. Кауца*

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

#### **Введение**

В середине 1950-х годов появилась необходимость в создании пушки для вооружения подвижных установок реактивных бомбардировщиков. Ставилась задача по созданию скорострельной пушки минимальной длины при заданной длине ствола. Конструкторы пришли к выводу, что классическая схема с одним стволом и одним патронником исчерпала свои ресурсы в плане увеличения скорострельности. Уникальная разработка была предложена А.А.Рихтером – пушка с высокой скорострельностью и длиной, равной длине ствола. Работы над пушкой велись в ОКБ-16, и их результатом стало принятие на снабжение 23-мм авиационной пушки Р-23 (индекс 261П) в 1963 году. Две пушки Р-23 устанавливались в кормовой установке ДК-20 реактивного бомбардировщика Ту-22.

Пушка Р-23 отличается уникальной схемой заряжания и рядом совершенно новых конструктивных решений для элементов пушки и боеприпасов, не имеющих аналогов в мировой технике оружия.

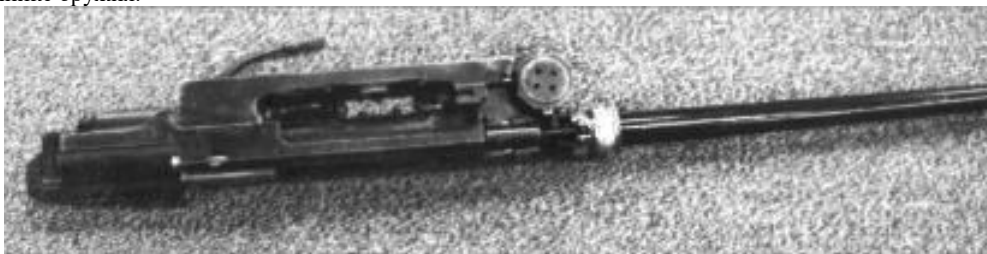


Рис. 1. Пушка Р-23

Таблица 1. Тактико-технические характеристики пушки Р-23

Калибр, мм	23
Длина пушки, мм	1468
Масса автомата, кг	58,5
Темп стрельбы, выстр./мин	2400...2600
Начальная скорость снаряда, м/с	850

Арон Абрамович Рихтер был выдающимся конструктором, обладавшим незаурядным мышлением, развитой логикой и большим творческим потенциалом. Он является автором уникальной книги «Логика конструкторского мастерства», в которой описываются творческие приемы и особенности мышления на различных стадия формирования произведений техники, а также мир технического творчества с его философскими, психологическими и социальными аспектами. Он писал: «Очень часто одностороннее видение проблемной ситуации приводит к тому, что многочисленные попытки её разрешения, сталкиваясь с непреодолимыми трудностями, остаются безуспешными. Преодоление такого психологического барьера требует творческого метода, сущность которого заключена в извлечении из проблемной ситуации её отличительных особенностей или отличительных сочетаний уже известных обстоятельств, только ей присущих, выделяющих проблему из ряда других, решения которых имеют прецеденты»[3]. Его творческий подход и гибкость мышления очень сильно отразились на создании пушки Р-23.

Общее устройство и технические решения пушки Р-23

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 по праву считаться самой скорострельной пушкой с одним стволом. Схема с вращающимся блоком патронников позволяет вынести за пределы цикла выстрела часть цикла работы механизмов автоматики. Для этого необходимо, вместо последовательного открывания затвора, экстракции стреляной гильзы, досылки патрона и закрывания затвора – в промежутке между двумя выстрелами провести только одну операцию – сменить камеру со стреляной гильзой на камеру с заряженным патроном. Остальные операции - освобождение камеры от стреляной гильзы и зарядание следующей камеры очередным патроном – должны происходить за пределами цикла выстрела. Револьверная схема подразумевает расположение камер во вращающемся блоке патронников, ось которого расположена параллельно, но эксцентрично оси ствола. При фиксированном расположении блока патронников одна из камер располагается соосно с каналом ствола. В ней находится заряженный патрон и производится выстрел.

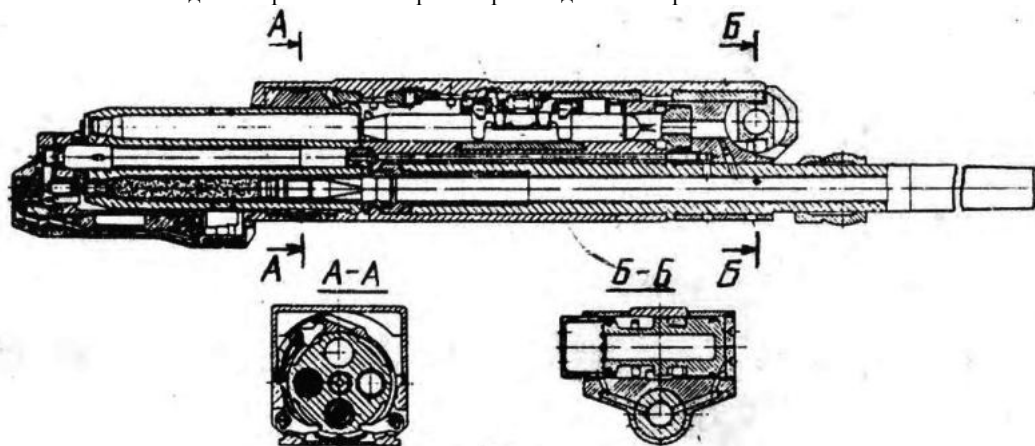


Рис. 2. Схема пушки Р-23

Обтюрация стыка ствола с патронником достигается подвижной втулкой-обтюратором в сборе, установленной при входе в канал ствола; обтюратор прижимается к патроннику давлением пороховых газов в направлении, обратном направлению выстрела[5].

Ещё одно уникальное решение в пушке – это применение трех газовых двигателей для выполнения различных операций цикла перезарядания. Двигатель привода блока патронников и двигатель выбрасывания стреляной гильзы – имели оригинальную конструкцию, принципиально

отличавшуюся от применявшихся ранее[2]. В стволе выполнены четыре газоотводных отверстия в трех различных сечениях по длине.

При выстреле пороховые газы первоначально попадают в самое большое отверстие, из которого через систему газопроводов идут на отражение гильзы. Большая площадь сечения позволяет заполнять большой объем и получать высокое давление для стабильного выбрасывания стреляной гильзы из патронника без её предварительного страгивания. Надежность работы данного газового двигателя обеспечивается тем, что кроме поршня (стальной гильзы), он не приводит в движение никаких механизмов, т.е. его можно рассчитать и отработать с двух- и трехкратным запасом импульса, гарантированно обеспечивающим работу в самых трудных условиях. Следует заметить, что гильза не имеет конусности и после выстрела сидит в патроннике с натягом, чем обусловлен относительный недостаток двигателя – большая (около 40 м/с) скорость отражения гильзы.

Газовый двигатель досылания патрона (рисунок 3) этой пушки выполнен по классической схеме. При движении снаряда открывается отверстие, через которое пороховой газ воздействует на поршень, толкающий патрон в верхнюю камеру блока патронников пушки. Следует заметить, что досылание очередного патрона производилось в направлении, обратном направлению стрельбы; экстракция стреляной гильзы происходила в направлении стрельбы. Патронная лента находилась перед блоком патронников.

Наличие нескольких газовых двигателей оригинальной конструкции не внесло сколько-нибудь существенных ухудшений в боевые свойства оружия. Наоборот, принципиальные изменения в их конструкции 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. Возвратно-поступательное движение поршня в обе стороны обеспечивается пороховыми газами. Это исключает возможность задержки поршня на нагаре или ржавчине, а также обеспечивает высокий темп. Для большей надежности поршень имеет больший диаметр, чем у систем-аналогов. Усилие, развиваемое в обоих тактах, составляет несколько тонн.

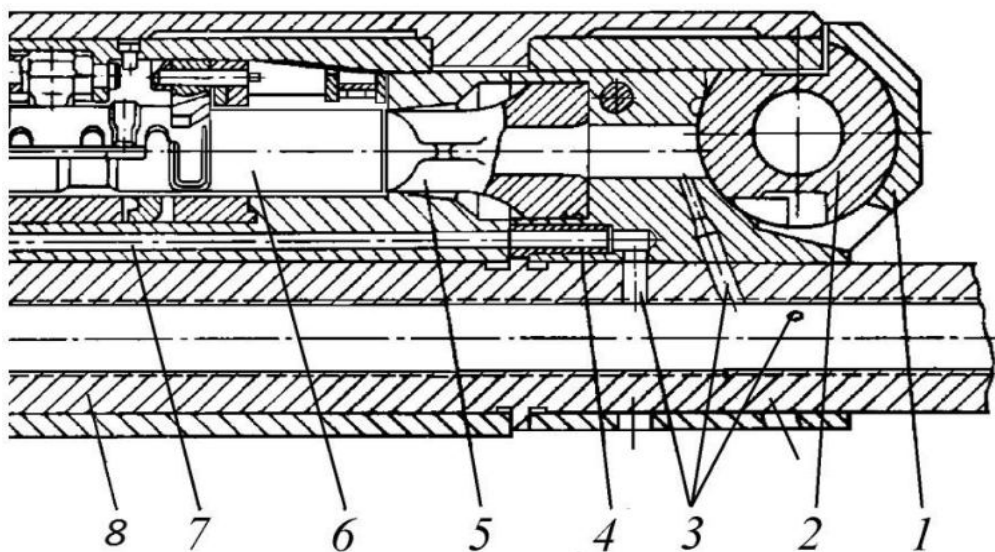


Рис. 3. Газовые двигатели привода блока патронников и досылания патрона: 1 – корпус газовой камеры; 2 – поршень газового двигателя привода блока патронников; 3 – газоотводные отверстия; 4 – обтюратор пороховых газов газового выбрасывателя стреляных гильз; 5 – поршень-досылатель патрона; 6 – патрон; 7 – газоотводный канал выбрасывателя стреляных гильз

Также в пушке оригинально решена проблема с отказавшими патронами. Известно, что в существующих образцах автоматического ствольного оружия в случае осечки отказавший патрон удаляют, поставив на его место новый. Для такого перезаряжания прибегают к использованию внешнего источника энергии. Но введение новых механизмов перезаряжания усложнило бы конструкцию и снизило её надёжность. Поэтому был найден новый путь к заключенному в патроне

источнику энергии – метательному заряду. В пушке Р-23 был применен механизм устранения осечек, принцип действия которого основан на проникновении запального пламени к пороховому заряду в патроне через стенку гильзы и стенку каморы. В стенке каморы выполнено отверстие диаметром 2 мм, при этом диаметре исключается просечка стенки гильзы давлением пороховых газов при обычно выстреле. Конструкция представляет собой миниатюрный баллистический ствол[3], в котором расположен 2-мм «бронбойный» снаряд с обтюрирующей юбкой, электрокапсюль с составом, ускоряющим снаряд и поджигающим через пробитую гильзу пороховой заряд.

Простота и изящество конструктивных решений является источником надёжности и экономичности системы, признаком её продуманности и завершенности. А.А.Рихтеру удалось создать систему, которая отражает ясность замысла, лаконичность принципов и простоту конструкции при решении столь сложных задач. Радикальные методы, применённые для решения поставленных задач, продуманы до мелочей, и составляют единую композицию, в которой что-то исключить, заменить или ввести столь сложно, насколько это сложно в здоровом человеческом организме.

Боеприпасы для пушки Р-23

Для пушки был разработан специальный боеприпас 23×160 мм (рисунок 4), в котором гильза равна длине патрона. Своей передней частью гильза охватывает снаряд, обеспечивая при этом направление снаряда в ствол на начальном участке. Гильза стальная, с большой толщиной стенок и массой 225 г. Весь патрон имел массу 513г, при массе снаряда 173г. Воспламенение метательного заряда производилось при помощи электрокапсюля. Боекомплект на каждую из двух пушек на Ту-22 составлял 500 патронов. Отмечалась слишком большая масса боекомплекта пушки, а также некоторый проигрыш существующему оружию в могуществе снаряда. Вес секундного залпа пушки 261П достигал 7,2 кг против 3 кг у НР-23 или 4,2 кг у АМ-23. Основным недостатком пушки Р-23 является конструкция патрона, отличающегося от штатных патронов других пушек увеличенными массой патрона и длиной гильзы.

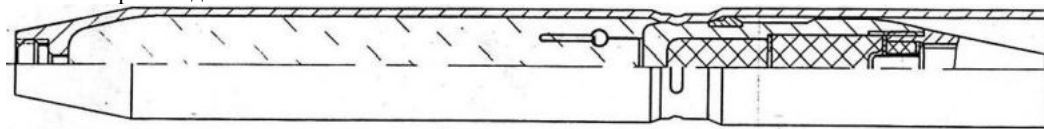


Рис. 4. Патрон 23×160 мм с ОФЗ снарядом

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 пушку во вращающихся установках на самолётах. Для сравнения можно взять пушку АМ-23 находящуюся на вооружении в тот момент. Пушка А.А.Рихтера практически при той же длине имела большую длину ствола. Револьверная схема позволила повысить скорострельность до 2500 выстрелов в минуту у Р-23 против 1350 выстрелов в минуту у АМ-23. Принципиальная конструктивная схема пушки Р-23 обеспечивала решение ещё одной задачи: общая длина пушки равна длине её ствола, что уменьшает действие воздушного потока на пушку, который вызывал снижение скорострельности. Это большое достижение А.А.Рихтера, такое решение было найдено впервые в мировой практике. Потенциальные возможности, заключенные в схемах и конструктивных особенностях пушки и боеприпасов Р-23, позволили использовать их в последующей разработке пушки для вооружения космических станций.

Схожие разработки в области авиационного вооружения

Подобные работы велись в США фирмами United Shoe Machinery Corporation и Springfield Armory с 1951 по 1957 годы. Ставилась задача по созданию авиационной пушки калибра 30-мм минимальной длины и веса для размещения в кормовых установках бомбардировщиков. Результатом работ стала пушка Т168Е2 с вращающимся блоком патронников (с 4 патронниками), имевшая массу 73,5 кг и скорострельность 861-1200 выстрелов в минуту при начальных скоростях снарядов 850-870 м/с. Отличительной особенностью пушки была досылка в направлении, обратном направлению стрельбы. Экстракция гильз происходила в направлении стрельбы. В октябре 1956 года материалы вместе с опытными образцами были отправлены в Springfield Armory.

О создателе пушки

Арон Абрамович Рихтер родился 15 марта 1918 г. После окончания школы переехал в Москву, где в 1939 году окончил с отличием МВТУ им. Баумана. Свою конструкторскую деятельность в ОКБ-16 начал в 1943 году. С первых дней работы – талантливый инженер, а вскоре лучший конструктор коллектива ОКБ-16. За 45 лет работы он внёс огромный вклад в развитие оборонной промышленности

и создание новых образцов вооружения. А.А. Рихтер проявил себя при создании пушек НР-23, НР-30, Р-23, провёл реконструкцию пушки НС-23, разработав для неё регулируемый в процессе эксплуатации гидравлический тормоз и синхронизирующие механизмы. Он является автором 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 предложено 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. Научно-исследовательская деятельность А.А. Рихтера получила признание научных кругов присуждением ему степеней кандидата технических наук в 1957 г., доктора технических наук в 1962 г. и учёного звания профессора в 1971 г. А.А.Рихтер внезапно скончался 19 мая 1988 года, до последнего дня работая в ОКБ-16. Столетье А.А. Рихтера отмечалось 15 марта 2018 года. Многолетняя работа Арона Абрамовича Рихтера отмечена орденом Ленина и троекратным присуждением Государственных премий.

#### **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.
4. Рихтер А.А. Логика конструкторского мастерства 2-е изд. Москва 1986.
5. Рихтер А.А. Машина – дитя человеческое. Техника молодёжи, 1974, №2, страницы 20-23.
6. Нудельман А.Э. Пушки для боевых самолётов Москва 1993.
7. George M. Chinn. The Machine Gun, vol.5, 1987.

УДК 62-791.4

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

***В. И. Колесов, И. В. Гречушкин***

*Научно-исследовательский институт (военно-системных исследований материально-технического обеспечения Вооруженных 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 распространенными 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.

##### **1. Метод штрих-кода**

Штриховой код – информационный знак, предназначенный для автоматизированных идентификации и учета информации о товаре, закодированной в виде цифр и штрихов.

Штриховой код представляет собой составленное из вертикальных штрихов и промежутков изображение, в котором закодирована последовательность символов.

Необходимость внедрения штрихового кода возникла в связи с развитием информационной технологии, широким внедрением ЭВМ в сферу производства и торговли. В результате появилась возможность за счет автоматизации учета поступления, отгрузки и продажи товаров повысить интенсивность товародвижения и упростить документальное оформление товаров на разных этапах.

Производители товаров России, пользуется сегодня двумя основными форматами штрих-кодов – это ОСК («Объединенная Система Кодирования») – национальная система штрихового кодирования, созданная 21 сентября 1998 г) и EAN (Международная система штрихового кодирования).

Принятая в ОСК структура кода базируется на утвержденной Госстандартом России символике «код 128» ГОСТ Р 51003-96.

Принцип штрихового кода – кодирование алфавитно-цифровых знаков в виде чередования черных и светлых полос различной толщины (штрихов и пробелов), считывание с помощью сканирующего устройства, которое расшифровывает коды и передает информацию на ЭВМ.

Штриховой код представляет собой чередование темных (штрихов) и светлых (пробелов) полос разной ширины. Штрихи и пробелы между ними обозначают определенные цифры в кодах ЭВМ. За единицу ширины принимается модуль – самый узкий штрих или пробел (ширина – 0,33 мм). Каждая цифра кодируется семью модулями, которые сгруппированы в два штриха и два пробела. Например, цифра 4 представлена как 1011100 (семь модулей, но два штриха и два пробела). Ширина штрихов и пробелов – от одного до трех модулей.

Расшифровка кодов осуществляется сканирующими устройствами. Таким образом, каждый товар получает индивидуальный знак, который легко «прочитывается» электроникой, измеряющей интенсивность отражения света от черных и белых полос.

Для тары и упаковки используют специальный четырнадцатиразрядный упаковочный штриховой код (рисунок 1), структура которого позволяет считывать с него информацию так же надежно, как и с товарного штрихового кода.



Рис. 24. Упаковочный штриховой код ITF – 14

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. Использование на производственных предприятиях штриховых кодов значительно повышает уровень автоматизации управления предприятием, а также позволяет защитить информацию от преднамеренного ее искажения или неправомерного использования.

Но, не смотря на определенные преимущества, метод штрих-кода имеет ряд недостатков, делающих его малопригодным для учёта изделий военной техники. К таким недостаткам относится низкая надежность штрих-кода, так как его очень легко повредить в процессе работы и, соответственно, потерять возможность считывать необходимую информацию.

## 2. Радиочастотная идентификация

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.

Технология радиочастотной идентификации появилась более 20 лет назад и весь этот период формировалась темпами, опережающими компьютерные технологии. Особенно интенсивно RFID-технология совершенствовалась в последнее десятилетие. Объяснить это можно двумя факторами: во-первых, развитие микроэлектроники позволило реализовать многие идеи, ранее недоступные по технологическим причинам, а во-вторых, появились стандарты, применение которых обеспечило совместимость технических решений от разных производителей. Радиочастотная идентификация является одной из самых прогрессивных технологий на арене средств автоматической идентификации.

Технология RFID используется на предприятиях оборонной и автомобильной промышленности, в торговле и логистике, в здравоохранении (мониторинг состояния пациентов), строительстве (управление проектами и оборудованием), на транспорте (отслеживание местонахождения багажа и пассажиров в аэропортах) и других областях.

Состав технологического комплекса, предназначенного для автоматической идентификации деталей, узлов, агрегатов ВВТ на основе использования технологии бесконтактной радиочастотной идентификации (RFID-технологии) включает собственно радиочастотные датчики или метки, мобильные средства записи/считывания, а также регистрации/анализа характеристик изделий в различных вариантах конструктивного исполнения (рисунок 2). Единый технологический процесс работы комплекса обеспечивается применением разработанного специального программного

обеспечения, оптимизированного под технические характеристики средств вычислительной техники и предустановленного в состав средств записи, регистрации и анализа данных.

Процедура работы комплекса включает 2 этапа:

- подготовка и запись первичной информации на радиочастотные датчики-метки на заводах - изготовителях ВВТ;
- чтение и актуализация информации в условиях эксплуатации.

Собственно, процедуры записи/считывания данных являются однотипными и включают последовательное формирование соответствующей команды на средства записи/регистрации/анализа данных и взаимодействие считывателя с соответствующим радиочастотным датчиком.

Процесс записи/считывания данных продолжается до 0,2 сек. Содержащаяся на датчиках (метках) информация автоматически, в соответствии с протоколом обмена на заданной частоте, поступает в средства регистрации/анализа данных, идентифицируется и загружается для последующего анализа в БД. Применяемые датчики-метки являются пассивными, в их составе отсутствует передатчик, а принцип их работы основан на резонировании колебательного контура, находящегося в электромагнитном поле. Таким образом, попадая в электромагнитное поле считывателя, инициируемого после соответствующей команды, радиочастотная метка поглощает часть энергии поля и несколько искажает его частоту в соответствии с записанной на метке информацией. Считыватель воспринимает искажение частоты, проводит необходимые преобразования и восстанавливает записанную на метке информацию.



Рис. 2. Состав технического обеспечения радиочастотных технологий

Главным недостатком данного метода является то, что количество кодируемых сигналов зависит от частотного диапазона, что в свою очередь ограничивает емкость хранимой информации.

### 3. Бесконтактный метод

Для создания автоматизированных систем учёта патронов при их хранении и транспортировании может быть использована транспортная тара (ящик), снабженная экраном, электронным носителем информации и радиопрозрачной вставкой, которые размещены в выборке (область А на рисунке 3), выполненной в одной из боковых стенок, при этом экран установлен на дне выборки, электронный

носитель информации установлен напротив экрана, а радиопрозрачная вставка установлена напротив электронного носителя информации и герметично соединена с внешней стороной боковой стенки.

Использование транспортной тары с электронным носителем информации в совокупности с применением бесконтактного метода идентификации позволит обеспечить хранение информации о характеристиках патронов (класс опасности, количество, калибр патронов и др.) в электронном виде, что существенно ограничит доступ посторонних лиц к информации о характеристиках патронов и обеспечит возможность проведения автоматизированного учёта патронов при их хранении и транспортировании путём считывания информации с электронного носителя информации, например с помощью коммуникационного устройства, в электронном виде и передачи этой информации по каналам связи в автоматизированные системы учёта.

Электронный носитель информации может быть выполнен, например, в виде магнитной полосы или микросхемы.

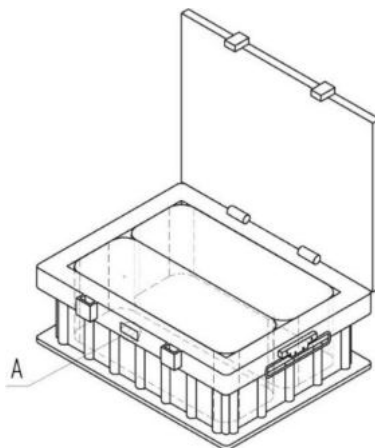


Рис. 3. Транспортная тара с электронным носителем информации

Данный метод является наиболее перспективным для учёта изделий военной техники, так как обладает высокой надёжностью носителя информации, защищенного от воздействий окружающей среды, позволяет хранить большой объем всей необходимой информации и считывать её сразу в полном объёме.

Проанализировав существующие методы идентификации изделий, можно выделить два наиболее часто используемых метода: метод штрих-кода и радиочастотный метод. Каждый из методов имеет не только достоинства, но и недостатки, не позволяющие использовать их при учёте изделий военной техники. 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.

#### Библиографический список

1. Патент 2170481, Российская Федерация. Бесконтактный герметичный электроразъем [Текст] / Гречушкин И.В. и др.; заявитель и патентообладатель ООО «ИТРОН». – №2000120995/09; заявл. 26.07.2000; опубл. 10.07.2001.
2. Патент 2198433, Российская Федерация. Способ рекламирования и система рекламирования для его осуществления [Текст] / Гречушкин И.В. и др.; заявитель и патентообладатель ООО «ИТРОН». – №2001104398/09; заявл. 12.02.2001; опубл. 10.02.2003.



**РАЗРАБОТКА МЕТОДА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЛИТИЙ-ЖЕЛЕЗО-ФОСФОРНОГО АККУМУЛЯТОРА ДЛЯ ВОЕННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ***Д. Д. Коробов, Д. В. Нилова, С. К. Петров, Т. Н. Патрушева**Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

Химические источники тока (ХИТ) в военной сфере применяются практически во всех родах войск. Это и стационарные системы связи и телекоммуникаций с энергообеспечением от ХИТ. Во всех видах войск используются портативные средства коммуникаций и портативные компьютеры с различными источниками тока (ИТ). В войсках ХИТ применяются также в шифроаппаратуре, в средствах индивидуального вооружения личного состава, гидроакустических средствах разведки, навигационных приборах и т.п. В артиллерии и ракетной технике применяются литий-тионилхлоридные, резервные (ампульные и тепловые) ХИТ. Военно-морские силы используют резервные и другие ХИТ в торпедах, минах и другом оружии, а также применяют различные ХИТ в навигационных и других приборах и устройствах. Необходимость установки ХИТ на спутниках обусловлена возможностью долгого нахождения космического аппарата (КА) без солнечной энергии, недостаточностью ёмкости аккумуляторных батарей для определённых режимов работы КА (маневрирование, посадка и др.)

Рост использования ракетно-космической техники (РКТ) неизбежно связан с постоянным развитием источников электроэнергии для неё (как по количественным, так и по качественным характеристикам). Для КА требуются ИТ, способные длительно работать на орбите, для ракет-носителей (РН) необходимы ИТ с максимальной удельной мощностью и возможностью отработки всех предстартовых операций на штатных ИТ, а не от наземного оборудования. Для блоков выведения критичным является масса и, как следствие, ИТ должен обладать максимальной удельной энергией. В последнее десятилетие на РН и КА все больше распространение получают литий-ионные аккумуляторные батареи.

В качестве активного материала в традиционных литий-ионных аккумуляторах применяют литированные оксиды кобальта и никеля, а также литий-марганцевые шпинели. Все эти материалы относятся к разряду четырехвольтовых, т.е. при разряде их потенциал составляет 3.5–4.0 В, а при заряде – от 3.7 до 4.3 В. Стоимость современных литий-ионных аккумуляторов в значительной степени определяется стоимостью кобальта. Если при использовании небольших аккумуляторов в портативных устройствах цена аккумулятора не играет особой роли, то при создании крупных аккумуляторных установок (например, для электротранспорта, для сглаживания пиковых нагрузок и т.п.) экономические соображения становятся значимым. Кроме того, все традиционные материалы положительного электрода рассчитаны на заряд при относительно высоких положительных потенциалах и представляют определённый источник проблем с безопасностью эксплуатации литий-ионных аккумуляторов. Аккумуляторы с литированным фосфатом железа работают при несколько менее положительных потенциалах и является наиболее вероятным кандидатом на замену традиционных материалов [1].

Аккумуляторы Li-ion первого поколения были подвержены взрывному эффекту. Это было обусловлено тем, что в них использовался анод из металлического лития, на котором в процессе многократных циклов зарядки/разрядки возникали пространственные образования (дендриты), приводящие к замыканию электродов и, как следствие, возгоранию или взрыву. Эту проблему удалось окончательно решить заменой материала анода на графит. Подобные процессы происходили и на катодах литий-ионных аккумуляторов на основе оксида кобальта при нарушении условий эксплуатации (перезарядке).

Литий-ферро-фосфатные аккумуляторы полностью лишены этих недостатков. Кроме того, все современные литий-ионные аккумуляторы снабжаются встроенной электронной схемой, которая предотвращает перезаряд и перегрев вследствие слишком интенсивного заряда.

Одно из перспективных направлений улучшения характеристик катодных материалов связано с применением нанотехнологий при синтезе катодных материалов. К нанотехнологиям можно отнести растворные методы, которые позволяют снизить температурные и временные параметры синтеза сложноксидных материалов. Более низкая температура благоприятна для ослабления тенденции к агломерированию в приготовленном материале. Повышение удельной поверхности материалов, связанное с измельчением кристаллитов, вероятно, повысит активность катодных материалов.

Поэтому применение нанотехнологий позволит создавать материалы с высокими эксплуатационными характеристиками.

Нами для синтеза катодных материалов использован растворный экстракционно-пиролитический метод, который заключается в экстракции отдельных металлов из неорганических солей с помощью органических экстрагентов, приводящей к получению чистых жидкофазных прекурсоров, с последующим смешением компонентов в растворе в нужных стехиометрических соотношениях и термической обработке на воздухе с получением сложного оксида.

В нашей работе фосфорсодержащие материалы Li-Fe-P-O впервые получены экстракционно-пиролитическим методом с использованием ди-2-этилгексилфосфорной кислоты.

Рентгенограммы образцов системы Li-Fe-P-O, полученные экстракционно-пиролитическим методом при использовании экстрагента ди-2ЭГФК, представлены на рис.1. После отжига при 500°C вещество сохраняет аморфное состояние. В заметном объеме кристаллизация происходит уже после 600°C. На рентгенограмме отчетливо проявляется пики кристаллической фазы LiFeP<sub>2</sub>O<sub>7</sub> [PDF №01-078-2294]. Можно допустить, что за счет присутствия иона фосфора(III) наряду с LiFeP<sub>2</sub>O<sub>7</sub> образуется небольшое количество (менее 1 %) восстановленного железа. Отжиг порошка при 700 °C привел к формированию кристаллического продукта LiFeP<sub>2</sub>O<sub>7</sub> (Рис. 1).

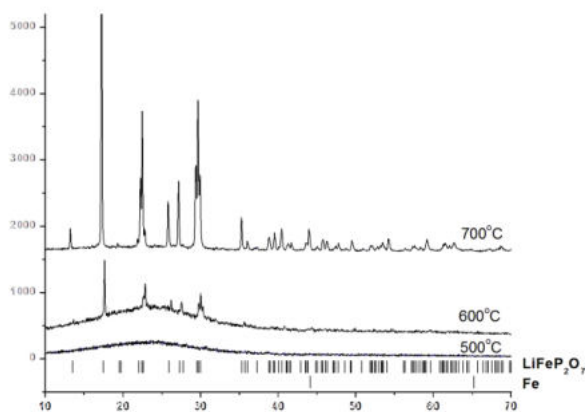


Рис. 1. Рентгенограммы образца Li-Fe-P-O, полученного экстракционно-пиролитическим методом, и, отожженного при 500, 600 и 700 °C в течение 30 мин.

Фосфорсодержащий оксид лития-железа после пиролиза находится в аморфной фазе и кристаллизуется при температуре 700 °C. Полученный материал содержит в своем составе углерод, который будет способствовать улучшению подвижности электронов. Повышенное содержание фосфора в Li-Fe-P-O является отличительной особенностью полученного материала.

#### Библиографический список

1. Т. Л. Кулова Новые электродные материалы для литий\_ионных аккумуляторов // Электрохимия, 2013. Т. 49, № . С. 3–28
2. Ravet N., Chouinard Y., Magnan J. F., Besner S., Gauthier M., Armand M. Electroactivity of natural and synthetic triphylite // J. Power Sources. 2001. V. 97-98. P. 503- 507
3. Н. В. Косова, Е. Т. Девяткина Синтез наноразмерных материалов для литий-ионных аккумуляторов с применением механической активации. // Электрохимия, 2012. Т. 48. № 3. С. 351–361.
4. Холькин А.И. Патрушева Т.Н. Экстракционно-пиролитический метод. Получение оксидных функциональных материалов. М.: Ком.Книга. 2006 - 288 с.

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

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

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

Уровень сложности математических моделей функционирования автоматики проектируемых образцов автоматического стрелкового и артиллерийского оружия, позволяющих определить параметры движения ведущего и ведомых звеньев и нагрузки, как правило, соответствует глубине проработки конструкции проектируемого образца артиллерийской техники. На начальных этапах проектирования представляется целесообразным проводить оценку параметров движения звеньев механизмов перезаряжания при допущении об отсутствии влияния автоматики на движение ведущего звена, наряду с проведением параметрических исследований функционирования автоматики с учётом её влияния на движение ведущего звена.

Оценка параметров движения звеньев механизмов перезаряжания стрелкового и артиллерийского оружия необходима для предварительного динамического анализа, решения вопросов обеспечения прочности основных функциональных элементов и планирования необходимых испытаний и может проводиться достаточно оперативно.

В качестве примера приводятся результаты параметрических исследований поступательного движения поршня затвора, остова затвора и ствола и результаты оценки параметров поступательного движения ползуна подачи патронов пулемёта, выполненного по эталонной схеме автоматики 14,5-мм крупнокалиберного пулемёта Владимирова танкового (КПВТ) (рис. 1), на этапе эскизного проектирования с исходными данными – массой пули  $q = 0,065$  кг и её начальной скоростью  $V_0 = 1050$  м/с.

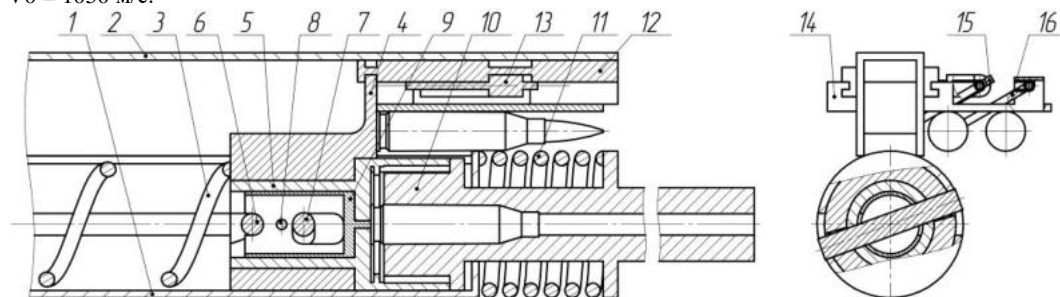


Рис. 1. Конструктивная схема автоматики пулемёта, выполненного по эталонной схеме пулемёта КПВТ.

Положение звеньев механизмов автоматики соответствует моменту контакта ускорителя с наклонным участком паза ствольной коробки при откате: 1 – ствольная коробка; 2 – крышка ствольной коробки; 3 – возвратно-боевая пружина; 4 – остов затвора; 5 – поршень затвора; 6 – направляющий палец; 7 – ускоритель; 8 – палец ударника; 9 – ударник; 10 – ствол; 11 – ствольная пружина; 12 – движок подачи; 13 – ползун подачи; 14 – приёмник; 15 – толкатель с пружиной и осью; 16 – фиксирующие пальцы с пружинами и осями.

Основными особенностями схемы автоматики КПВТ является использование для перезаряжания кинетической энергии ствола при его коротком откате, поршневой продольно-скользящий затвор с внутренними нарезными секторами, ленточное питание с механизмом подачи ползункового типа и усилитель отдачи активного типа [4].

Параметрическим исследованиям и оценке параметров движения перечисленных ведомых звеньев механизмов автоматики предшествовали следующие расчёты:

- определение среднестатистического давления пороховых газов в канале ствола при выстреле в результате решения обратной и прямой задач внутренней баллистики [1];
- определение приведенной силы давления пороховых газов на дно канала ствола [2];
- определение характеристик пружин ствола, затвора и буфера затвора;
- определение передаточных отношений звеньев механизмов [5].

Период работы ускорительного механизма открывания затвора

Механизм открывания затвора включает в себя четыре звена. Первое (основное) звено – поршень затвора, совершает поступательное прямолинейное движение; второе условное звено – поршень затвора во вращательном движении, совершает угловые перемещения вокруг своей оси при

взаимодействии ускорителя с наклонным участком паза ствольной коробки; третье звено – остов затвора, совершает поступательное прямолинейное движение при взаимодействии ускорителя с наклонным пазом остова затвора; четвертое звено – ствол, совершает поступательное прямолинейное движение.

Взаимодействие звеньев ускорительного механизма в период открывания затвора и страгивания гильзы отражает схема, представленная на рис. 2.

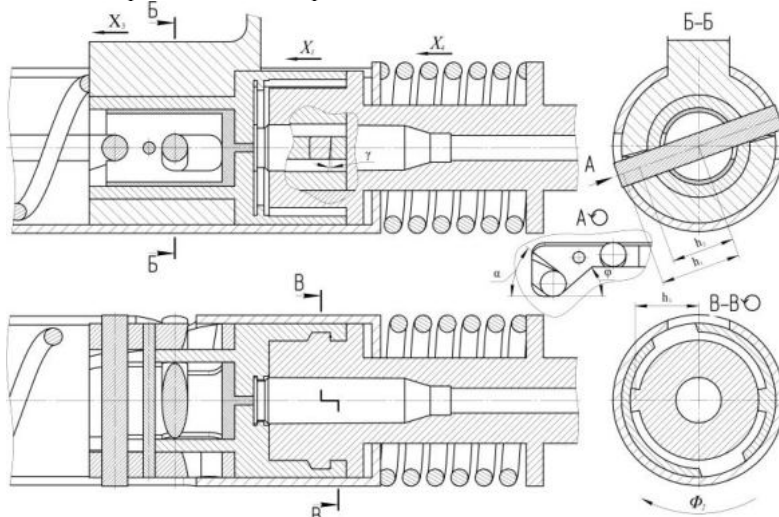


Рис. 2. Схема ускорительного механизма открывания затвора

Передаточные отношения для второго условного звена – поршня затвора во вращательном движении, третьего условного звена – остова затвора в поступательном движении и четвертого условного звена – ствола в поступательном движении определяются [3, 5] по зависимостям  $z_2 = \frac{tg \varphi}{h_1}$ ;

$z_3 = \frac{h_2 \cdot tg \varphi}{h_1 \cdot tg \alpha} + 1$ ;  $z_4 = \frac{h_3 \cdot tg \gamma \cdot tg \varphi}{h_1} + 1$ , где  $\alpha$  – угол наклона участка паза остова затвора;  $\gamma$  – угол наклона боевых выступов поршня затвора;  $\varphi$  – угол наклона участка паза ствольной коробки,  $h_1$  – плечо действия силы реакции паза ствольной коробки на ускоритель относительно его оси вращения,  $h_2$  – плечо действия силы реакции паза остова затвора на ускоритель относительно его оси вращения,  $h_3$  – плечо действия тангенциальной составляющей силы реакции боевых выступов ствола на боевые выступы поршня затвора относительно его оси вращения.

Полученные передаточные значения  $z_2$ ,  $z_3$ ,  $z_4$  были использованы для определения параметров движения поршня затвора ВПЗ, остова затвора ВОЗ и ствола ВСТВ, чьи графики представлены на рис. 4а.

Период рабочего хода ползуна подачи механизма подачи патронов

Механизм подачи включает в себя два звена. Первое (основное) звено – движок подачи, совершает поступательное прямолинейное движение, жестко связано с остовом затвора; второе звено – ползун подачи, совершает поступательное прямолинейное движение при взаимодействии его наклонного выступа с наклонным пазом движка подачи.

Взаимодействие звеньев механизма подачи в период рабочего хода ползуна подачи отражает схема, представленная на рис. 3.

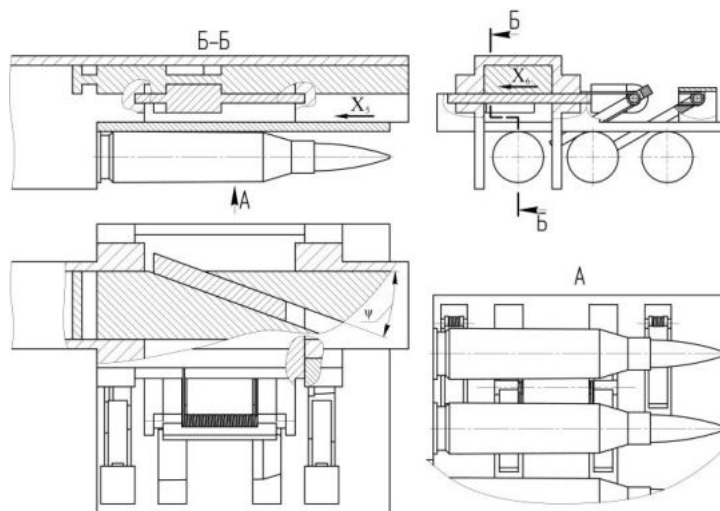


Рис. 3. Схема механизма подачи патронов

Передаточное отношение для второго условного звена – ползуна подачи определяется [3, 5] по зависимости

$$z_6 = z_3 \cdot \operatorname{tg} \psi = \frac{h_2 \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot \operatorname{tg} \psi}{h_1 \cdot \operatorname{tg} \alpha}$$

где  $\psi$  – угол наклона пазов движка подачи.

Полученное передаточное значение  $z_6$  было использовано для определения параметров движения ползуна подачи ВПП, чей график представлен на рис. 4б.

Этапы работы автоматики (рис. 4а):

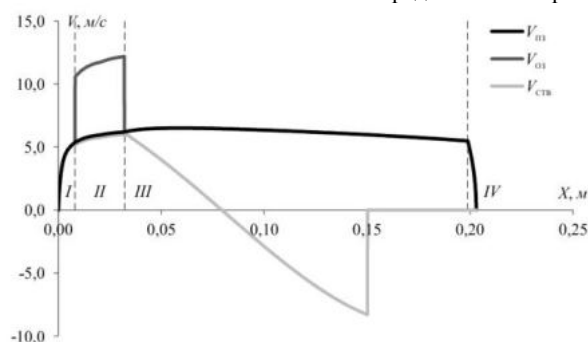
I – поршень затвора, остов затвора и ствол движутся совместно в откат, ползун подачи неподвижен, его выступы находятся в прямом участке паза движка подачи, сжимаются пружина ствола и возвратно-боевая пружина;

II – работает ускорительный механизм: поршень затвора, остов затвора и ствол движутся с различными скоростями, поршень затвора совершает вращательное движение, ползун подачи движется своими наклонными выступами по наклонным пазам движка подачи, сжимаются пружина ствола и возвратно-боевая пружина;

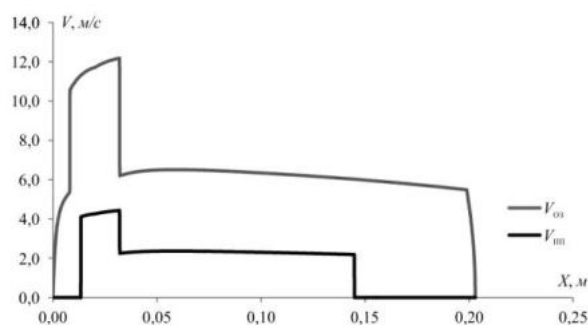
III – инерционный участок: поршень затвора и остов затвора движутся совместно, возвратно-боевая пружина сжимается, ствол движется в накат под действием пружины ствола;

IV – работает пружинный буфер затвора: поршень затвора и остов затвора движутся совместно, сжимаются возвратно-боевая пружина и пружина буфера затвора.

Циклограмма работы звеньев механизмов автоматики представлена на рис. 5.



а



б

Рис. 4. Графики скоростей: а – поршня затвора ВПЗ, остова затвора VOЗ и ствола VCTB ; б – движка подачи ВДП и ползуна подачи ВПП от перемещения поршня затвора

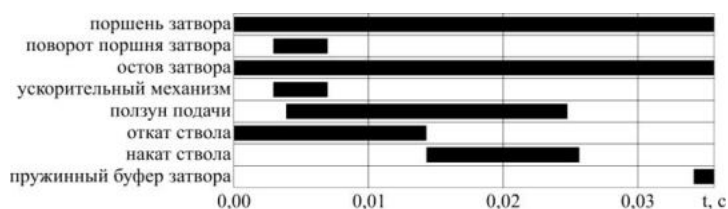


Рис. 5. Циклограмма работы звеньев механизмов автоматики КПВТ при откате

Сочетание двух методик расчёта: оценки параметров и параметрических исследований движения звеньев механизмов перезарядки, позволяет выбрать оптимальный вариант расчёта и определить необходимые параметры на этапе эскизного проектирования образца автоматического стрелкового и артиллерийского оружия.

#### 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: ПВАИУ, 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.
5. Кудрявцев С.И., Могушков И.И., Кондратюк К.Д. Математическая модель функционирования механизмов перезарядки пулемета с коротким откатом ствола и поршневым затвором // Инновационные технологии и технические средства специального назначения: Труды X Общероссийской НТК. Том 1 / СПб.: БГТУ, 2018

УДК 623.483

#### ПОВТОРНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ГИЛЬЗ В ВОЕННОЕ ВРЕМЯ

*В. В. Кузнецов, И. В. Гречушкин, А. В. Федосеев*

*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 Вооруженных силах Российской Федерации актуальным является проблема повышения эффективности функционирования системы ракетно-артиллерийского обеспечения войск (сил). Одним из направлений решения проблемы является рациональное использование артиллерийских гильз за счет их повторного применения.

В настоящее время сбор стреляных артиллерийских гильз и укупорки (тары) осуществляется личным составом подразделений в районах их действий или расположения и специально назначенными для того командами. Стреляные гильзы и укупорка доставляются на артиллерийский склад соединения (воинской части) и в последующем эвакуируются попутным транспортом и сдаются на арсеналы, базы и склады ЦМТО военных округов.

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 применения способны повысить эффективность функционирования ракетно-артиллерийского обеспечения зоны конфликта и, как следствие, системы материально-технического обеспечения в целом за счет снижения объемов подвозимых ресурсов.

В настоящее время существует следующий метод комплектации артиллерийских выстрелов (рисунок 1).

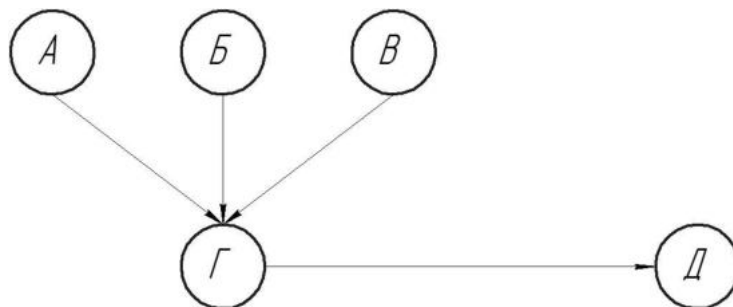


Рис. 1. Сетевой график комплектации выстрелов

На рисунке приняты следующие обозначения: А – производство (хранение) боеприпасов, Б – производство (хранение) гильз, В – производство (хранение) порохов, Г – место сборки выстрелов, Д – место хранения готовых к применению артиллерийских выстрелов. Соединения А-Г, Б-Г, В-Г являются транспортировкой отдельных комплектующих выстрела, а Г-Д – доставка боеприпасов в арсенал.

Особенностью концепции восстановления гильз является то, что производственный комплекс предполагается спроектировать мобильным, то есть на базе автомобильной техники (рисунок 2).

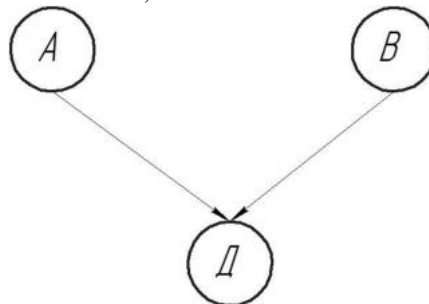


Рис. 2. Сетевой график комплектации выстрелов при использовании мобильного комплекса

Применение мобильного комплекса восстановления гильз и комплектации выстрелов позволит сократить пункт В и частично пункт Б, доставляя метательные заряды и снаряды непосредственно на пункт Г, оборудованный мобильным комплексом. Это позволит оперативно наладить ремонт артиллерийских гильз и комплектацию выстрелов для повторного использования гильз, что положительно скажется на снижении времени доставки выстрелов до воинских подразделений и на эффективности работы системы материально-технического обеспечения в целом. По причине ограничения габаритных размеров транспортируемого оборудования на автомобильной технике предлагается использовать, в частности, для штамповочных операций, пресса горизонтального типа.

Для снижения количества персонала, задействованного в технологическом процессе восстановления артиллерийских гильз, авторами предлагается автоматизировать операции штамповки и операции технического контроля.

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 [1]. Технология восстановления артиллерийских гильз включает в себя несколько типов операций: подготовительные, основные и вспомогательные. Подготовительная часть технологического процесса может состоять из подобных операций:

– Сортировка артиллерийских гильз при приемке. Операция предназначена для отсеивания гильз, непригодных для восстановления (с вмятинами, трещинами и тд.) и опасных при обращении (с наличием остатков метательного заряда).

– Очистка поверхностей гильз от смазок и загрязнений.

– Вывинчивание использованных (бракованных) капсюлей-воспламенителей.

– Удаление коррозии с помощью операции химического травления.

К основной части технологического процесса относятся штамповочные операции, предназначенные для возвращения чертежных размеров и формы гильзы, например, обжим дульца. Также технологией предусмотрены операции термической обработки для придания необходимых показателей свойств пластичности и прочности различным конструктивным элементам гильзы. После формообразующих операций детали подвергаются техническому контролю. Отдел технического контроля осуществляет контроль размеров, формы конструктивных элементов и качество поверхности гильзы согласно описанию операции в технологическом процессе (рисунок3).

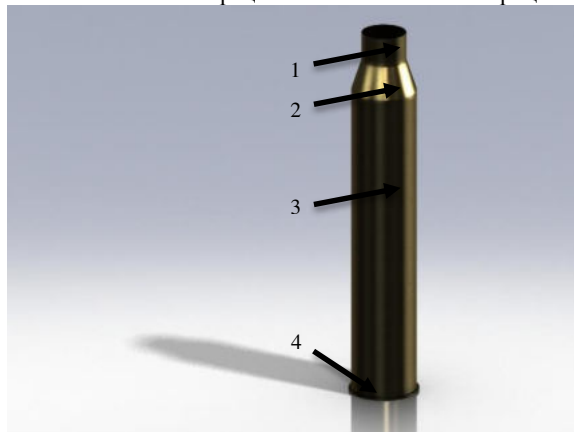


Рис. 3. Эскиз артиллерийской гильзы к выстрелу клб. 57 мм, конструктивные элементы: 1 – дульце; 2 – скат; 3 – корпус; 4 – фланец

На поверхности гильз, характеристики которых соответствуют требованиям конструкторской документации, наносят различные защитные покрытия, например, лакокрасочное, фосфатирование и тд.

Все перечисленные этапы технологического процесса возможно автоматизировать и исключить (минимизировать) участие персонала в ремонте гильзы. Однако, это требует значительных затрат на проектирование сложных автоматизированных центров, что приводит к большой стоимости мобильного комплекса.

Перспективным неразрушающим методом контроля характеристик механических свойств материала готовой гильзы, а также наличия микротрещин, является применение акустической эмиссии (АЭ). Источником акустической эмиссии является пластическая деформация материала и развитие трещин [2]. Такой метод контроля качества материала возможно автоматизировать, что позволит оперативно выявлять бракованные изделия.

Вспомогательные операции направлены на подготовку полуфабрикатов к основным операциям (промывка, обезжиривание, травление, смазка и тд.). Такие операции необходимы для минимизации брака, снижения затрат трудоемкости и энергоресурсов, повышения стойкости рабочего инструмента и оборудования в целом.

В завершение следует отметить перспективность дальнейшей разработки концепции, экономическое его обоснование для последующего проектирования автоматизированного мобильного



комплекса, предназначенного для восстановления артиллерийских гильз с целью многократного применения их по назначению.

#### Библиографический список

1. Третьяков Г.М. Курс артиллерии. Том 2. / Г.М. Третьяков, В.Ф. Сиротинский, Б.И. Шехтер М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1952 г. – 484 с.
2. Быков С.П. Акустическая эмиссия при росте трещин в вязкоупругом материале. Журнал «Заводская лаборатория. Диагностика материалов» №9, том 74 М. : Издательство «ТЕСТ-ЗЛ», 2008 г. – С. 47- 52

УДК

### СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МАТРИЦЫ ОБЖИМА ПУЛЬНОЙ ОБОЛОЧКИ

*А. В. Кулешова, Н. И. Нестеров*

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

Современные пули стрелкового оружия представляют собой изделие, состоящее из нескольких элементов (оболочка пули, сердечник, рубашка и др.). Оболочка определяет баллистические и боевые качества пули, изготавливается с высокой точностью и правильностью формы. Производят пульные оболочки листовой штамповкой: вырубка, вытяжка, обжим. Для обеспечения заданных требований к пульной оболочке рабочий инструмент необходимо изготавливать с высокой точностью.

Важным и трудоёмким является процесс изготовления матрицы обжима пульной оболочки. Глубокие глухие полости матрицы обжима пульных оболочек получают методами токарной обработки. Для увеличения стойкости изготавливаемого инструмента и повышения производительности по отношению к технологии резанием предложено использовать процесс осевого выдавливания [1] и выдавливания радиальным обжатием (рисунок 1).

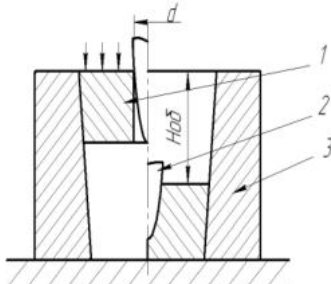


Рис. 1. Схема процесса радиального обжатия [2] (1 – заготовка; 2 – мастер-пуансон; 3 – матрица)

Заготовка может иметь как коническую, так и цилиндрическую форму (рисунок 2). При расчете исходной заготовки для обжатия необходимо определить величину хода обжатия для полного смыкания отверстия на расстоянии от нижнего торца заготовки. В научно-технической литературе имеются рекомендации по назначению в этих условиях размеров исходной заготовки [2].

На кафедре Е4 БГТУ «ВОЕНМЕХ» изготовлены полуфабрикаты матрицы обжима пульной оболочки радиальным обжатием заготовки со сквозным отверстием (рисунок 3) из стали У10А (ГОСТ 1435-99).

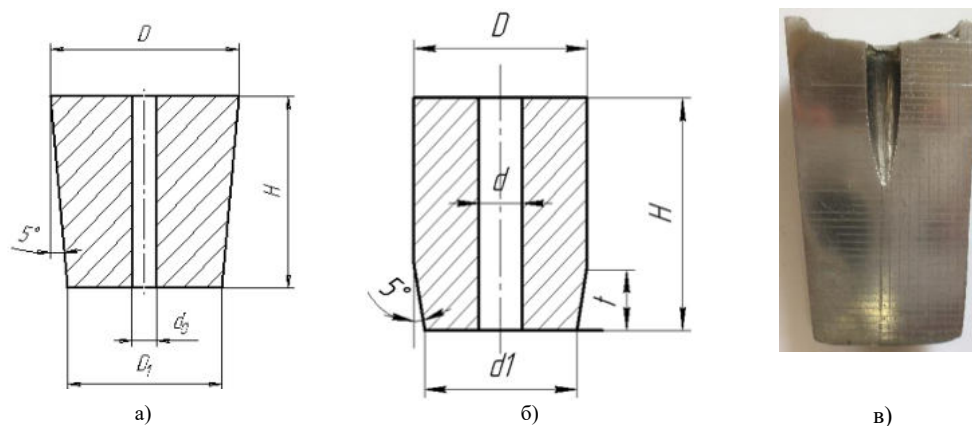


Рис. 2. Заготовки коническая (а) и цилиндрическая (б), полуфабрикат (в) после радиального обжатия

В лаборатории кафедры Е4 проведено деформирование радиальным обжатием цилиндрических и конических заготовок со сквозным отверстием. Исследовано формоизменение с использованием методом делительной сетки [3].

В качестве примера рассмотрена коническая заготовка. Размеры заготовки до и после деформирования указаны в таблице 1. Использовали разъемные заготовки. Для исследования напряженно-деформированного состояния на поверхность разреза заготовок нанесли царапанием сетку с шагом  $a = 1$  мм. Сетку нанесли алмазным наконечником с помощью специального приспособления, установленного на микроскопе УИМ-21. После нанесения сетки и измерения начальных координат сетки (R, Z) осуществлялось деформирование на испытательной машине ГМС 50 (Р-100) с применением смазки графитол В310.

Таблица 1. Размеры заготовки до и после деформации

D1, мм	D2, мм	Dк, мм	H, мм	h, мм	d1, мм	d2, мм
35	30	5	30	39	31	24

По окончании деформирования производилось измерение текущих параметров координат (r, z) узлов искаженной делительной сетки на микроскопе УИМ-21.

Разработана программа на языке высокого уровня C++ для расчета параметров напряженно-деформированного состояния. Тестирование программы показало возможность ее использования в научных исследованиях. Текущие (r, z) и начальные (R, Z) координаты узлов являлись исходными данными для расчета параметров напряженно-деформированного состояния.

По итогам расчета построены графики распределения параметров напряженно-деформированного состояния в четырех характерных сечениях заготовки 1-1, 2-2, 3-3 и 4-4 (рисунок 3), место расположения которых указано в таблице 2.

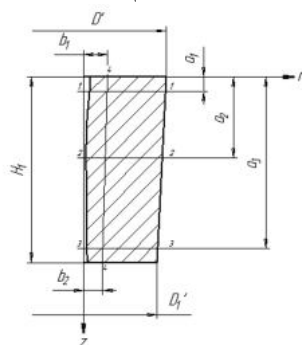


Рис. 3. Вид заготовки после деформации: 1-1, 2-2, 3-3, 4-4 – сечения, в которых исследовано НДС

Таблица 2. Расположение характерных сечений

a1	a2	a3	b1	b2
3	17	36	5	4

График распределения параметров деформированного состояния вдоль верхнего поперечного сечения (1-1) заготовки представлен на рисунке 4, параметров напряженного состояния вдоль сечения 1-1 на рисунке 5. Распределение параметра жесткости по сечению (1-1) представлены на рисунке 6.

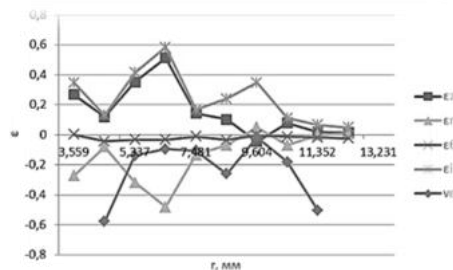


Рис. 4. Распределение параметров деформированного состояния по сечению (1-1)

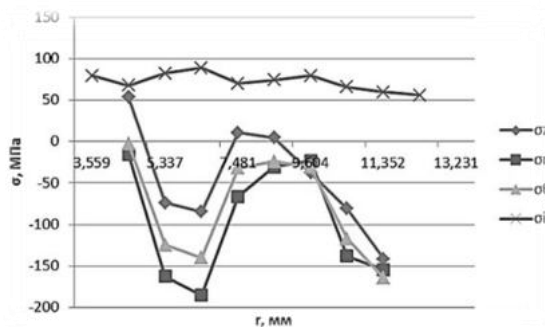


Рис. 5. Распределение параметров напряженного состояния (МПа) по сечению (1-1)

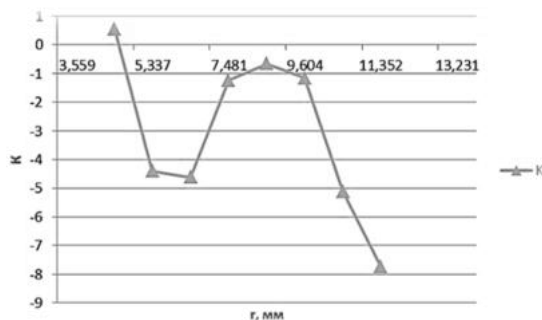


Рис. 6. Распределение параметра жесткости по сечению (1-1)

где  $\varepsilon_i, \sigma_i$  – интенсивность деформации и напряжений;  $\varepsilon_r, \varepsilon_\theta, \varepsilon_z$  – компоненты деформации;  $\sigma_r, \sigma_\theta, \sigma_z$  – главные компоненты напряжений;  $K$  – коэффициент жесткости,  $v_\varepsilon$  – характеристика вида напряженного состояния.

Анализ результатов позволяет говорить о следующем:

По высоте заготовки параметры деформированного состояния изменяются следующим образом (при движении сверху вниз):

- в осевом направлении происходит удлинение заготовки; величина деформации  $\varepsilon_i$  возрастает;
- радиальный компонент по высоте заготовки примерно постоянен;
- тангенциальный компонент увеличивается.

Вид деформационного состояния – растяжение, совмещенное со сдвигом  $v_\varepsilon = -0,4 \dots - 0,6$ .

В верхней части заготовки сказывается влияние контакта с толкателем; вид деформированного состояния – сдвиг  $v_{\epsilon} = -0,1$ . Интенсивность деформации к нижнему торцу возрастает. Интенсивность напряжений  $\sigma_i$  по высоте практически постоянна (сечение 4-4).

Тангенциальное и радиальное напряжение – напряжение сжатия (радиальное напряжение по абсолютной величине больше тангенциального); осевое напряжение или равно нулю или является растягивающим.

При рассмотрении изменения напряженно-деформированного состояния в поперечных сечениях заготовки выявлены следующие закономерности.

Заготовку можно разделить на три зоны – осевую, центральную и краевую.

Осевая зона продетформирована больше, чем остальная часть заготовки. В верхней части заготовки (сечение 1-1) и меньше в нижней части заготовки (сечение 3-3).

По абсолютной величине напряжения в осевой и краевой зонах в 2 и более раза превосходят напряжения в центральной части заготовки.

Показатель жесткости схемы напряженного состояния в осевой и краевой зонах равен  $K = -6 \dots -5$  в центральной  $K = -1 \dots -0,5$ .

Напряжения в радиальном направлении изменяются по закону, похожему на синусоидальный.

В осевой зоне осевое напряжение, растягивающее, и достигает достаточно больших значений.

Показатель  $K$  в осевой зоне равен  $0 \dots -1$ , в краевой от  $-3$  до  $-7$ .

В программе DEFORM-3D смоделирован процесс радиального выдавливания конических заготовок со сквозным отверстием. Результаты моделирования соответствуют результатам экспериментальных исследований формоизменения заготовок при деформировании в конической матрице.

Выявленные закономерности позволили выделить характерные зоны в заготовке для последующего более детального исследования напряженно-деформированного состояния и для построения математических моделей; для определения усилия деформирования при радиальном обжатии как конических, так и цилиндрических заготовок.

#### **Библиографический список**

1. Лясников, А.В. Образование полостей пресс – форм и штампов выдавливанием / А.В. Лясников. СПб.: Внешторгиздат. Санкт-Петербургское отделение, 1993. – С. 312.
2. Нестеров, Н.И. Определение размера заготовки при изготовлении радиальным обжатием матрицы с глухой полостью / Н.И. Нестеров, А.В. Старостенко // Актуальные вопросы ракетно-космической техники и систем вооружения: Сб. трудов студентов, магистрантов, аспирантов и молодых ученых БГТУ/ СПб.: Изд-во Балт.гос.техн.ун-та, 2008. - Вып.6 - С.113-115.
3. Нестеров, Н.И. Оптимизация технологических режимов формования прецизионных корпусных деталей электронных модулей / Н.И. Нестеров, А.В. Старостенко, В.В. Трушков // Вопросы радиоэлектроники: сборник научных трудов. М.: ЦНИИ Электроника, 2013. – Т. 2, – № 2. – С. 138-146.

УДК 621.865.8

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

***В. А. Лобов, С. Е. Попелков***

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

В Российской армии стандартным вооружением боевых машин разведки, доставки десанта, и бронетранспортеров, служащих основной ударной силой поддержки пехоты в сложной местности, недоступной для тяжелой техники, являются автоматические пушки клб. 30 мм моделей 2А42, 2А72 и др. Обострение локальных военных конфликтов в последние годы показало недостаточную эффективность таких систем при поражении целей в гористой местности или находящихся за укрытиями. Для увеличения огневой мощи легкой бронетехники были разработаны перспективные боевые модули, включающие необитаемую башню, снабженную орудиями клб. 57 мм различных типов.

Модуль «Байкал», разработанный ЦНИИ «Буревестник», оснащен автоматической пушкой высокой баллистики [1], являющейся развитием советской зенитной пушки С-60. Снаряды этой пушки показывали хорошую пробивную способность, но в связи с несовершенством прицельных приспособлений и развитием ракетного вооружения пушка была снята с производства.

Принципиально новое решение предложено тульским конструкторским бюро приборостроения. Новый модуль «Эпоха», впервые представленный публике в 2017 г, в качестве основного вооружения несет орудие низкой баллистики ЛШО-57 [2], являющееся развитием автоматического станкового гранатомета АГС-30. В отличие от стандартных боеприпасов клб. 57 мм (рис. 1, а) боеприпасы для «Эпохи» имеют укороченную гильзу без дульца и снаряд повышенной мощности (рис. 1, б).

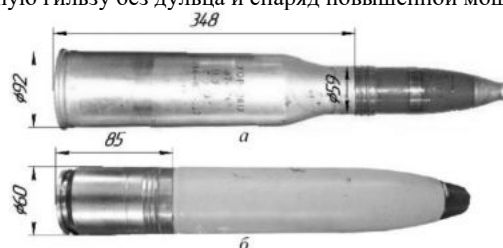


Рис 1 – Снаряды клб. 57 мм для модуля «Байкал» (а) и «Эпоха» (б)

Наиболее сложным в изготовлении элементом выстрела, от которого зависят надежность и безотказность действия орудия, является гильза. Крайне тяжелые условия эксплуатации требуют от гильзы повышенных прочностных и пластических свойств. Опытные партии гильз для новых модулей изготавливают из дорогостоящей латуни. Для удешевления при переходе на крупносерийное производство в БГТУ «ВОЕНМЕХ» совместно с АО НПО «Прибор» ведутся разработки по созданию технологии изготовления гильз из стали марки 11ЮА (ГОСТ В19032-73) взамен латуни.

Технологический процесс изготовления гильзы является комплексным многооперационным и включает большое количество различных видов обработки. Разработанная технология имеет модульную структуру, представленную в таблице 1.

Исходной заготовкой служит кружок диаметром  $D_0 = 147$  мм и толщиной  $S_0 = 20$  мм для «длинной» и  $S_0 = 15$  мм для «короткой» гильзы.

Модуль выдавливания включает наиболее нагруженные формоизменяющие операции объемной штамповки – подштамповку, коническую осадку и штамповку дна. Проведенные расчеты показали, что для этих операций требуется сила 9500, 4000 и 8500 кН соответственно, поэтому для их выполнения выбран мощный гидравлический пресс модели 9942 силой 16000 кН.

Вытяжной модуль осуществляет гораздо менее нагруженные операции вытяжки и обжима и использует быстроходный кривошипный пресс К2034А. Для 3-й и 4-й вытяжек «длинной» гильзы требуется увеличенный рабочий ход, поэтому в состав модуля включен гидропресс модели 1332 с ходом 1450 мм.

Модуль термообработки выполняет промежуточный межоперационный отжиг для восстановления пластичности материала и закалку с отпуском, улучшающих микроструктуру, обеспечивая тем самым высокие (требуемые по ТУ) прочностные характеристики готовой гильзы.

Механическая обработка резанием следует на финишном этапе изготовления гильзы и служит для удаления неровностей кромки, проточки канавки и нанесения резьбы под капсульную втулку.

Таблица 1

Вид модуля обработки	Перечень выполняемых операций и оборудования		
	Гильза для модуля «Байкал» («длинная»)	Гильза для модуля «Эпоха» («короткая»)	Применяемое оборудование
Модуль выдавливания	Подштамповка кружка, Коническая осадка дна, Штамповка дна	Подштамповка кружка, Штамповка дна	Пресс гидравлический «9942»
Модуль вытяжки	Свертка, Вытяжка 1-я, Вытяжка 2-я, Вытяжка 3-я, Вытяжка 4-я, Обжим 1-й, Обжим 2-й	Свертка, Вытяжка 1-я, Вытяжка 2-я, Вытяжка 3-я	Пресс кривошипный «К2034А»; пресс гидравлический «1332»
Модуль термообработки	Межоперационный отжиг, Отжиг дульца, Закалка, Отпуск	Межоперационный отжиг, Закалка, Отпуск	Установки индукционного нагрева «ЭЛСИТ-120/7-

			20»; «ЭСИТ-60/7-20»
Модуль механической обработки	Обточка дульца, Проточка канавки, Сверление отверстия, Нарезание резьбы	Обточка кромки, Проточка канавки, Сверление отверстия, Нарезание резьбы	Токарные станки-автоматы

Штампуемые полуфабрикаты имеют массу порядка 2-х и 4-х килограмм для каждого типа гильзы и высоту до 400 мм после последней вытяжки «длинной» гильзы, поэтому ручная загрузка в штамп приведет к большим затратам физических сил штамповщика и крайне низкой производительности.

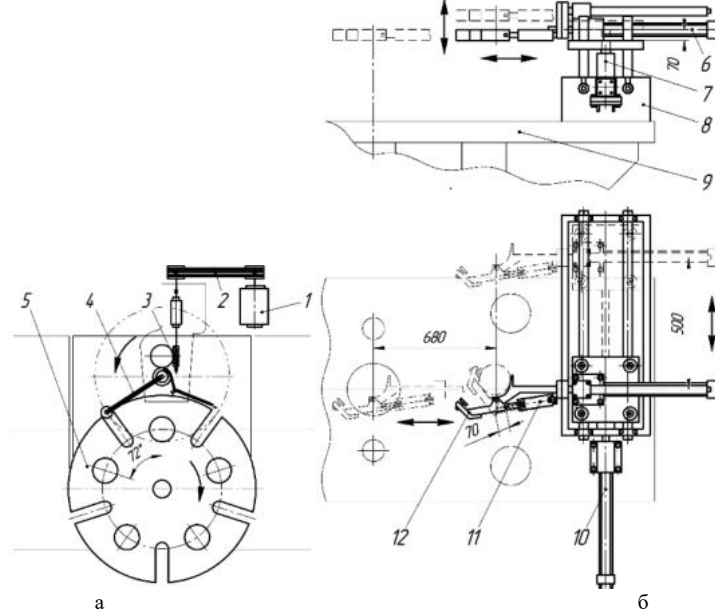


Рис. 2. Схемы автоматической подачи полуфабрикатов гильз с помощью револьверного стола (а) и гидравлического манипулятора (б): 1 – электродвигатель; 2 – ременная передача; 3 – червячный редуктор; 4 – рычаг; 5 – револьверный стол; 6 – цилиндр подачи; 7 – цилиндр подъема; 8 – основание; 9 – стол пресса; 10 – цилиндр перемещения; 11 – цилиндр захвата; 12 – клещевой захват

Применяемые в настоящее время на заводах отрасли автоматические подачи в основном выполнены либо на основе вращающегося многопозиционного стола, либо манипулятора с самостоятельным приводом. На рис. 2, а представлена схема привода револьверного стола с пятью позициями для изготовления гильз клб. 30 мм. Стол 5 представляет собой плоский диск с гнездами, устанавливаемый на кривошипный пресс и перемещающий изделия из зоны загрузки в зону выгрузки, расположенные вне контура пресса, путем прерывистого вращательного движения [3]. Привод включает индивидуальный электродвигатель 1, передающий движение через ременную передачу 2 и червячный редуктор 3 на мальтийский механизм, состоящий из вращающегося рычага 4, который попадая в зацепление торцовым роликом в пазы стола 5, поворачивает его на угол 72°. Разработка подобной конструкции для полуфабрикатов гильз клб. 57 мм не целесообразна по техническим и эксплуатационным причинам. Число позиций диска должно быть не менее 5, иначе снизится точность поворота вследствие появления значительных инерционных сил, однако в этом случае размеры диска должны быть более 1,5 м, что приведет к появлению больших динамических нагрузок в периоды разгона и торможения.

Вторая схема (рис. 2, б) включает гидравлический манипулятор модели САПШЗ-4. Клещевой захват 12 подачи выдерживает заготовки массой в несколько десятков килограмм и имеет три степени подвижности осуществляемых от индивидуальных цилиндров – подъема 7, перемещения 10, подачи 6 и отдельный цилиндр 11,двигающий клешню захвата. Выполнение последовательных перемещений заготовки займет продолжительное время, что может быть оправдано для тихоходных гидравлических прессов, но не допустимо при автоматизации быстроходного пресса К2034А с числом ходов  $n = 12$  х./мин.

Устранить перечисленные недостатки позволит предложенная конструкция шиберной подачи полуфабрикатов с приводом от ползуна прессы, встроенная в штамп. На рис. 3 показана схема подачи для штампа 1-й вытяжки. Шибер 8 представляет собой толкатель, движущийся возвратно-поступательно при помощи двух жесткозакрепленных на оси качающихся рычагов 10 и 12 с углом разворота 120°. Помимо рычажного рассмотрена возможность установки клинового или зубчато-реечного привода движения шибера. Клиновой механизм, обладая простотой конструкции, не позволит обеспечить значительный ход шибера, а зубчато-реечный механизм усложнит кинематику за счет большого числа движущихся частей и передач.

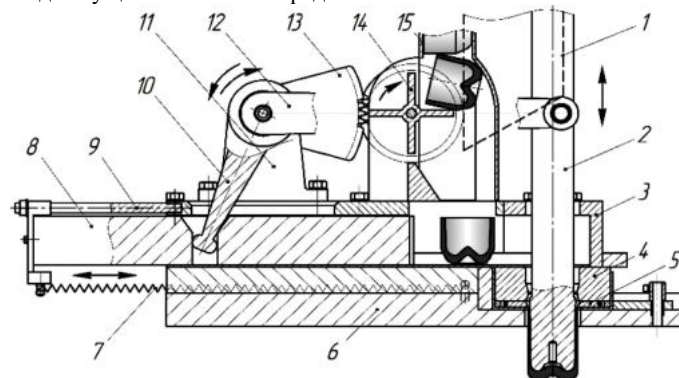


Рис.3. Конструкция шиберного питателя: 1 – нажимная пластина; 2 – пуансон; 3 – крышка; 4 – матрица; 5 – сьемник; 6 – основание; 7 – пружина; 8 – шибер; 9 – направляющая; 10, 12 – рычаги; 11 – кронштейн; 13 – зубчатая передача; 14 – отсекатель; 15 – лоток-магазин

Заготовки укладывают в лоток-магазин 15 боком, располагая их дном к оси прессы. 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.

Механизм подачи может быть установлен, как на вытяжной, так и на гидравлический пресс и обеспечивает питание полыми заготовками с относительной высотой  $H/D = 0,5...1,5$ . Строго согласованное движение шибера с циклами работы прессы позволит осуществлять подачу заготовки во время обратного хода ползуна и обеспечит работу оборудования с максимальной производительностью в режиме непрерывных ходов. По аналогичной схеме движения, но с измененной конструкцией магазина и шибера возможна организация подачи кружков. Полуфабрикаты гильз после последних вытяжек с большой относительной высотой  $H/D = 3,5...4,5$ , деформируемых на тихоходном гидропрессе 1332, рациональнее будет подавать автоматической подачей САПШЗ-4.

На примере шиберной подачи заготовки в штамп 1-й вытяжки проведены необходимые прочностные расчеты.

При работе таких подач, снабженных магазинными устройствами, необходимо определить силу, требуемую для проталкивания заготовок из магазина. Сила проталкивания рассчитана по формуле [3]:

$$Q_{пр} = 2 \cdot \beta \cdot \mu \cdot G_N \cdot \cos \alpha + \frac{(G_{ш} \cdot a)}{g} \quad (1)$$

где  $\beta = 1$  – коэффициент запаса, учитывающий возможное слипание заготовок;  $\mu = 0,12$  – коэффициент трения скольжения;  $G_N = 2713$  г – вес заготовки;  $G_{ш} = 43425$  г – вес шибера и жестко связанных с ним деталей;  $a$  – ускорение, развиваемое в период разгона;  $g$  – ускорение свободного падения.

Для выбранного рычажного привода закон движения аналогичен крючковой подаче полосы. Ускорение, развиваемое в период разгона  $a$ , найдено по формуле:

$$a = \frac{(S_{ш} \cdot \cos 2\alpha \cdot \pi^2 \cdot n^2) \cdot (1 - S_{пер})}{1800} \quad (2)$$

где  $n = 12$  – число ходов пресса в минуту;  $\alpha = 180^\circ$  – угол подачи;  $S_{ш} = 230$  мм – полный ход шибера;  $S_{пер} = 63$  мм – перебег (холостой ход) шибера.

Проверка прочности верхнего и нижнего рычагов на изгиб проведена по следующим формулам:

$$\sigma_{и} = \frac{M_{и}}{W_{и}} \leq [\sigma]; \quad M_{и} = Q_{пр} \cdot l; \quad W_{и} = \frac{b \cdot h^2}{6}, \quad (3)$$

где  $[\sigma]$  – допускаемое напряжение на изгиб для материала рычагов, для стали 35  $[\sigma] = 284$  МПа;  $\sigma_{и}$  – напряжение, действующее на рычаг;  $M_{и}$  – изгибающий момент, Н·мм;  $l$  – длина рычага (600 мм для верхнего и 300 мм для нижнего рычага), мм;  $W_{и}$  – осевой момент инерции, мм<sup>3</sup>;  $b$  – ширина рычага в опасном сечении, мм;  $h$  – высота рычага в опасном сечении, мм.

Ось, на которой закреплены рычаги, проверена на срез по следующей формуле:

$$\sigma_{ср} = \frac{N}{n_{ср} \cdot \pi \cdot d^2 / 4} < [\sigma_{ср}] = m \cdot R_{ср} \quad (4)$$

где  $\sigma_{ср}$  – действующее напряжение среза;  $[\sigma_{ср}]$  – допускаемое напряжение среза;  $N = 1405$  Н – сила, действующее на ось;  $n_{ср} = 2$  – число среза оси;  $d = 60$  мм – диаметр оси;  $m = 0,875$  – коэффициент условий работы, выбираемый из промежутка 0,85...0,9;  $R_{ср} = 180$  МПа – сопротивление срезу.

В качестве рабочих пружин выбраны две пружины из ГОСТ 18794-80 диаметром  $D_1 = 24$  мм, изготовленные из проволоки диаметром  $D = 4$  мм. Произведена проверка соответствия пружин эксплуатационным требованиям.

Выполнен расчет силы пружины F3 при максимальной деформации. Для этого вычислен индекс пружины I и жесткость одного витка C1 по следующим формулам:

$$I = \frac{D_1}{D} - 1; \quad C_1 = \frac{G \cdot D}{8 \cdot I^3} \quad (5)$$

где  $G = 78500$  Н/мм<sup>2</sup> – модуль сдвига для пружинной стали.

Предварительная сила пружины при рабочей деформации  $F_2 = 702,5$ , Н. Расчет силы пружины F3 при максимальной деформации произведен по следующим формулам:

$$F_3 = C_1 \cdot S_3; \quad S_3 = \text{tg}(A) \cdot \pi \cdot (D_1 - D) \cdot D \quad (6)$$

где  $S_3$  – максимальная деформация одного витка в мм;  $A = 6^\circ$  – угол подъема витка пружины при максимальной деформации.

Длина пружины при рабочей деформации L2 получена с чертежа и составляет 857 мм. Произведен расчет длины пружины при максимальной деформации L3 по следующим формулам:

$$L_3 = L_0 + N \cdot S_3; \quad L_0 = N \cdot D + 2 \cdot D_1 - 3 \cdot D; \quad N_{расч} = \frac{L_2 - 2 \cdot D_1 + 3 \cdot D}{D + F_2 / C_1}; \quad S_3 = \text{tg}(A) \cdot \pi \cdot (D_1 - D) \cdot D \quad (7)$$

где  $L_0$  – длина пружины в свободном состоянии, мм;  $N$  – фактическое число рабочих витков, которое назначено после вычисления расчетного числа рабочих витков  $N_{расч}$ .

Вычислена реальная сила пружины при рабочей деформации F2 и сила пружины при предварительной деформации F1:

$$F_2 = C \cdot L_2 - C \cdot L_0; \quad F_1 = C \cdot L_1 - C \cdot L_0; \quad C = C_1 / N \quad (8)$$

где  $L_1 = 627$  мм – длина пружины при предварительной деформации, полученная с чертежа;  $C = 2,4$ .

Длина развернутой пружины  $L_{разв}$  и её масса  $M$  рассчитаны по следующим формулам:

$$L_{разв} = \pi \cdot (N + 1,7) \cdot \frac{D_1 - D}{\cos(A)}; \quad M = \frac{\pi \cdot D^2}{4} \cdot L_{разв} \cdot \frac{7,85}{10^6} \quad (9)$$

Значения рассчитанных параметров механизма подачи представлены в таблице 2.

Таблица 2. Результаты расчета основных параметров шибера подачи



Шиббер	а, м/с	Qпр, Н	–	–	–	–
	0,17	1405	–	–	–	–
Рычаг верхний	Ми, Н·мм	Wi, мм <sup>3</sup>	си, МПа	[σ], МПа	–	–
	843088	18000	47	284	–	–
Рычаг нижний	421544	2880	146	284	–	–
Ось	σср, МПа	[σср], МПа	–	–	–	–
	0,25	158	–	–	–	–
Пружина	I	C1, Н/мм	S3, мм	F3, Н	Nрасч, шт	N, шт
	5	314	2,6	817	131,6	131
	L0, мм	Lз, мм	F2, Н	F1, Н	Lразв, мм	M, кг
	560	901	711	160	8338	0,827

Все применяемое оборудование (табл. 1) должно работать строго согласованно для исключения простоев, недопустимых в крупносерийном и массовом производстве, поэтому требуется оценка производительности каждой операции. Наиболее тихоходным является гидравлический пресс модели 9942 в составе модуля выдавливания, деформирующий заготовки со скоростью 0,2...2 мм/сек. Исходя из скоростей пресса на холостом и рабочем ходах, а также перемещений инструмента на каждой операции в составе модуля, определена ориентировочная производительность  $G = 65,4$  шт./час для подштамповки кружка,  $G = 90$  шт./час для конической осадки дна и  $G = 102$  шт./час для штамповки дна полуфабриката. При работе в две смены по 8 часов суточная производительность составит  $G_c = 1046$  шт./сутки,  $G_c = 1440$  шт./сутки,  $G_c = 1632$  шт./сутки соответственно. Поскольку перечисленные операции в составе модуля выдавливания выполняются на одном прессе, но с разной производительностью, необходимо эффективно распределить фонд времени для каждой операции во избежание простоев оборудования при работе не менее 286 дней в год. Составлены две системы уравнений с учетом 3-х операций для производства «длинной» и 2-х для «короткой» гильзы клб. 57 мм:

$$\begin{cases} x \cdot 1046 = a \\ y \cdot 1440 = a \\ z \cdot 1632 = a \\ x + y + z = 286 \end{cases} \quad \begin{cases} x \cdot 1046 = a \\ y \cdot 1632 = a \\ x + y = 286 \end{cases} \quad (10)$$

где  $x, y, z$  – количество дней работы пресса на каждой операции;  $a$  – число произведенных полуфабрикатов.

Решая систему и выразив  $x, y, z$  через  $a$ , после преобразований, получено  $a = 126369$  шт./год для «длинной» и  $a = 182309$  шт./год для «короткой» гильзы. Соответственно пресс должен выполнять подштамповку за  $x = 120,8$  дней; коническую осадку за  $y = 87,8$  дней; штамповку дна за  $z = 77,4$  дней. Работа модуля выдавливания для производства гильзы по проекту «Эпоха» – на подштамповке  $x = 174,3$  дней; на штамповке дна  $y = 111,7$  дней. При работе одного гидропресса 9942 с перечисленным количеством дней на каждой операции минимизируется число замены штампов и работа будет осуществляться с максимальной эффективностью.

Модуль вытяжки, изготавливающий «короткую» гильзу, использует только пресс К2034А с числом ходов  $n = 12$  х./мин при работе в автоматическом режиме. Учитывая четыре выполняемых операции, его производительность  $G = 720/4 = 180$  шт./час или  $G_c = 2880$  шт./сутки. Максимальная годовая производительность модуля выдавливания равна 182309 шт./год, тогда получим, что пресс К2034А должен работать  $182309/2880 = 64$  дня – по 16 дней для каждой операции.

В производстве «длинной» гильзы модуль вытяжки использует два пресса различной производительности. Свертку, вытяжку 1-ю, вытяжку 2-ю, обжим 1-й, обжим 2-й выполняют на прессе К2034А при  $G = 720/5 = 144$  шт./час или  $G_c = 2304$  шт./сутки. Вытяжку 3-ю и вытяжку 4-ю осуществляет гидропресс модели 1332 при  $G = 162/2 = 81$  шт./час или  $G_c = 1296$  шт./сутки. Тогда пресс К2034А обеспечит программу в 126369 шт./год за  $126369/2304 = 55$  дней – по 11 для каждой операции, а пресс 1332 за  $126369/1296 = 98$  дней – по 49 дней для каждой операции.

Установки индукционного нагрева для обоих типов гильз по паспортным данным работают с производительностью  $G = 125$  шт./час или  $G_c = 2000$  шт./сутки.

Нужно иметь в виду, что реальное количество произведенных гильз будет меньше расчетного вследствие простоев оборудования во время замены штампов, технических осмотров, мелкого ремонта и других причин, учитываемых коэффициентом технического использования КТИ =  $= 0,8...0,85$ . Тогда количество произведенных гильз для модуля «Байкал» составит  $a = 126369 \cdot 0,80 \approx$

≈ 100000 шт./год, а для «Эпохи»  $a = 182309 \cdot 0,82 \approx 150000$  шт./год за указанное ранее количество рабочих дней.

Исходя из проведенных расчетов, установлено:

1. Внедрение предлагаемых устройств автоматизации позволит обеспечить крупносерийное производство гильз клб. 57 мм в условиях ограниченного количества оборудования.

2. Представленная конструкция шиберной подачи, работоспособность которой подтверждена необходимыми расчетами, не требует дополнительной синхронизации с работой прессы и обеспечит заданную производительность при подаче невысоких полуфабрикатов.

3. Для подачи высоких полуфабрикатов в тихоходный гидропресс для глубокой вытяжки возможно применение подачи САПШЗ-4.

#### Библиографический список

1. Новости проекта АУ-220М «Байкал» // Интернет-журнал «Армейский вестник». – <http://army-news.ru/2016/06/novosti-proekta-au-220m-bajkal> (дата обращения 12.03.2018).

2. Боевой модуль «Эпоха» с новым комплексом вооружения // Интернет-журнал «Военное обозрение». – <https://topwar.ru/123372-boevoy-modul-epoha-s-novym-kompleksom-vooruzheniya> (дата обращения 12.03.2018).

3. Васильев, К.И. Автоматизированные системы кузнечно-штамповочного производства: учебник / К.И. Васильев, А.М. Смирнов, Е.Н. Сосенушкин, А.Г. Схиртладзе, В.П. Борискин. Старый Оскол: ТНТ, 2014. – 484 с.

УДК 629.365

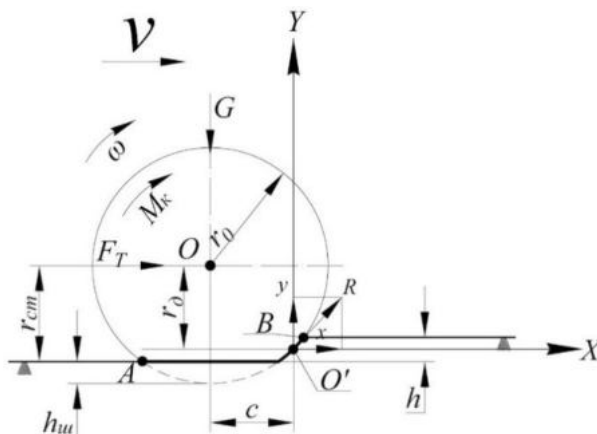
#### ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МЕТОДА ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖИТЕЛЯ МНОГОЦЕЛЕВЫХ КОЛЁСНЫХ МАШИН

*Р. Ю. Макаренко, А. А. Сушинёв*

*Белорусский национальный технический университет*

При проектировании колёсной машины возникают вопросы выбора параметров её движителя при заданной нагрузке на колесо или определение оптимальной нормальной нагрузки при заданных параметрах колеса.

Предлагается метод оптимизации параметров колеса и его нагрузки исходя из критерия эффективности – коэффициента  $\eta_k$  полезного действия ведущего колеса, равному  $\eta_k = (1 - \delta) \cdot (1 - F_{cnp} / F_k)$ , где  $\delta$  – буксование, в долях единицы;  $F_{cnp}$  – сила сопротивления за счет мятя грунта движителем и образования колеи, Н;  $F_k$  – касательная сила тяги, Н (рисунок 1).



$r_0$ ,  $r_{cm}$ ,  $r_0$  – номинальный статический и динамический радиусы колеса;  $c$  и  $r_0$  – координаты точки  $O'$  приложения реакции грунтовой поверхности;  $F_T$  и  $M_k$  – толкающая сила и крутящий

момент, приложенные к центру  $O$  колёс;  $h$  и  $h_{ш}$  – глубина колеи и величина прогиба шины под нормальной  $G$  нагрузкой

Рис. 1. Схема сил и моментов, приложенных к ведущему колесу, движущемуся по горизонтальной грунтовой поверхности в установившемся режиме

Указанные показатели предлагается определить согласно разработанному алгоритму процесса взаимодействия ведущего колеса с грунтовой поверхностью, предложенному профессором В.В. Гуськовым [2] при следующих допущениях:

1. Колесо движется под действием приложенным к его центру крутящим  $M_K$  моментом, в установившемся режиме по горизонтальной поверхности стерни суглинка нормальной влажности.

2. При рассмотрении процесса взаимодействия ведущего колеса с грунтовой поверхностью используются механические характеристики грунтов – сопротивление грунтов сжатию и сдвигу, предложенные профессором В.В. Кацыгиным [3].

3. Диаметр  $D_0$  реального колеса заменяется диаметром  $D_{np}$  жесткого колеса согласно зависимости

$$D_{np} = D_0 + \frac{h_{ш}}{h} \cdot (D_0 - 2 \cdot h - h_{ш}) \quad [1].$$

4. Реальная длина опорной поверхности рассчитывается по формуле

$$L_{np} = \frac{D_0}{2} \cdot \arctg \sqrt{\frac{D_{np} \cdot h - h^2}{0,5 \cdot D_{np} - h}} + \sqrt{D_{np} \cdot h}$$

5. Расчетные зависимости  $d\eta_K/dG = 0$  и  $d\eta_K/d(D, B, P_w \dots) = 0$  определяются при помощи уравнений:

$$F_{сnp} = \int_0^{h_0} b \cdot \sigma_0 \cdot th \left[ \frac{k}{2 \cdot b \cdot \sigma_0} \cdot r_{np} \cdot \ln \left( \frac{D_{np} - h}{D_{np} - h_0} \right) \right] dh ;$$

$$G = \int_0^{h_0} \frac{b \cdot \sigma_0 \cdot (D_{np} - 2 \cdot h)}{2 \cdot \sqrt{D_{np} \cdot h - h^2}} \cdot th \left[ \frac{k}{2 \cdot b \cdot \sigma_0} \cdot r_{np} \cdot \ln \left( \frac{D_{np} - h}{D_{np} - h_0} \right) \right] dh ;$$

$$F_K = \int_0^{L_{np}} \frac{2 \cdot b \cdot f_{сК} \cdot q_x}{L_{np} \cdot \delta_x} \cdot \left( 1 + \frac{f_n}{\delta_x \cdot L_{np}} \right) \cdot th \frac{\delta_x \cdot L_{np}}{k_\tau} dL_{np}$$

где  $\sigma_0$ ,  $k$ ,  $k_\tau$ ,  $f_{сК}$ ,  $f_n$  – показатели физико-механических свойств грунтовой поверхности;  $h$  и  $h_{ш}$  – глубина колеи и осадка шины под влиянием нормальной нагрузки;  $\delta_x$  – буксование, в долях единицы.

По предложенной методике решена задача оптимизации нормальной  $G$  нагрузки на ведущее колесо (шина 580/70R42) с размерами:  $D_0 = 1,9$  м;  $b_0 = 0,714$  м при давлении  $P_w = 0,2$  Мпа, катящееся по стерне суглинка нормальной влажности ( $W = 16\%$ ), имеющего следующие физико-механические свойства:  $f_{сК} = 0,76$ ,  $f_n = 0,79$ ,  $k_\tau = 0,04$  м.

На рисунке 2 представлены результаты расчета тягово-цепных свойств указанной шины в зависимости от нормальной нагрузки.

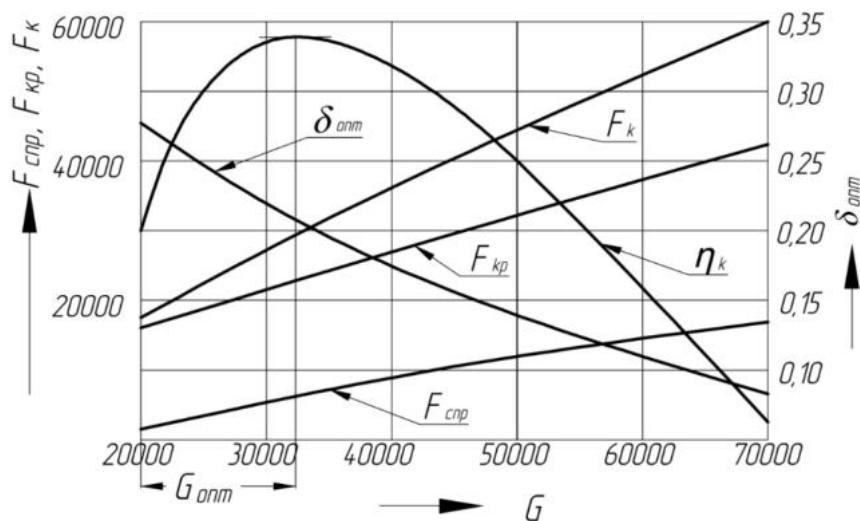


Рис. 2. Тягово-сцепные свойства шин 580/70R42 в зависимости от вертикальной нагрузки

На рисунке видно, что максимальный КПД шины  $\eta_k$  достигается при оптимальной нагрузке 33400 Н (при этом максимально допустимая нагрузка на шину при  $P_w = 0,2$  Мпа равна 47500 Н).

#### Библиографический список

1. Беккер, М.Г. Введение в теорию систем «местность-машина» / Пер. с англ. д-ра техн. наук В.В. Гуськова. М.: Машиностроение, 1973. - 520 с.
2. Тракторы: теория: учебник для студентов вузов по спец. «Автомобили и тракторы» / В.В. Гуськов [и др.] / под общ. ред. В.В. Гуськова. М.: Машиностроение, 1988. - 376 с.
3. Многоцелевые гусеничные и колесные машины: теория / В. П. Бойков [и др.] / под общ. ред. В.П. Бойкова. Минск: Новое знание; М.: ИНФРА-М, 2012. – 543 с.

УДК

#### ЗАКОН ПОРАЖЕНИЯ ЦЕЛИ ПРИ СТРЕЛБЕ УДАРНЫМИ СНАРЯДАМИ – «ПРОЕКТ ТАНК АРМАТА Т-14».

*Д. В. Молдованов*

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

При стрельбе ударными снарядами характеристики уязвимости цели значительно упрощаются. Дело в том, что ударные снаряды могут поражать цель только при непосредственном попадании в нее, поэтому для тех точек попадания, которые оказываются за пределами цели, координатный закон равен нулю и может не рассматриваться. Кроме того, если размеры цели не слишком велики по сравнению с областью рассеивания снарядов, задачу удастся упростить еще больше и охарактеризовать уязвимость цели с помощью очень простой функции, зависящей только от одного аргумента. Обозначим  $G_m$  условную вероятность поражения цели при условии, что в нее попало ровно  $m$  снарядов. Функцию  $G_m$  мы будем называть просто «законом поражения цели». В отличие от аргументов координатного закона поражения аргумент функции  $G_m$  представляет собой число попавших снарядов, а не их координаты.

Функцию  $G_m$  легко вычислить, если допустить, что попавшие в цель снаряды распределяются по ее проекции на плоскость рассеивания равномерно и независимо друг от друга, т. е. вероятность попадания в какой-либо агрегат пропорциональна площади этого агрегата и не зависит от того, в какие участки цели попали другие снаряды. Такое допущение хорошо оправдывается для целей, размеры которых невелики по сравнению с размерами всей области рассеивания снарядов. При стрельбе по одиночной малоразмерной цели это довольно типичный случай.

Если такое допущение может быть принято, то, зная состав цели, относительные площади, взаимное расположение и уязвимость ее агрегатов, легко можно найти закон поражения  $G_m$  расчетным путем.

Закон поражения цели  $G_m$  обладает следующими очевидными свойствами:

- $G(0)=0$  (при отсутствии попаданий цель поражена быть не может).
- $G(\infty) = 1$  (при неограниченном увеличении числа попаданий поражение цели становится достоверными).
- $G(m)$  – неубывающая функция  $m$  (при увеличении числа попаданий вероятность поражения цели не может стать меньше).

Пример. Танк «Армата», по которому ведется стрельба, состоит из трех различных по уязвимости частей (рис. 3), а именно:

- первая часть (синяя): крыша;
- вторая часть (желтая): борт башни (образована броневыми листами, сваренными под различными углами)
- третья часть (зеленая): комплекс активной защиты «Афганит» (оснащены радаром с фазированными антенными решетками, предназначены для перехвата ракет и снарядов, обстреливающих танк в том числе сверху).
- четвертая часть (красная): автомат заряжания, пострадает при пробитии крыши танка (в формуле не учитывается)

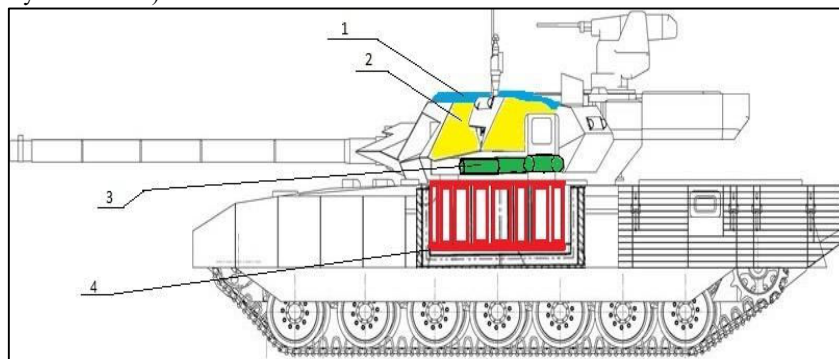


Рис. 1. Уязвимость на танке «Армата»

При попадании снаряда в первую часть, а это может произойти например при стрельбе из пушки самолета А-10 Thunderbolt GAU-8, будет осуществлено поражение боеприпасов АЗ танка, которое приведет к воспламенению или детонации, что приведет к разрушению корпуса танка и «улету» башни.

При попадании снаряда во вторую часть, возможно пробитие броневой защиты и соответственно поражение узлов АЗ: досылателя, механизма подъема и выстрела (снаряда и заряда) на линии досылания, что приведет к полному отказу АЗ и возгоранию или детонации пороховой навески заряда и бризантного ВВ снаряда.

Третья часть – выстрелы активной защиты, содержащие ВВ и ничем не защищенные – при поражении разрушат башню и подбашенный лист, что полностью исключит возможность использования активной защиты.

Стрельба в этом ракурсе наиболее вероятно будет вестись автоматическими пушками, например, «Бофорс», и поражение будет наноситься несколькими снарядами, что практически приведет к потере огневой мощи и воздействию избыточного давления.

Относительные площади первой, второй и третьей части на проекции равны соответственно 1, 1, 0.5. Установим закон поражения танка  $G(m)$  и построим его график.

Решение. Пусть  $m=1$  (в танк попал ровно один снаряд). Для поражения цели нужно, чтобы он попал в первую часть:

$$G(1) = 1.$$

Пусть  $m=2$  (в танк попало два снаряда). Они могут поразить танк двумя способами:

- хотя бы один из снарядов попадает в первую часть или
- оба снаряда попадут во вторую часть.

По теоремам сложения и умножения вероятностей получим

$$G(2) = 1 - (1 - 1)^2 + 1^2 = 2$$

Величину  $G(3)$  таким простым способом найти уже нельзя, так как при трех попаданиях события «попадание хотя бы одного снаряда в первую часть» и «попадание не менее двух снарядов во вторую» уже не будут не совместимы.

Для определения  $G(3)$  лучше перейти к противоположному событию – не поражению цели при трех попаданиях. Для того чтобы цель не была поражена при трех попаданиях, нужно, чтобы два снаряда попали в третью часть, а один – во вторую. Так как из трех снарядов можно составить три различные комбинации, при которых один снаряд попадает во вторую часть, а два остальных – в третью, вероятность не поражения цели при трех попаданиях будет  $3 \times 1 \times 0.5^2$ , а вероятность поражения

$$G(3) = 1 - 3 \times 1 \times 0.5^2 = 0.25.$$

График закона поражения  $G(m)$  представлен на рис. 2.9

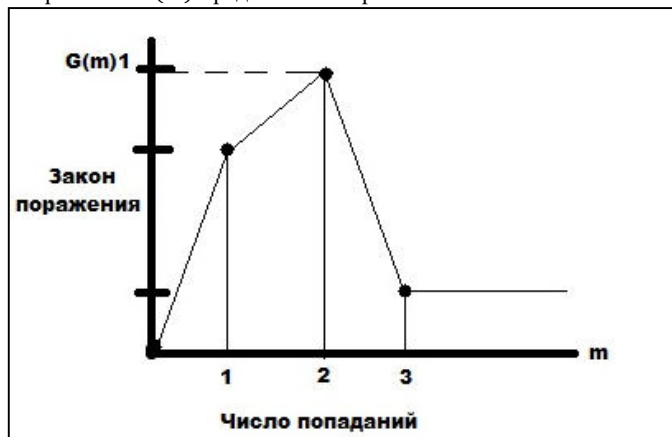


Рисунок 2 – График закона поражения  $G(m)$

Библиографический список

1. Вентцель Е.С.: Введение в исследование операций. М.: Издательство «Советское радио», 1964 стар. Изд. , 2008 –перераб. Изд. - 61 с.

УДК 681.3.06(075.8)

### ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ РАССЕЙВАНИЯ СНАРЯДОВ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ

*В. В Морозов., П. Д. Шилин*

*Тульский государственный университет*

Артиллерия всегда была тесно связано со многими разделами математики. Движение снаряда в канале ствола орудия, его полёт в воздушной среде, а также его действие на различного рода преграды являются сложными комплексами физических явлений. 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.

Но в погоне за точностью, дальностью и пробивным действием не следует забывать и об экономности: от трёх первых факторов не будет никакого толка, если снаряды требуют экзотичных и редких материалов для своего изготовления. В итоге применительно к артиллерийской системе и боеприпасам для неё получается некоторый компромисс между изначальным проектом, и теми орудиями и снарядами, которые поставляются в войска.

Поскольку на движение снаряда влияет целый ряд случайно изменяемых параметров, детерминистические методы расчёта дают только усреднённый результат, а на практике реальные значения величин имеют некоторый разброс около полученных из теории значений. Эти отклонения применительно к координатам точки падения снаряда называются рассеиванием. Из-за него даже в

случае максимально точной наводки орудия поражение цели вовсе не является гарантированным результатом.

Точность попадания является одной из важнейших характеристик артиллерийских комплексов, 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. Из-за большой стоимости испытаний опытную отработку систем целесообразно сочетать с использованием расчетных методов для контроля характеристик комплекса. Отклонение точки падения  $(x, y)$  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.

В общем случае при описании траектории движения летательного аппарата (ЛА) необходимо учитывать кривизну Земли, скорость вращения Земли, наличие ветра, изменение ускорения свободного падения по высоте, изменение плотности воздуха по высоте, наличие угловых скоростей вращения ЛА, изменение силы тяги в полете и т.д.. Таким образом, математическая модель, описывающая пространственное движение ЛА представляет собой сложную систему уравнений, включающую в себя уравнения поступательного движения центра масс ЛА переменной массы брошенного под углом к горизонту и вращательного движения вокруг центра масс, а также модель термодинамическую модель работы двигательной установки.

При создании математической модели движения снаряда приняты следующие допущения:

- снаряд является материальной точкой, на которую действуют только сила тяжести и сила лобового сопротивления (рисунок1);

- снаряд движется в нормальной неподвижной атмосфере, характеризуемой следующими

параметрами у поверхности Земли: плотностью воздуха  $\rho_{0N} = 1,206 \text{ кг/м}^3$ ; виртуальной

температурой  $\tau_{0N} = 288,9 \text{ К}$ ; давлением  $p_{0N} = 0,99 \cdot 10^5 \text{ Па}$ ; скоростью звука  $a_{0N} = 340,8 \text{ м/с}$ ;

ускорением свободного падения  $g = 9,8 \text{ м/с}^2$ .

Принята следующая зависимость виртуальной температуры от высоты:

$$\tau(y) = \begin{cases} 286,9 - 0,006328y & \text{при } y \geq 9300 \text{ м,} \\ 230 - 0,006328(y - 9300) + 0,000001172(y - 9300)^2 & \text{при } 9300 \leq y \leq 12000 \text{ м,} \\ 221,5 & \text{при } y > 12000 \text{ м;} \end{cases}$$

- кривизна Земли не учитывается;

- коэффициент формы не зависит от числа Маха (M);

- ЛА запускается при следующих начальных условиях: с земли  $(x_0, y_0) = (0, 0)$  под углом  $\theta = \theta_0$  к горизонту со скоростью  $V = V_0$ .

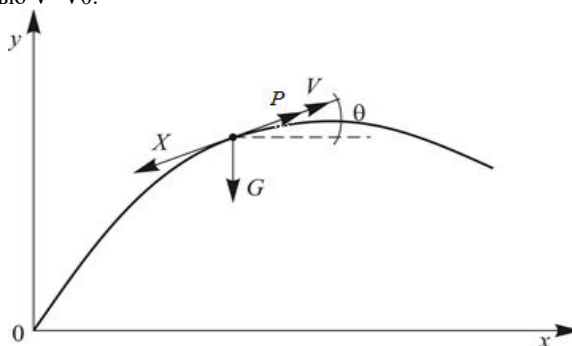


Рис. 1. Схема сил, действующих на центр масс ЛА

Центр масс ракеты будет совершать поступательное движение под действием сил, действующих в одной плоскости. Методика расчета траектории базируется на основном законе механики (втором законе Ньютона), связывающем ускорение, испытываемое точкой массой под действием силы. С учетом допущений система уравнений движения примет вид:

$$\frac{dV}{dt} = -g \sin \theta - J_x i C_x(M) \Pi(y) M^2, \quad \frac{d\theta}{dt} = -g \frac{\cos \theta}{V},$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \theta, \quad \frac{dx}{dt} = V \cos \theta,$$

$$\frac{d\Pi(y)}{dt} = -\frac{dy}{dt} \Pi(y) / RT(y),$$

$$z = x \rho_0 / \cos \theta_0,$$

$$J_x = \frac{k \rho_{0N} \pi d^2}{8 m_0}; \quad M = \frac{V}{a}; \quad \Pi(y) = \frac{p(y)}{\rho_{0N}};$$

где

$$\frac{dU}{dt} = \delta_1 \frac{dZ_g}{dt} + \delta_2 \frac{dZ_T}{dt} - \delta_3 \frac{dZ_p}{dt} - \frac{dQ}{dt};$$

$$\frac{dm}{dt} = \delta_1 G_g + \delta_2 G_T - \delta_3 G_p;$$

$$\left. \begin{aligned} p &= (k-1) \frac{U}{W}; \\ T &= \frac{(k-1) U}{m R}, \end{aligned} \right\}$$

где  $\frac{dZ_g}{dt}$  – секундный приход энергии с газом, образующимся от сгорания воспламенительного

состава;  $\frac{dZ_T}{dt}$  – то же от сгорания основного состава;  $\frac{dZ_p}{dt}$  – секундный расход энергии с газом,

истекающим из камеры;  $\frac{dQ}{dt}$  – секундная отдача теплоты от газа стенкам камеры и основному заряду

(до воспламенения последнего);  $G_g$  – секундный массовый приход газа от сгорания воспламенительного состава;  $G_T$  – секундный массовый приход газа от сгорания основного заряда;

$G_p$  – секундный массовый расход газа из камеры;  $W$  – свободный объем камеры;  $k, R$  – отношение теплоемкостей, газовая постоянная;  $\delta_1, \delta_2, \delta_3$  – управляющие (логические) множители;  $k$  –

показатель адиабаты воздуха;  $\rho_{0N}(y)$  – атмосферное давление у поверхности Земли;  $i$  –

коэффициент формы;  $a$  – скорость звука;  $C_x(M)$  – закон сопротивления воздуха;  $V$  – скорость полета;  $\theta$  – текущее значение угла наклона траектории;  $x, y, z$  – координаты центра масс;  $\rho_0$  – угол вылета в боковом направлении;  $p(y)$  – атмосферное давление на высоте  $y$ ;  $R$  – газовая постоянная для воздуха.

Уравнения, составляющие систему полностью описывают движение ЛА на траектории в соответствие 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.

Блок-схема алгоритма моделирования для определения рассеивания изображена на рисунке. 2.

Алгоритм моделирования по существу состоит из программы одного «испытания»: расчета выходных параметров траектории и его элементов при заданных случайных значениях возмущающих параметров.

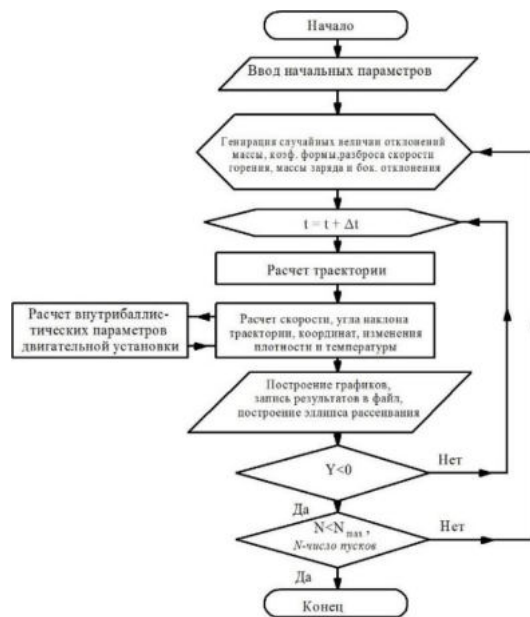


Рис. 2. Блок-схема программы расчета

Для реализации имитационной модели написана программа, осуществляющая розыгрыш отклонений исходных параметров по нормальному закону от математического ожидания.

В результате проведения расчетов получен следующий эллипс рассеивания, представленный на рисунке 3 и пучок траекторий - рисунок 4.

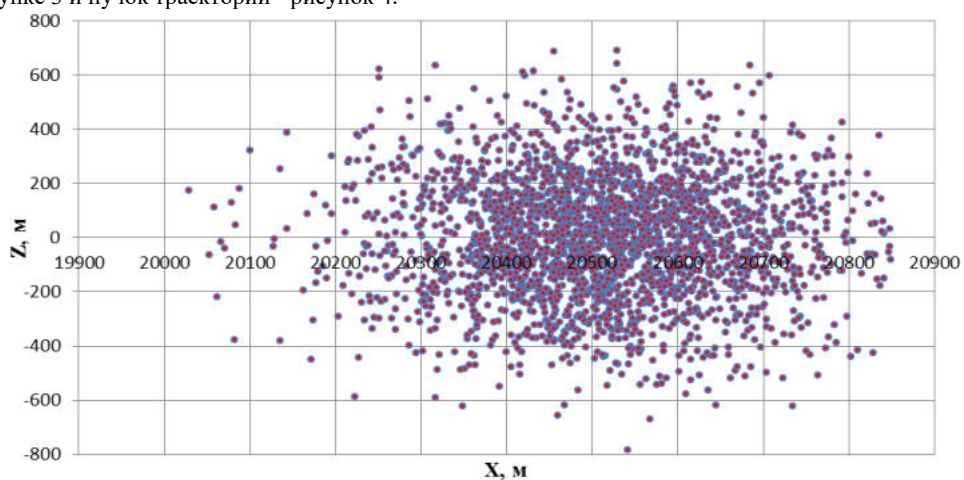


Рис. 3. Эллипс рассеивания

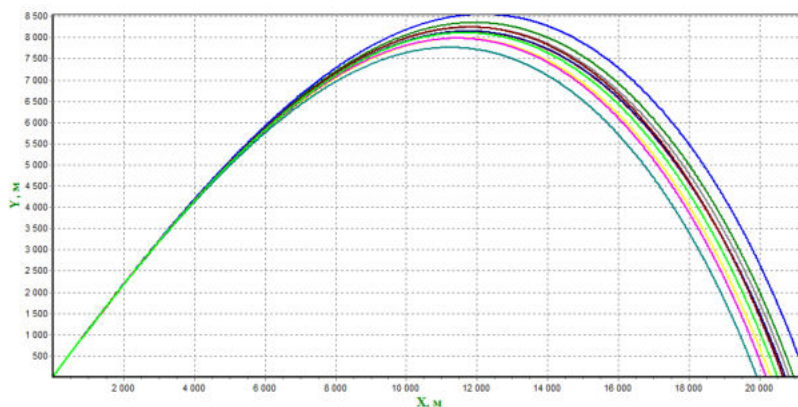


Рис. 4. Варианты полетных траекторий, вызванные рассеиванием

В качестве количественной характеристики рассеивания используют вероятностное, или срединное, отклонение по дальности  $V_d$ . Оси эллипса рассеивания имеют длины  $8V_d$  и  $V_b$  (по направлению). Из теории следует, что 50% всех снарядов имеют отклонение от центра группирования по дальности больше  $V_d$  и 50% - меньше  $V_d$ .

Основными причинами, вызывающими рассеивание является отклонение  $V_a$  (рисунок 5) от расчетного значения. На отклонение скорости влияют следующие параметры:

- разброс массы топливного заряда;
- разброс единичного импульса топлива;
- разброс времени работы двигателя;
- разброс пассивной массы снаряда;

Влияние перечисленных параметров на профиль скорости и тягу двигательной установки показано на рисунках 5 и 6.

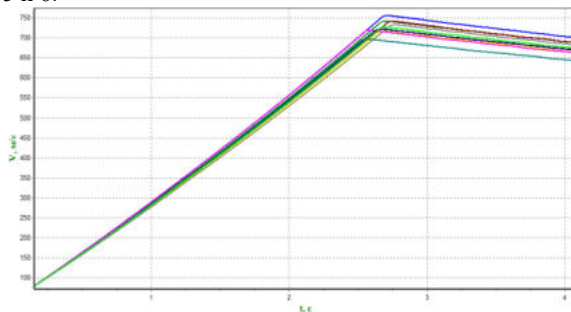


Рис. 5. Профиль скорости

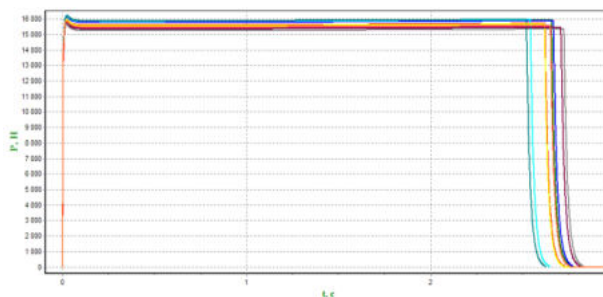


Рис. 6. Тяга ДУ

При увеличении времени работы двигателя уменьшается  $V_a$ , что приводит к уменьшению дальности пассивного участка траектории. Одновременно увеличивается дальность, достигаемая на активном участке, что в итоге уменьшает влияние разброса  $t$  на рассеивание по дальности.

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

#### **Библиографический список**

1. Внешняя баллистика: Учебник для студентов вузов / А.А.Дмитриевский, Л.Н.Лысенко, 4-е изд. перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2005. - 608 с.
2. Дмитриевский А.А., Кошевой В.Н. Основы теории полета ракет: Учебник для технических вузов. 2-е изд. перераб. и доп. М.: Восниздат, 1974. - 312 с.
3. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
4. В.П. Стругалев, И.О. Толкачева. Решение прикладных технических задач методом имитационного моделирования. Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып. 3
5. Орлов А.Р. Основы устройства и функционирования снарядов реактивных систем залпового огня: учеб. пособие/ А.Р. Орлов. - 2-е изд., перераб. и доп. - Тула: Изд-во ТулГУ

УДК 629.735.015

#### **ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ПИЛОТИРОВАНИИ ВЕРТОЛЁТА С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ.**

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

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации*

Несвоевременное парирование перебалансировки вертолёт при натяжении тросов внешней подвески. В случае перевозки на внешней подвеске предельно тяжёлых грузов вертолёт, как правило, заправляется небольшим количеством топлива и имеет заднюю центровку, которая при натяжении тросов внешней подвески смещается вперёд, что требует от пилота соразмерного и своевременного отклонения ручки управления «на себя». Если указанное управляющее действие не выполнено, вертолёт под действием несбалансированного пикирующего момента от натяжения троса опускает нос на пикирование и несанкционированно смещается вперёд, что при небольшой вертикальной скорости набора высоты может привести к волочению груза по земле или его раскачке после отделения от земли.

Отрыв груза от земли со смещением при неточном зависании вертолёт над грузом перед отрывом. При этом возможно резкое изменение угла крена или тангажа (в зависимости от направления смещения вертолёт относительно груза к моменту отрыва), неравномерное натяжение или обрыв тросов, попадание их в несущий или рулевой винт.

Для предупреждения этой ошибки увеличение общего шага НВ перед отрывом груза от земли рекомендуется производить плавно, не допуская резкого натяжения тросов.. После натяжения тросов внешней подвески целесообразно задержать на 3...5 с дальнейшее отклонение вверх рычага «шаг-газ», что позволит вертолёту без вмешательства пилота точно сориентироваться над грузом при наличии исходного смещения. Затем плавным увеличением общего шага НВ груз отделяется от земли без раскачки и волочения по земле.

Рассматриваемая ошибка чаще проявляется при подцепке груза на длинный трос внешней подвески - большая высота зависания затрудняет точное выдерживание вертолёт над грузом, так как пилот своевременно не замечает тенденцию смещения вертолёт от заданного положения и действует органами управления с определённым запаздыванием. Поэтому чем больше длина основного троса, тем более плавными должны быть отклонения органов управления вертолёт.

Попытка сохранения заданного места висения при раскачке груза, когда пилот парирует эту раскачку, перемещая и наклоняя вертолёт противоположно смещению груза. При такой технике пилотирования время затухания колебаний груза существенно возрастает, либо эти колебания вообще

не затухают и даже нарастают. Кроме того, возможно возникновение автоколебаний раздвижных тяг автопилота, что, в свою очередь, усугубляет ситуацию.

Перевод вертолѐта на разгон при раскачке груза приводит, как правило, как к усилению раскачки груза, так и возникновению раскачки самого вертолѐта, что существенно усложняет технику пилотирования на данном весьма напряжѐнном этапе полѐта и может вызвать необходимость аварийного сброса груза.

Снижение вертолѐта при переходе на разгон вследствие излишне резкого отклонения ручки управления вперѐд, особенно если предшествующее висение выполнялось с использованием взлѐтного подрежима работы двигателей. Эта ошибка может привести к касанию груза о землю и необходимости его вынужденного сброса. Поэтому перевод вертолѐта на разгон должен быть очень плавным, без заметного изменения угла тангажа, с увеличением мощности двигателей вплоть до взлѐтной. При этом следует смириться с тем неблагоприятным обстоятельством, что вертолѐт находится большее время (по сравнению с перевозкой груза внутри фюзеляжа) в диапазоне малых скоростей полѐта, характеризуемом повышенным уровнем вибраций и неустойчивыми показаниями указателя скорости.

Вираз (разворот) с большим углом крена и внешним скольжением при транспортировке на внешней подвеске лѐгкого груза, обладающего значительной парусностью. В этом случае возможны нарастающая раскачка груза, а также его попадание в плоскость вращения рулевого винта.

Превышение максимально допустимой для данного типа груза скорости полѐта. Важно иметь в виду, что при транспортировке на внешней подвеске габаритного груза, имеющего значительное лобовое сопротивление, на достаточно большой скорости, превышающей 130-150 км/ч, вертолѐт теряет присущую ему в «свободном» полѐте статическую устойчивость по скорости - при увеличении скорости под действием пикирующего момента, создаваемого грузом, стремится затянуться в пикирование, что небезопасно. Кроме того, использование взлѐтного режима работы двигателей для достижения большой скорости полѐта сопровождается, как правило, уменьшением стабилизированной частоты вращения несущего винта и соответственно эффективности продольно-поперечного управления вертолѐтом, что особенно неблагоприятно сказывается при необходимости успокоения раскачки груза.

Длительное игнорирование нарастающей раскачки груза, в результате чего может возникнуть недопустимая раскачка самого вертолѐта и необходимость аварийного сброса груза. Однако при сбросе груза разбалансировка уже «разболтанного» вертолѐта окажется весьма значительной и вызовет затруднения при выводе вертолѐта из усложнѐнного положения.

Устранение раскачки груза в процессе энергичного гашения скорости при заходе на посадку. Поскольку сама раскачка груза обусловлена именно интенсивным уменьшением скорости полѐта, еѐ устранение в процессе гашения скорости неэффективно или даже может привести к противоположному результату - увеличению амплитуды колебаний груза. Поэтому если в процессе торможения вертолѐта возникает нарастающая раскачка груза, устранять еѐ следует при постоянной скорости полѐта, уменьшая вертикальную скорость снижения, а при значительной раскачке - перевода вертолѐт в режим набора высоты, после чего, возможно, придѐтся более осторожно и плавно повторить предпосадочный маневр.

Неэффективное устранение раскачки груза из-за несоразмерных, несинхронных и некоординированных управляющих действий пилота, в результате чего колебания груза «разбалтывают» вертолѐт, который, в свою очередь, начинает «водить» груз. Для успокоения раскачки груза вертолѐт нужно пилотировать так, чтобы ось вала несущего винта приблизительно совпала с центральным тросом внешней подвески в каждый текущий момент времени, то есть, чтобы угловые колебания груза и корпуса вертолѐта примерно совпадали и по амплитуде, и по фазе.

Резкое торможение в случае, если вертолѐт подходит к месту зависания на повышенной скорости. Стремясь зависнуть над заданным местом укладки груза, пилот энергично увеличивает угол тангажа для гашения поступательной скорости. Это приводит к значительному опусканию хвостовой балки, снижению вертолѐта, раскачиванию груза, затруднению видимости места его укладки.

Если пилот не смог плавно уменьшить скорость при подлѐте к площадке укладки груза, необходимо прекратить дальнейшее торможение вертолѐта, увеличить общий шаг НВ и скорость полѐта до 60-100 км/ч, перейти в набор высоты и затем выполнить повторный заход на площадку для отцепки груза.

Преждевременное торможение, когда вертолѐт по существу не долетает до места укладки груза. В этом случае необходимо выполнить кратковременное зависание с грузом, оценить расстояние до посадочной площадки и затем выполнить подлѐт к месту отцепки груза со скоростью 5-15 км/ч.

Опускание груза с большой вертикальной скоростью вследствие несоразмерно резкого отклонения вниз рычага «шаг-газ» для укладки груза, который в результате этой ошибки пилота может быть повреждён.

Запаздывание с уменьшением общего шага НВ и отклонением ручки управления «от себя» после укладки груза, что вызывает рывок по высоте и большие динамические нагрузки в агрегатах внешней подвески вследствие образующегося избытка тяги НВ, а также несанкционированное опускание хвостовой балки вследствие продольной перебалансировки вертолётa.

Продолжение полёта после неожиданного возникновения повышенной тряски, которая не устраняется и после аварийного сброса груза. Наиболее вероятной причиной создания такой особой ситуации является срыв плохо закреплённого или непрочного элемента груза, обладающего небольшой массой и большой парусностью, и попадание его в плоскость вращения РВ. При этом разрушение или сильное повреждение одной или нескольких лопастей РВ чаще всего сопровождается разрушением концевой балки вблизи хвостового редуктора через 1-3 мин после разбалансировки РВ. Так что в подобной особой ситуации необходимо аварийно сбросить груз и незамедлительно выполнять вынужденную посадку перед собой, избегая правых разворотов и предпосадочного зависания.

Выполнение полёта со свободно болтающейся без груза внешней подвеской, которая при интенсивной, не контролируемой экипажем раскачке может попасть в плоскость вращения рулевого или даже несущего винта с очевидными последствиями.

#### **Библиографический список**

1. А.А. Лебедев, Ю.С. Опара, Ю.И. Матвеев. Методы совершенствования технологии тушения пожаров с применением авиации. СПб: Инновационные технологии и технические средства специального назначения. Тр. IX общероссийской научно-практической конференции, т. 1, БГТУ «Военмех», 2017, стр. 218-220.

УДК 629.76

#### **ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ ГАЗООТВОДЯЩЕЙ РЕШЕТКИ**

*Я. О. Павлов, С. С. Жарова*

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

К настоящему времени беспокойная 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 газоотводящая решетка (ГОР), обеспечивающая отвод продуктов сгорания. В 2008 году была запатентована новая решетка, которая используется для межконтинентальных баллистических ракет с ядерными боевыми частями нового поколения. Вопрос о тепловом состоянии газоотводящей решетки при разных термодинамических параметрах является актуальным.

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.

Объектом исследования предложенной методики является тепловое состояние ГОР ШПУ.

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.

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

Для исследования теплового состояния используется уравнение теплопроводности. В общем случае, в дифференциальной форме оно имеет вид:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) + Q_w(x, y, z, t, T).$$

При решении дифференциального уравнения в частных производных наиболее часто используется метод конечных разностей (МКР).

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

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}, \quad 0 < x < L. \quad (1)$$

Далее проводится замена дифференциальных операторов в (1) на их конечно-разностные аналоги, используя неявную схему, т.к. она является безусловно устойчивой. Для нахождения результата решается система линейных уравнений.

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\tau};$$

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{T_{i+1}^{n+1} - 2 \cdot T_i^{n+1} + T_{i-1}^{n+1}}{h^2}.$$

Очевидно, что в результате аппроксимации частных производных соответствующими конечными разностями получается следующая система линейных алгебраических уравнений:

$$\rho c \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\tau} = \lambda \left( \frac{T_{i+1}^{n+1} - 2 \cdot T_i^{n+1} + T_{i-1}^{n+1}}{h^2} \right), \quad i = 2, \dots, N-1, n \geq 0.$$

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 необходимо свести к канонической форме системы уравнений, решаемых методом прогонки:

$$a_i T_{i-1}^{n+1} - b_i T_i^{n+1} + c_i T_{i+1}^{n+1} = d_i$$

В методике исследования теплового состояния ГОР учитываются три граничных условия:

– граничное условие второго рода

$$\frac{T_2^{n+1} - T_0^{n+1}}{2\Delta x} + O(\Delta x^2) = H^{n+1};$$

$$b_1 = 1 + 2Fo, \quad c_1 = 2Fo;$$

$$d_1 = -T_1^n + 2Fo\Delta x H^{n+1};$$

– граничные условия третьего рода

$$-\lambda \frac{T_2^{n+1} - T_0^{n+1}}{2\Delta x} = \beta(T_\infty - T_1^{n+1});$$

$$b_1 = 1 + 2Fo(1 + Bi), \quad c_1 = 2Fo;$$

$$d_1 = -T_1^n + 2FoBiT_\infty;$$

– граничные условия четвертого рода

$$T_i = \frac{\lambda_2}{\lambda_1 + \lambda_2} T_{i+1} + \frac{\lambda_1}{\lambda_1 + \lambda_2} T_{i-1};$$

$$a = \frac{\lambda_1}{\lambda_1 + \lambda_2}, \quad b = 1, \quad c = \frac{\lambda_2}{\lambda_1 + \lambda_2}, \quad d = 0.$$

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/(м<sup>2</sup>град):

$$\alpha = \frac{Nu \cdot \lambda}{d}$$

Уравнение конвективного теплообмена в критериальной форме:

$$Nu = f(Re, Pr).$$

Число Нуссельта для разных режимов течения газа определяется как:

$$Nu = 0,23 Re^{0,2} Pr^{0,4}, \text{ при развитом турбулентном течении } (Re \geq 10^4);$$

$$Nu = 0,008 Re^{0,9} Pr^{0,43}, \text{ в переходном режиме } (2300 \leq Re < 10^4);$$

$$Nu = 0,17 Re^{0,33} Pr^{0,43}, \text{ в ламинарном режиме течения } (Re < 2300).$$

Критерий Рейнольдса:

$$Re = \frac{Vd}{\nu}$$

Критерий Прандтля:

$$Pr = \frac{\nu}{a} = \frac{C_p \cdot \mu}{\lambda}$$

Рассматривается лопатка ГОР, как самый тонкий элемент конструкции, и принимается в виде стальной стенки с заданными геометрическими параметрами. Исследование теплового состояния проводится для решетки без ТЗП и для решетки с ТЗП. В первом случае расчет проводится с учетом граничных условий второго и третьего рода. Введенные граничные условия 2-го рода позволяют ввести расчетную область и производить расчет на половине лопатки:

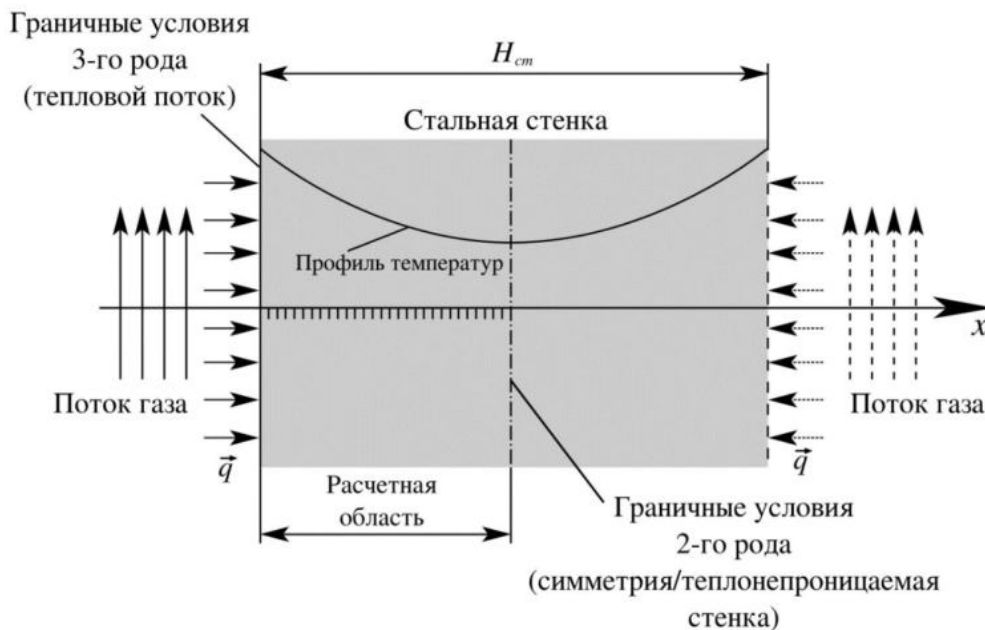


Рис. 1. Постановка задачи без ТЗП

Во втором случае добавляются граничные условия четвертого рода:

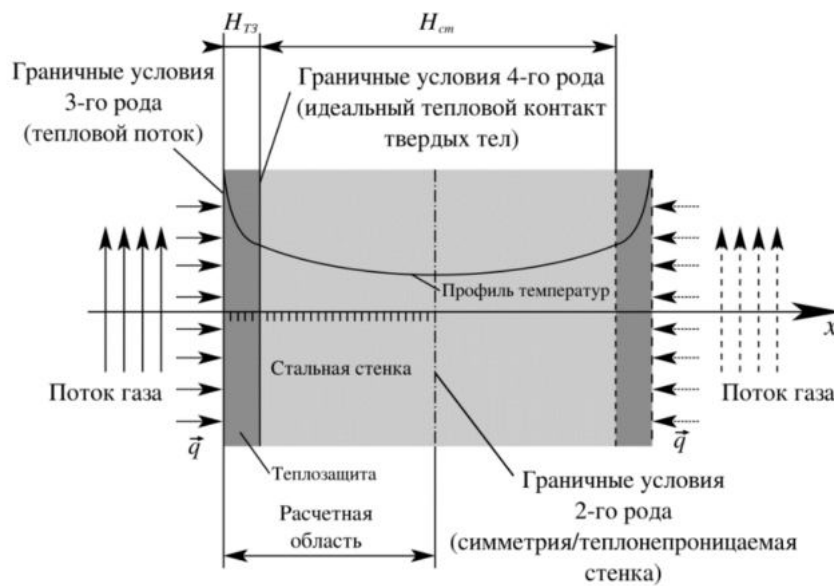


Рис. 2. Постановка задачи с ТЗП

Методика исследования теплового состояния ГОР реализована с помощью Python версии 3.6. Результатом исследования являются температурные значения в разный момент времени в любой точке. Благодаря полученным данным можно сравнить тепловые состояния решетки с ТЗП и без него, и выбрать наиболее выгодный вариант. Для наглядности результаты отображены графически на рис.3 и4.

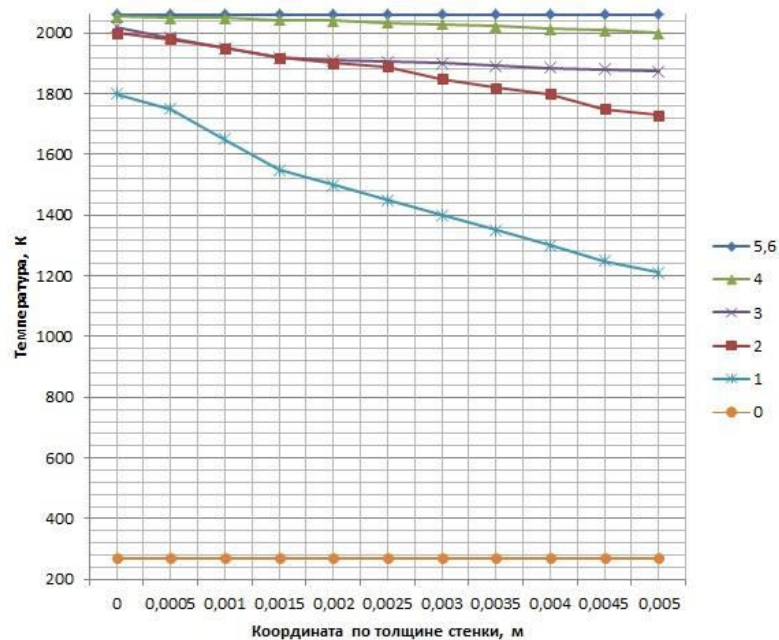


Рис. 3. Температурные нагрузки ГОР без ТЗП за время обтекания  $t=6$  с



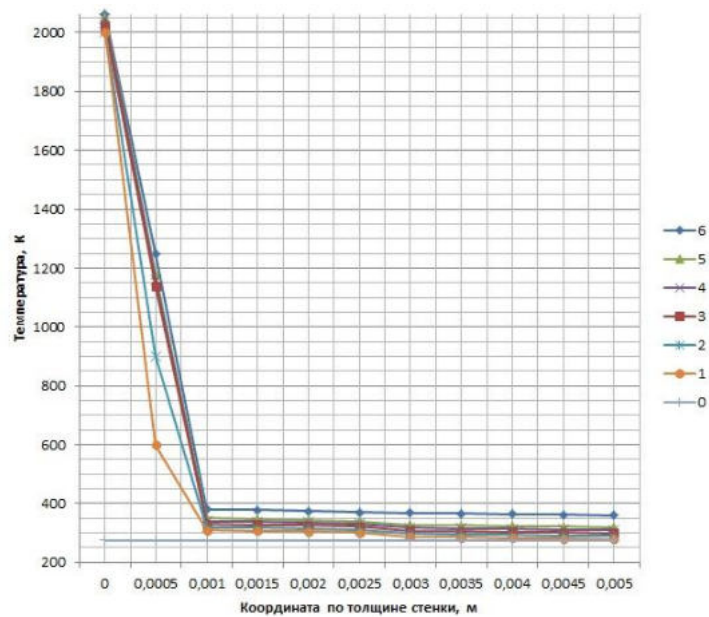


Рис. 4. Температурные нагрузки ГОР с ТЗП за время обтекания  $t=6$  с

На основании полученных данных с помощью предложенной методики можно сделать выводы, что без ТЗП решетка прогревается на недопустимые температуры уже на второй секунде.

Разработанная методика позволяет варьировать различные параметры, в зависимости от поставленной задачи. На рис. 5 приведены графики изменения прогрева стенки в зависимости от толщины ТЗП.

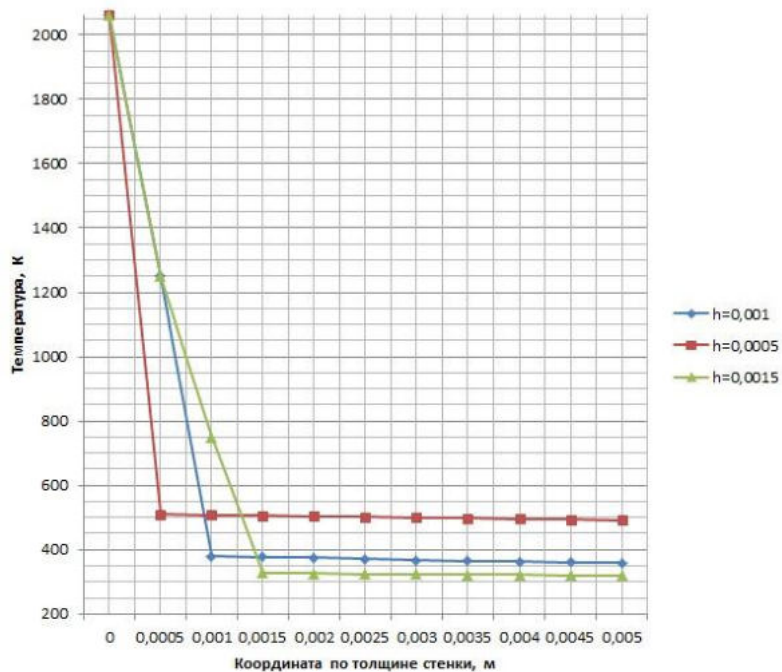


Рис. 5. Изменение температуры стенки с ТЗП для разных толщин ТЗП

При замене материала ТЗП необходимо рассчитывать новый коэффициент теплопередачи с учетом других параметров. Проведенные расчеты позволят выбрать наиболее выгодные толщину и материал ТЗП.

Методика исследования теплового состояния является простой для реализации с помощью компьютерных технологий и может быть использована с различными исходными параметрами баллистических ракет газодинамического старта.

#### Библиографический список

1. Абиев Р.Ш. Вычислительная гидродинамика и теплообмен: учеб.пособие СПб., 2002 г.
2. Емельянов В.Н. Введение в теорию разностных схем: учеб.пособие СПб., 2001 г.
3. Газоотводящее устройство шахтной пусковой установки и шахтная пусковая установка [Электронный ресурс]
4. <http://www.freepatent.ru/patents/2316710> (дата обращения 9.10.2017)

УДК 551.50

### ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ИНТЕРЕСАХ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

*П. А. Прохоренко, М. А. Тюленева*

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

Использование гидрометеорологической информации (ГМИ), 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.

Проблемные вопросы развития отечественной космической системы гидрометеорологического назначения

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 76°в.д. (вместо запланированных 14,5°з.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. Запуск очередного КА ГМН – «Метеор-М» № 2-1, окончился неудачей и КА был потерян. Ближайшие запуски КА «Электро-Л» № 3 и «Метеор-М» № 2-2 предварительно запланированы на 2018 г. [1, 2].

Следует отметить, что первые КА серии «Электро-Л» и «Метеор-М» не полностью отработали плановые сроки эксплуатации. Так КА «Электро-Л» № 1, запущенный в январе 2011 г., в 2014 г. потерял ориентацию, а с 2016 г. окончательно перешел в неконтролируемое вращение, отработав в итоге от 30% до 55% запланированного срока эксплуатации. КА «Метеор-М» № 1, несмотря на официальные заявления, не отработал на орбите и трех лет [3], а большую часть запланированного срока функционирования МСУ-МР (одно из основных устройств, используемых в интересах гидрометеорологии) данных ДЗЗ не предоставляло. Таким образом, практика эксплуатации отечественных КС ГМН говорит о низкой надежности целевой аппаратуры и КА в целом, что не позволяет реализовывать планируемые сроки функционирования.

Выше отмечалось, что для вооруженных сил важной является возможность КС ГМН предоставлять информацию в глобальном масштабе. Не являются исключением и Вооруженные силы Российской Федерации (ВС РФ) география задач которых в последние годы существенно расширилась, особенно из-за необходимости участия в международной борьбе с терроризмом. Этот

факт обуславливает объективную возможность возникновения потребности в гидрометеорологическом обеспечении (ГМО) действий войск (сил), а, следовательно, и в соответствующей ГМИ, в любой точке планеты. Таким образом, ВС РФ необходим достоверный источник глобальной ГМИ и на современном этапе развития науки и техники таким источником может быть только КС ГМН.

Добиться глобального обзора Земли с помощью только геостационарных КА не представляется возможным, так область их качественного обзора ограничивается 60° северной и южной широты. Для обеспечения квазинепрерывного освещения поверхности Земли наблюдениями из космоса в настоящее время предлагается совместно с КС «Электро-Л» использовать перспективную КС на высокоэллиптических орбитах «Арктика-М», однако указанная система находится в стадии разработки и запуск первого КА системы переносится с 2015 г. [4, 5].

Наиболее перспективным способом получения глобальной ГМИ в интересах ВС РФ является использование КА на полярных орбитах для построения КС ГМН глобального периодического обзора Земли. Однако анализ функционирования отечественной полярной КС ГМН [6, 7, 8] показал, что ее проектирование и создание осуществлялось без учета потребностей ВС РФ, на что указывает ряд ее особенностей. Во-первых, 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 она не позволяет получать глобальные данные ДЗЗ. Во-вторых, даже в полном составе из трех КА «Метеор-М» система будет способна обеспечить периодичность получения данных ДЗЗ не более 6,5 ч (что является недостаточным). В настоящее же время КА «Метеор-М» № 2 обеспечивает, в среднем, 1 дневной и 1 ночной снимок территорий расположенных в низких и средних широтах [6]. В-третьих, в составе наземной части КС отсутствует специализированный центр приема, обработки и распространения информации Министерства обороны РФ, а информационные продукты, распространяемые НИЦ «Планета» (головной организацией, осуществляющей сбор, обработку и распространение ГМИ, получаемой с помощью КА, среди потребителей в РФ), носят обзорный характер и не всегда соответствуют задачам решаемым ВС РФ [7].

Основными полярными КА ГМН, функционирующими в настоящий момент, являются FY-3C, FY-3D, «Метеор-М» № 2, MetOp-A, MetOp-B, NOAA-15, NOAA-18, NOAA-19, NOAA-20 и Suomi NPP. На КА ГМН устанавливается широкий спектр целевой аппаратуры, однако в задачах ГМО, в основном, используются радиометры (работают в видимом и ИК-диапазоне и используются для решения большинства задач ДЗЗ в интересах ГМО), микроволновые зондировщики (работают в СВЧ-диапазоне и используются для определения вертикальных профилей температуры и влажности воздуха, а также водозапаса облаков и общего влагосодержания атмосферы) и инфракрасные зондировщики (работают в ИК-диапазоне и используются для определения вертикальных профилей температуры и влажности воздуха при отсутствии облачности). Характеристики основных видов целевой аппаратуры, перечисленных выше полярных КА ГМН, приведены в таблицах 1, 2 и 3.

Таблица 1. Характеристики радиометров, устанавливаемых на существующие КА ГМН

Название целевой аппаратуры (КА на которых она установлена)	Количество спектральных каналов	Пространственное разрешение, км	Ширина полосы обзора, км
VIRR (FY-3C)	10 (4 видимых, 6 ИК)	1,1	2800
MERSI-1 (FY-3C)	20 (10 видимых, 10 ИК)	0,25; 1	2900
MERSI-2 (FY-3D)	25 (10 видимых, 15 ИК)	0,25; 1	2900
MCU-MP («Метеор-М № 2»)	6 (2 видимых, 4 ИК)	1	2800
AVHRR/3 (MetOp-A, MetOp-B, NOAA-15, NOAA-18, NOAA-19)	6 (2 видимых, 4 ИК)	1,1	2900
VIIRS (Suomi NPP, NOAA-20)	22 (8 видимых, 14 ИК)	0,375; 0,75	3000

Таблица 2. Характеристики микроволновых зондировщиков, устанавливаемых на существующие КА ГМН

Название целевой аппаратуры (КА на которых она установлена)	Количество спектральных каналов	Пространственное разрешение, км	Ширина полосы обзора, км
MWTS-2 (FY-3C, FY-3D)	13	32	2250
MWHS-2 (FY-3C, FY-3D)	15	16; 32	2700
MWRI (FY-3C, FY-3D)	10	40x11,2; 20x11,2	1400
MTB3A-ГЯ («Метеор-М № 2»)	29	12 – 75	1500
MHS (MetOp-A, MetOp-B, NOAA-18,	5	16	2180

NOAA-19)			
AMSU-A (MetOp-A, MetOp-B, NOAA-15, NOAA-18, NOAA-19)	15	48	2250
AMSU-B (NOAA-15)	5	16	2250
ATMS (Suomi NPP, NOAA-20)	22	16; 32; 75	2200

Таблица 3. Характеристики инфракрасных зондировщиков, устанавливаемых на существующие КА ГМН

Название целевой аппаратуры (КА на которых она установлена)	Количество спектральных каналов	Пространственное разрешение, км	Ширина полосы обзора, км
IRAS (FY-3C)	26	17	2250
HIRAS (FY-3D)	1370	16	2250
ИКФС-2 («Метеор-М № 2)	2670	35	1000–2500
IASI (MetOp-A, MetOp-B)	8461	25	2130
HIRS/3 (NOAA-15)	20	18	2200
HIRS/4 (MetOp-A, MetOp-B, NOAA-18, NOAA-19)	20	10	2200
CrIS (Suomi NPP, NOAA-20)	1305	14	2200

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 китайские КА устанавливаются более производительные (как по разрешению, так и по количеству спектральных каналов) радиометры MERSI-1 и MERSI-2, а на КА последнего поколения США вместо традиционного радиометра AVHRR начали устанавливать VIIRS, являющийся качественно новым образцом техники и превосходящий предшествующие по всем параметрам. Кроме того, инфракрасный зондировщик CrIS, также является качественно новым прибором, что делает КА ГМН США передовой, как по количеству КА, так и по качеству целевой аппаратуры, устанавливаемой на них. На отечественные КА ГМН, 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 информационных продуктов, выпускаемых НИЦ «Планета» на основе данных ДЗЗ от отечественных КА ГМН, носит название «обзорные наблюдения» и представляет собой «сырые» снимки облачности и подстилающей поверхности в различных спектральных диапазонах (рисунки 1а и 1б) [9].

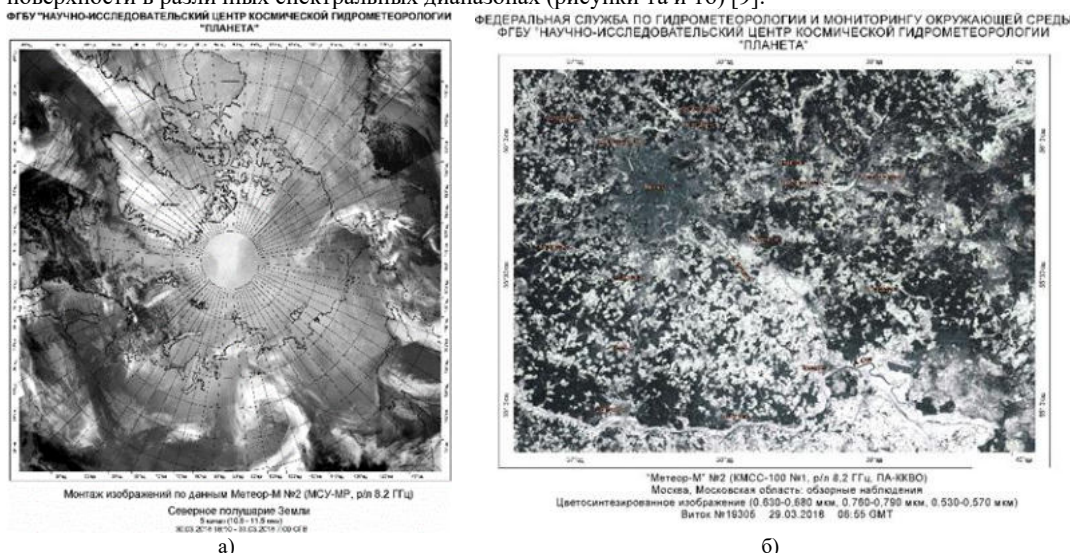


Рис. 1. Примеры информационных продуктов, выпускаемых на основе данных ДЗЗ от российских КА ГМН

Следует отметить, что на основе данных ДЗЗ от европейских и американских КА ГМН в нашей стране выпускаются информационные продукты сопоставимые с зарубежными аналогами (рисунки 2а, 2б, 2в, 2г и 2д) [9, 10, 11], что позволяет говорить о достаточном уровне развития методов тематической обработки данных ДЗЗ в общем.

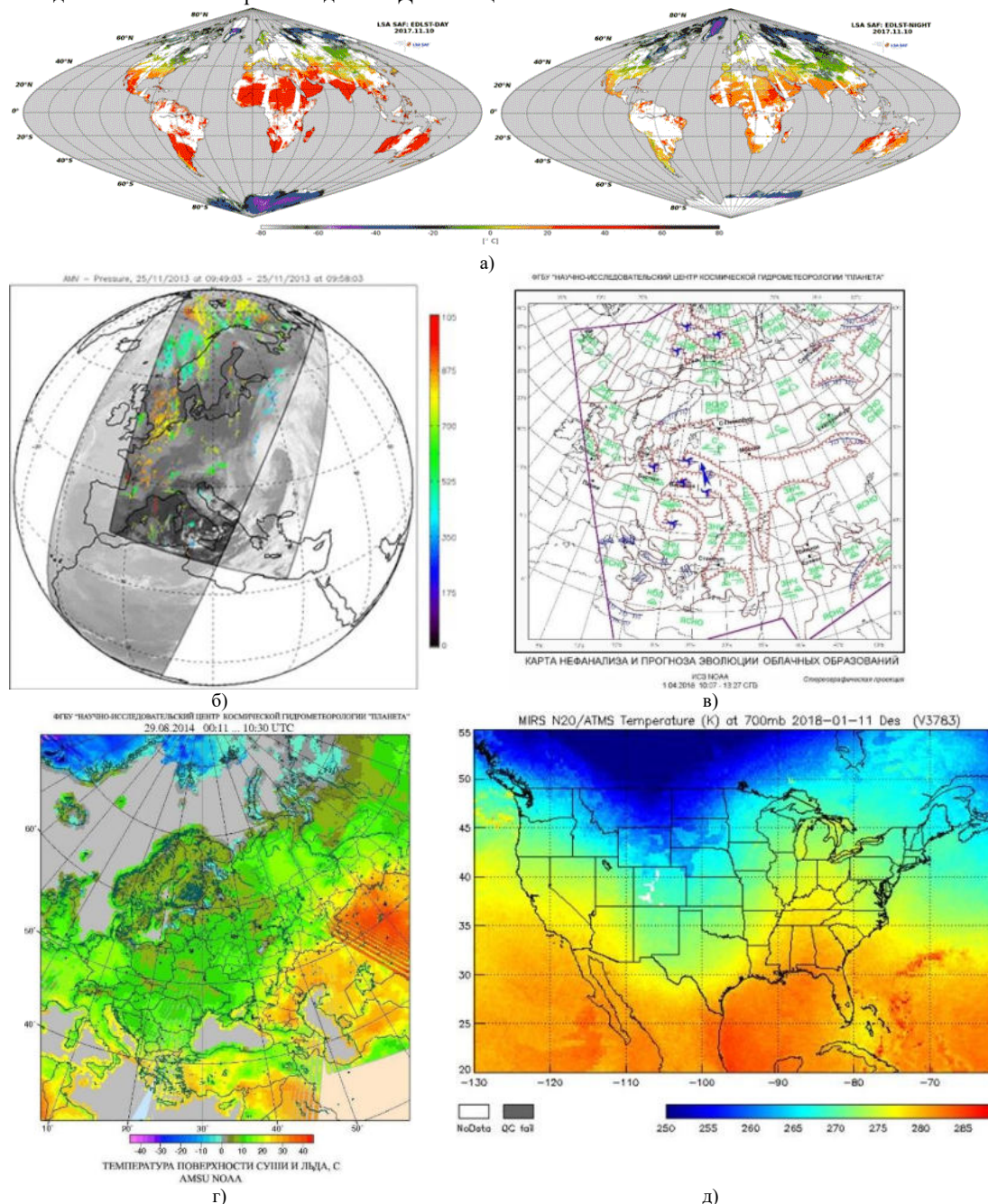


Рис. 2. Примеры информационных продуктов, выпускаемых на основе данных ДЗЗ от зарубежных КА ГМН

Автономные пункты приема и обработки данных ДЗЗ, используемые в гидрометеорологических подразделениях ВС РФ, способны предоставлять лишь результаты обзорных наблюдений, как с

отечественных, так и с зарубежных КА ГМН. В программном обеспечении таких автономных пунктов приема и обработки данных ДЗЗ методы тематической обработки либо не реализованы совсем, либо настолько примитивны, что получаемые в результате их использования информационные продукты не отражают реальное состояние окружающей природной среды. Это факт лишь усугубляет невозможность использования отечественной КС ГМН в интересах ВС РФ, обусловленную особенностями ее проектирования.

#### Выводы

Таким образом, можно выделить следующие основные проблемные вопросы развития отечественной КС ГМН:

- отставание в области развития целевой аппаратуры КА ГМН;
- низкая надежность существующей целевой аппаратуры КА ГМН;
- низкий уровень развития методов тематической обработки данных ДЗЗ, получаемых от отечественных КА ГМН;
- практически полная бесполезность отечественной полярной КС ГМН для ВС РФ.

Решение перечисленных проблемных вопросов требует комплексного подхода и тесного взаимодействия представителей промышленности, ВС РФ и специалистов в области обработки данных ДЗЗ. Без преодоления существующих трудностей и нацеливания на конкретный результат при проектировании и построении отечественной КС ГМН, РФ рискует утратить свои позиции в области ДЗЗ в интересах ГМО.

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 [8, 12, 13]. Указанный подход может быть использован для формирования, в первом приближении, внешнего облика перспективной отечественной КС ГМН, а также для корректировки развития и повышения результативности функционирования существующей.

#### Библиографический список

1. Третий метеоспутник «Электро-Л» запустят осенью 2018 года [Электронный ресурс]. – URL: [tass.ru/kosmos/4423692/amp](http://tass.ru/kosmos/4423692/amp) (дата обращения: 20.03.2018).
2. Планы космического масштаба: российская космонавтика в 2018 году [Электронный ресурс]. – URL: <https://amp.vesti.ru/doc.html?id=2971774> (дата обращения: 20.03.2018).
3. Крылов, А.М. Орбитальная группировка космических аппаратов гражданского и двойного назначения России за первые 10 лет XXI века / А.М. Крылов // Технологии и средства связи. 2011. – № 4. – С. 55–59.
4. Маков, А.Б. Анализ возможностей получения гидрометеорологической информации в Арктическом регионе / А.Б. Маков, П.А. Прохоренко // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2016. – № 3 (652). – С. 91–98.
5. Хартов, В.В. Новая высокоэллиптическая гидрометеорологическая космическая система «Арктика-М» / В.В. Хартов, М.Б. Мартынов, В.Е. Бабышкин, И.В. Москатиньев, А.С. Митькин // Вестник ФГУП НПО имени С.А. Лавочкина. 2014. – № 3(24). – С. 104–108.
6. Прохоренко, П.А. Оценивание возможности использования спутниковой гидрометеорологической информации при гидрометеорологическом обеспечении Воздушно-космических сил в период непосредственной угрозы агрессии и с началом ведения военных действий / П.А. Прохоренко, М.Ю. Рудь, А.А. Чувиров // Сборник трудов ВКА имени А.Ф.Можайского. 2015. – № 4 (649). – С. 95–100.
7. Прохоренко, П.А. Перспективный облик системы сбора, обработки и распространения спутниковой гидрометеорологической информации в Вооруженных Силах Российской Федерации / П.А. Прохоренко // Материалы IV Всероссийской научной конференции «Проблемы военно-прикладной геофизики и контроля состояния природной среды» / под общ. ред. Ю.В. Кулешова. СПб.: ВКА имени А.Ф.Можайского, 2016. – С. 334–338.
8. Прохоренко, П.А. Актуальные проблемы совершенствования отечественной системы получения космической гидрометеорологической информации / П.А. Прохоренко, М.А. Тюленева // Сб. науч. ст. по материалам Международной военно-научной конференции «Актуальные проблемы вооруженной борьбы в воздушно-космической сфере» в 2 ч. Ч 2. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2017. – С. 374–379.

10. ФГБУ «Научно-исследовательский центр космической гидрометеорологии «Планета» [Электронный ресурс]. – URL: planet.iitr.ru (дата обращения: 02.04.2018).
11. Официальный сайт Национального управления океанографических и атмосферных исследований США NOAA [Электронный ресурс]. – URL: www.noaa.gov (дата обращения: 02.04.2018).
12. Официальный сайт европейской организации спутниковой метеорологии EUMETSAT [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.eumetsat.int> (дата обращения: 02.04.2018).
13. Прохоренко, П.А. Модель космической системы гидрометеорологического обеспечения / П.А. Прохоренко, И.А. Готюр // Труды Военно-космической академии имени А.Ф.Можайского. 2017. – № 1 (656). – С. 57–67.
14. Прохоренко, П.А. Метод обоснования требований к системе получения космической гидрометеорологической информации и особенности его программной реализации / П.А. Прохоренко, М.А. Тюленева // Сборник тезисов докладов конгресса молодых ученых. Электронное издание. СПб.: Университет ИТМО, 2017. – URL: [kmu.ifmo.ru/collections\\_rubric/228/geoinfocommunicacionnye\\_tehnologii.htm](http://kmu.ifmo.ru/collections_rubric/228/geoinfocommunicacionnye_tehnologii.htm) (дата обращения: 20.03.2018)

УДК 004.31

**БОРТОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННО - УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ ВОЕННО –  
ГУСЕНИЧНЫХ МАШИН**  
*Р. В. Романенко*

*Военная академия материально-технического обеспечения имени генерала армии А.В. Хрулева*

Современное состояние техники и технологий перешло на новый этап развития автоматизации процессов управления. Первоначально целью автоматизации управления движением гусеничной (колесной) машиной являлось снятие с водителя ряда функций по управлению движением, что позволяет:

- разгрузить водителя, облегчить процесс управления движением машины и тем самым снизить его утомляемость;
- обеспечить автоматический выбор режимов работы двигателя и трансмиссии в зависимости от их технического состояния и внешних условий движения, что позволит повысить показатели экономичности и надежности.

Дальнейшее повышение уровня автоматизации ведет к глубокой интеграции современного развития электроники в области микропроцессорных технологий в системы управления не только обеспечения ходовых качеств боевой машины, но и такие качественные показатели возложенных в настоящее время на действия и слаженность экипажа как: быстрдействие, огневая мощь боевой машины, защищенность.

Развитие электроники и микропроцессорной техники обусловило широкое внедрение в колесную и гусеничную технику различных автоматических систем, предназначенных для облегчения действий экипажа, связанных с контролем рабочих параметров, обнаружением неисправностей и управлением работой систем и агрегатов машины. Системы, обеспечивающие комплексное решение этих задач, получили название бортовых, информационно-управляющих систем (БИУС). Как видно из контекста данные системы можно разделить на две взаимосвязанные подсистемы: сбора и обработки информации о состоянии параметров объекта управления; выработки управляющих воздействий на объект управления. В свою очередь 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 ВГ и КМ.

БИУС в настоящее время широко внедряется, развивается и совершенствуется в современном автомобилестроении. В ВГ и КМ внедрение БИУС находится на начальном этапе развития, что связано с особенностями эксплуатации, наличия негативных внешних воздействующих, как правило поражающих факторов, снижающих отказоустойчивость электронных устройств. Все это накладывает

на БИУС, внедряемые в ВГ и КМ уже на этапе разработки специфические требования к условиям функционирования.

В целом процесс автоматизации функционирования той или иной системы может быть представлен в виде структурной схемы, представленной на рисунке 1.

Задачей такой автоматической системы как управление движением машины является выработка в зависимости от внешних условий и режима движения командного импульса и осуществление по этой команде в определенной последовательности всех приемов, необходимых для управления режимами работы систем, обеспечивающих движение.

Поскольку решение задачи управления сводится к обеспечению приобретения управляемым объектом некоторых желательных свойств, эффективность и целесообразность применения системы управления движением зависят от того, как своевременно и безошибочно этот управляющий сигнал ею формируется, подается на исполнительные органы и контролируется точность его обработки. Решение этой задачи обеспечивается выполнением следующих функций:

- сбора и обработки контролируемых параметров дающих информацию о состоянии объекта управления;
- обработки данных о состоянии среды, окружающей объект управления; локализации неисправностей;
- управления системами и агрегатами машины;
- выдачи водителю информации о режимах работы систем и агрегатов машины;
- выработка рекомендаций или управляющих действий по предотвращению аварийных ситуаций и т.д.



Рис. 1. Структурная схема БИУС

В связи с этим 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 реакциям объекта на управляющие воздействия. Иными словами, алгоритм адаптивного



управления опирается на информацию о состояниях управляемого процесса, поступающего по каналам обратной связи, и обеспечивает достижение заданной цели любым объектом, несмотря на то, что остается неизвестно, каков в точности объект.

При наличии адаптивного регулятора свойство адаптивности (приспособляемости) приобретает вся система: если при изменении внешних условий или характеристик самого объекта управления найденный ранее закон управления перестает быть удовлетворительным, это становится известным по поведению объекта, то адаптивный регулятор находит новый закон управления, при котором поведение системы вновь начинает удовлетворять требуемым критериям и обеспечивается достижение цели управления.

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. и обеспечение заданной скорости "берет" на себя автоматика. Для контроля и диагностирования систем, агрегатов и узкое ВГ и КМ при выполнении функциональных задач они должны быть оборудованы датчиками и исполнительными элементами, необходимыми для получения диагностической информации и ее обработки для выдачи диагностического заключения. Все эти элементы можно объединить в одну информационную систему - автоматическую систему диагностики (АСД).

Принцип работы АСД в простейшем варианте заключается в следующем. Сигналы с датчиков, установленных на объекте диагностирования, поступают в анализатор, который формирует диагностическое заключение и выдает его в виде информации о состоянии контролируемого объекта.

По своей структуре АСД должна состоять из следующих элементов:

- комплекта датчиков, воспроизводящих диагностическую информацию от объекта диагностирования;
- преобразователей, принимающих сигналы от датчиков и преобразующих их в вид, удобный для дальнейшей обработки;
- устройств обработки информации, проводящих оценку полученных данных диагностирования по заданной программе и выдающих конечные результаты в виде электронных сигналов;
- устройств выдачи информации, фиксирующих результаты диагностирования на носителе информации.

Для оценки состояния и поведения образца ВГ и КМ используется информация, получаемая со следующих датчиков, расположенных на машине:

- датчики давления измеряют давление масла в КПП, ДВС, гидросистеме, пневмосистеме и др. устройств;
- датчики температуры для измерения температуры охлаждающей жидкости ДВС, масла в ДВС, охлаждающей жидкости в компрессоре, масла в гидросистеме и т.д.

Перечисленные датчики являются аналоговыми и имеют различные диапазоны измерения. Многие датчики имеют нелинейную характеристику. Используются также дискретные датчики, работающие в качестве сигнализаторов, например, сигнализатор критической температуры охлаждающей жидкости, аварийного давления масла и другие, концевые выключатели главного фрикциона, горного тормоза, вентилятора. Еще один тип датчиков - импульсные датчики, формирующие последовательность импульсов, например, для контроля пройденного пути.

В качестве элемента сбора и обработки информации используется микроконтроллер (вычислитель), а также формирующий информационные сообщения и управляющие воздействия на исполнительные механизмы. Для подключения датчиков к вычислителю необходимо выполнить обработку сигналов. К обработке сигналов относятся нормирование сигнала (усиление), т.е. приведение его к определенному значению, фильтрация, линеаризация, аналого-цифровое преобразование и другие виды обработки. Структурная схема информационно - управляющей системы, содержащая систему сбора и обработка информации, и систему отображения информации, приведена на рисунке 2. Такой подход к построению информационно- управляющей системы также имеет ряд недостатков, относящихся к топологии системы. Вычислитель оказывается слишком перегруженным, т.к. очень много времени затрачивается на формирование информационных сообщений, что может привести к потере информации с датчиков в критических ситуациях. Поэтому предлагается разделить функции сбора и обработки информации с датчиков и формирования информационных сообщений на два вычислителя (рис. 3).

Каждый модуль выполняется в виде специализированного контроллера, содержащего вычислительное устройство и преобразователь. Датчики расположены на машине в различных точках.

Это приводит, во-первых, к сложной организации разводки кабельного оборудования. Многие датчики имеют слабый сигнал, и при прокладке кабеля на большое расстояние происходит ослабление сигнала, засорение его помехами, наводками.

Кроме того, система имеет низкую надежность. При обрыве кабеля информация с датчика полностью теряется, или, что еще хуже, вычислитель может понять отсутствующий сигнал за исправный, что приводит к аварийным ситуациям.

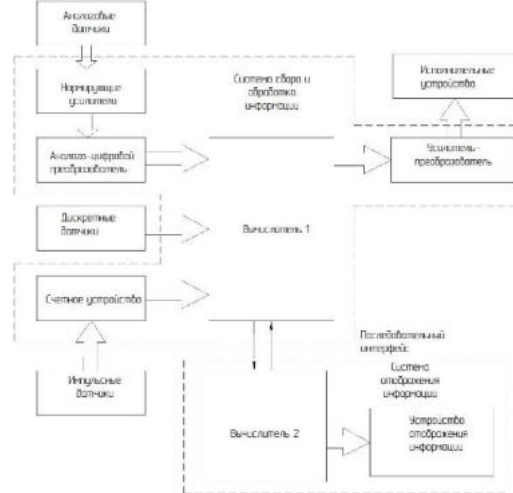


Рис. 2. Информационно-управляющая система

Для решения этой задачи предлагается иной подход к построению информационно-управляющей системы. Каждый датчик выполняется в виде законченного модуля (рис. 4), 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.

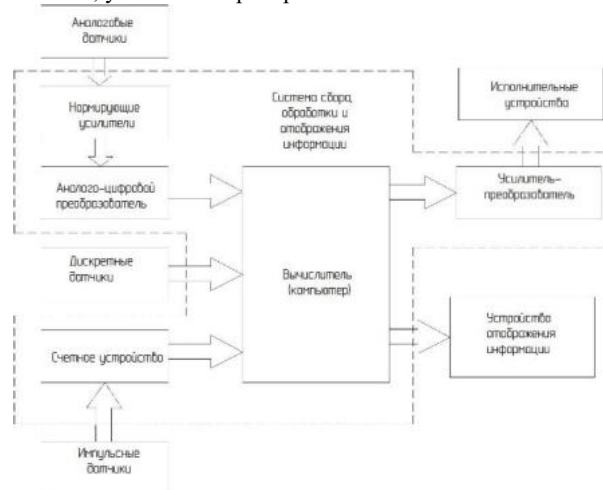


Рис. 3. Информационно-управляющая система с двумя вычислителями

Так как для обработки информации с дискретных датчиков не требуется сложных преобразований, то их можно подключить к модулю аналогового или импульсного датчика, который физически расположен ближе к дискретному датчику. В этом случае модули необходимо снабдить несколькими входами дискретного ввода.

Для связи модулей преобразователей с главным бортовым компьютером каждый модуль должен иметь последовательный интерфейс связи, например, RS-485, USB или CAN. CAN- интерфейс постепенно становится стандартом для распределенных систем управления на транспорте, в автомобильной технике и робототехнике. Можно также использовать интерфейс SERCOS, разработанный для цифровых следящих приводов и представляющий собой локальную кольцевую оптоволоконную сеть. Структурная схема информационно- управляющей системы, построенной с использованием автономных модулей, приведена на рисунке 5. Все модули объединены в бортовую двухпроводную или однопроводную сеть. Дублирование линий связи позволяет существенно повысить надежность такой системы.

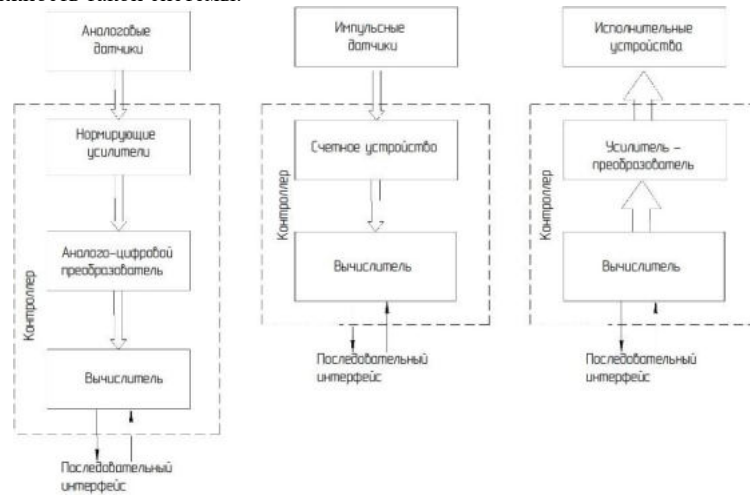


Рис. 4. Модули преобразователей



Рис. 5. Информационно-управляющая система на автономных модулях

На первый взгляд такой подход приведет к существенному удорожанию информационно-управляющей системы. Однако это не так. Каждый вычислитель предназначен для выполнения узкоспециализированных задач и выполняется на недорогих контроллерах.

К информационным и вычислительным ресурсам системы диагностики и контроля предъявляется ряд требований. Основной задачей всех измерительных систем является измерение и/или генерация реальных физических сигналов. В процессе сбора данных физические величины, такие, как напряжение, ток, давление и температура преобразуют в цифровой формат и вводят их в вычислитель. Методы сбора данных реализуются с помощью встраиваемых автономных измерительных приборов.

Прежде чем компьютерная измерительная система сможет измерить некоторую физическую величину, например, температуру, физический сигнал с помощью датчика или измерительного преобразователя должен быть преобразован в электрический - ток или напряжение. Под преобразованием сигналов следует понимать процесс предварительной обработки сигналов с целью улучшения точности измерений, качества изоляции цепей, фильтрации и т.д.

Чтобы измерять сигналы с датчиков, необходимо преобразовать их в форму, которую может воспринять устройство аналого-цифрового преобразования.



Рис. 6. Типы датчиков и сигналов и виды преобразования

Усиление (нормирование) является одной из форм преобразования. К другим типовым разновидностям преобразования сигналов относятся линеаризация, возбуждение датчика, развязка.

На рисунке 6 показаны некоторые распространенные типы датчиков и сигналов и требуемые для них виды преобразования.

Выводы:

Необходимость автоматического комплексного управления движением машины, контроля и диагностирования ее рабочих параметров обуславливает внедрение в колесную и гусеничную технику бортовых информационно-управляющих систем, исключающих участие человека в выборе режимов работы систем и агрегатов, обеспечивающих движение машины. При этом БИУС должна обладать адаптивными свойствами в связи с широко изменяющимися условиями движения, свойствами узлов и агрегатов в процессе эксплуатации объекта, а также задающих воздействий водителя. Для функционирования БИУС должны быть созданы условия сбора и обработки контролируемой и диагностической информации, что позволяет сделать внедрение в системы, устройства, агрегаты как можно большего количества и разнообразия датчиков первичной информации. Информационно-управляющую систему целесообразно строить на основе автономных модулей. В качестве измерительных устройств текущих параметров следует применять интеллектуальные датчики.

#### Библиографический список

1. Кобзев А.А., Мишулин Ю.Е., Соцков Д.А. «Автостоп» - система экстренного торможения // Автомобильная промышленность .- 2011.—№1.-С.14-16.
2. Кобзев А.А., Мишулин Ю.Е., Шахин В. А. Программная реализация системы диагностирования двигателя и шасси транспортного средства.
3. Алферов С.В., Романенко Р.В. Совершенствование системы эксплуатации вооружения, военной и специальной техники. Материалы II Межвузовской научно-практической конференции. Часть I. Омск, 2015. С. 193-204.

УДК 621.3.038.8

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

*В. А. Русов, С. В. Дороганов*

*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. Особое внимание уделяется разработке мощных твердотельных лазеров среднего ИК-диапазона спектра для обеспечения противодействия тепловизионным системам наведения ракет.

Для авиационных ОЛС 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 у и z развернуты друг относительно друга на 90°. Фотография модулятора представлена на рис. 1. 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.

Кроме того, существует еще один принципиальный недостаток подобных модуляторов. Необходимость обеспечения термостабилизации полупроводниковых источников накачки приводит к появлению значительных перепадов температур в конструкции излучателя при выводе на рабочий режим в широком диапазоне температур окружающей среды. Учитывая наличие теплового контакта между источниками накачки и основанием модулятора, в кристаллах возникает температурный градиент в направлении распространения излучения, который приводит к снижению контраста модулятора и изменению параметров выходного излучения лазера.

Для решения этих задач нами предлагается использовать иную схему температурной компенсации с одинаковой ориентацией кристаллографических осей кристаллов, предложенную в работе [1]. Фотография разработанного модулятора представлена на рис.2.



Рис. 1. Сборка с разворотом осей кристаллов

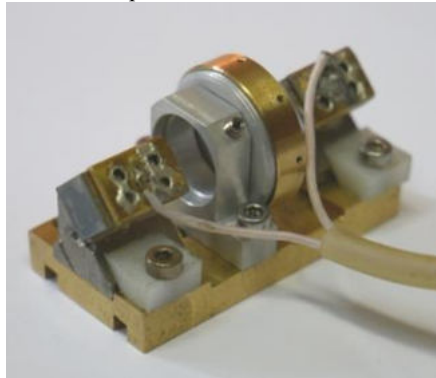


Рисунок 2 – Сборка с полуволновой пластиной

В этой схеме кристаллы не разворачиваются друг относительно друга на  $90^\circ$ , а имеют одинаковую ориентацию. Дополнительно между ними устанавливается полуволновая пластина из кристаллического кварца, вырезанная параллельно ее оптической оси  $z'$ . Направление оси  $z'$  составляет угол  $\pi/4$  с направлением кристаллографической оси  $z$  в кристалле КТР. После прохождения этой пластины волны, поляризованные вдоль осей  $y$  и  $z$  кристалла КТР, меняют направления поляризации на ортогональные и в результате прохождения обеих половин модулятора получают одинаковую фазовую задержку. В то же время наведенный полем фазовый набег суммируется благодаря тому, что ось  $z$  кристалла в одной половине направлена по внешнему полю, а в другой имеет противоположное направление.

Это позволяет избежать влияния естественного двулучепреломления на поляризацию света, а также скомпенсировать эффекты, связанные с изменением длины кристалла за счет температуры. Кроме того, как видно из рис. 2, в данной схеме возникающие температурные градиенты в разных кристаллах лежат в одной плоскости и при одинаковых коэффициентах поглощения кристаллов в модуляторе должна происходить их компенсация и, соответственно, коэффициент пропускания модулятора может быть увеличен.

Новая конструкция модулятора была апробирована в Ho:YLF лазере с диодной накачкой [2], оптическая схема которого представлена на рис. 3.



Рис. 3. Оптическая схема Ho:YLF лазера с модулятором на кристаллах КТР

В непрерывном режиме дифференциальная эффективность лазера составляла 35%. В режиме модуляции добротности при частоте 1,0 кГц энергия в импульсе достигала 20 мДж при длительности импульса 15 нсек с параметром качества пучка  $M2 \approx 1,2$ . При этом потери на двулучепреломление в кристаллах модулятора, наведенные излучением генерации, не превышали единиц процентов.

Разработанные электрооптические модуляторы были использованы в твердотельном лазере с полупроводниковой накачкой и с программируемой последовательностью импульсов для авиационных ОЛС [2].

Для минимизации потерь излучения на отражение от торцевых поверхностей предлагается использовать модулятор в виде моноблока. Воздушное пространство между кристаллами КТР и полуволновой пластиной из кристаллического кварца может быть заполнено кремнийорганическим оптическим клеем производства АО «ГОИ им. С.И. Вавилова», обладающим высокой лучевой стойкостью к лазерному излучению в диапазоне длин волн до 2 мкм.

На основе данной схемы были созданы высокочастотные модуляторы с контрастом  $K \geq 100$  для лазеров с высокой средней мощностью авиационных ОЛС.

#### Библиографический список

1. Ebberts C.A., Velsko S.P. High average power KTiOPO4 electro-optic Q-switch. Appl. Phys. Lett., 67, № 5, 593-595, (1995).
2. Русов В.А., Серебряков В.А., Дороганов С.В., Калинин Н.А., Наривончик А.С., Скворцов Д.В. Электрооптические модуляторы на кристаллах КТР для мощных лазеров среднего ИК диапазона спектра. Оптический журнал, 83, № 12, 10-16, (2016).
3. Беренберг В.А., Дороганов С.В., Мирзаева А.А., Русов В.А., Новиков Г.Е., Устюгов В.И., Халеев М.М. Моноимпульсный твердотельный лазер с полупроводниковой накачкой и килогерцовой частотой повторения импульсов генерации. Оптический журнал, 76, № 4, 52-54, (2009).

## СИСТЕМЫ ГОРИЗОНТИРОВАНИЯ

Д. А. Рябуха, А. В. Гусев

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

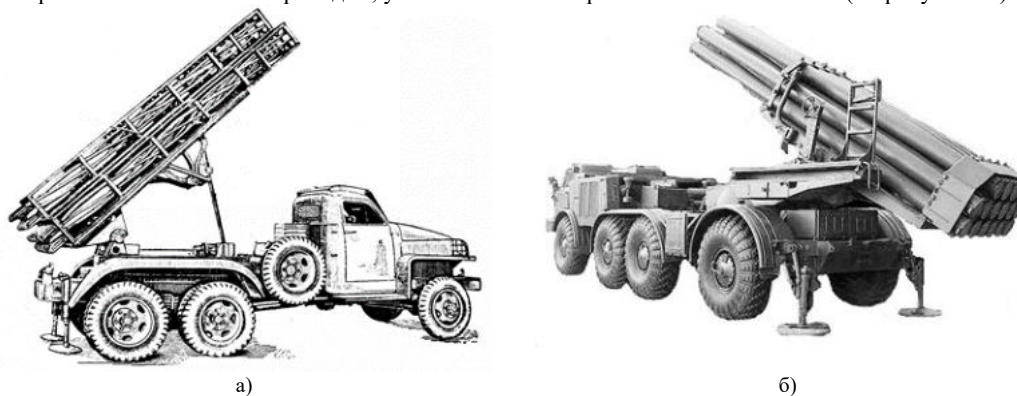
Некоторые образцы подвижной военной и гражданской техники в процессе их эксплуатации требуют горизонтирования платформ, на которых они установлены.

Приводы горизонтирования предназначены для обеспечения необходимого углового положения опорных платформ различных комплексов боевых машин, транспортных и стационарных агрегатов, а также грузоподъемной техники. Целью создания таких приводов является обеспечение требований к угловому положению опорной платформы относительно горизонта при разворачивании агрегата.

История развития различных схем и типов систем горизонтирования тесно связана с историей развития отечественного вооружения.

В 1941 году на серийное производство был поставлен боевой комплекс БМ-13 «Катюша» [1]. В боевых условиях данный комплекс показал достаточно высокую эффективность, этот факт поспособствовал дальнейшему развитию этому виду вооружения. Однако кучность стрельбы реактивных снарядов, запускаемых с пусковой установки (ПУ) на колесном шасси с рельсовых направляющих, была не высокой, и ее необходимо было повышать. Это было вызвано раскачиванием ПУ возмущениями, вызванными газовой струей снаряда при сходе с направляющих. Для увеличения устойчивости ПУ в задней части машины устанавливались два механических домкрата (см. рисунок 1а).

В 1970 г. на вооружение был принят комплекс РСЗО «Ураган». Горизонтирование и обеспечение устойчивости опорной платформы пусковой установки производится с помощью двух винтовых домкратов с механическим приводом, установленных в кормовой части автошасси (см. рисунок 1б).



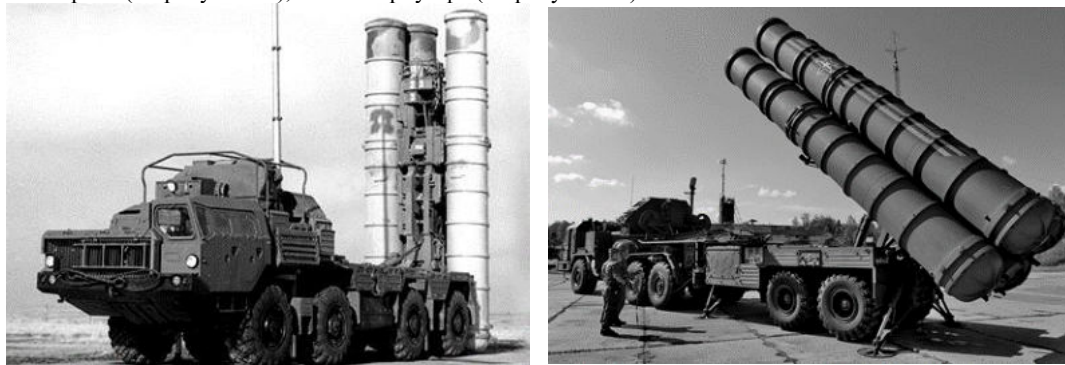
а) Боевой комплекс «Катюша»; б) Комплекс РСЗО «Ураган»

Для уничтожения целей на расстоянии до 70 км в 1987 г. на вооружение был принят комплекс РСЗО «Смерч». В этой боевой машине впервые были применены гидравлические домкраты с эклектическими приводами, работающими в полуавтоматическом режиме и в автоматическом режиме, позволяющими упростить экипажу управление ими и сократить время перевода ПУ из походного положения в боевое.

Для поражения точечных малоразмерных целей в глубине обороны противника разрабатывались и принимались на вооружение оперативно-тактические ракетные комплексы (к примеру: 9К72 «Эльбрус» – 1967 г., 9К52 «Луна» – 1964 г.). Большое значение в функционировании таких ракетных комплексов играли системы выравнивания в горизонтальной плоскости опорной платформы, которая оказывала значительное влияние на повышение точности попадания снарядов в цель и на время перевода пусковой установки из походного в боевое положение.

При подготовке к пуску ракет комплекса 9К79 «Точка-У» обеспечение устойчивости ПУ занимало длительное время, которое проводилось в полуавтоматическом или ручном режимах с помощью 4-х домкратов. Механизмы машины позволяли поворачивать направляющую и ракету в горизонтальной плоскости вправо или влево от оси машины.

Выравнивание в горизонтальной плоскости опорных платформ зенитных ракетных комплексов (ЗРК) является важной задачей при наведении на цель и пуске ракет. На опорной платформе расположены домкраты, которые работают как в автоматическом режиме, так и в ручном. Они воспринимают часть нагрузки, которая действует на шасси машины при пуске. Подобные системы горизонтирования используются и в ракетных комплексах стратегического назначения С-300 «Фаворит» (см. рисунок 2а), С-400 «Триумф» (см. рисунок 2б).



а) ЗРК С-300 «Фаворит»; б) ЗРК С-400 «Триумф»

В пусковой установке боевого железнодорожного ракетного комплекса (БЖРК) 15П961, разработанной Конструкторским бюро специального машиностроения (АО «КБСМ»), устройство поперечного горизонтирования помимо основной функции вывешивания и горизонтирования вагона-ПУ выполняет так же функцию подгоризонтирования в процессе боевого дежурства комплекса при изменении поперечного крена больше допустимой величины [2]. Горизонтальное положение при этом контролируется специальными датчиками, входящими в состав системы прицеливания. В этом комплексе для горизонтирования использовались 12 двухступенчатых гидравлических домкратов, которые были объединены в 2 группы: 4 домкрата в передней группе и 8 – в задней. Все домкраты имели одинаковую конструкцию. Каждая группа домкратов при этом обладала своей насосной станцией. В конструкции каждого домкрата имелось шариковое замковое устройство для фиксации штока.

Для выполнения задач, связанных с перемещением материальных средств, используются грузоподъемные машины. К ним также предъявляются высокие требования к их технической эксплуатации, так как в ВС РФ поступают новые образцы вооружения и военной техники. Поэтому грузоподъемные машины также оснащаются системами горизонтирования, которые обеспечат повышение их технико-эксплуатационных характеристик и безопасность их применения.

Системы выравнивания и горизонтирования применяются в самых разных областях деятельности человека. Можно выделить три большие группы применения таких систем [1]:

- комплексы и системы военного назначения;
- системы и машины двойного назначения;
- системы и машины народного хозяйства.

Кроме уже выше рассмотренных ракетных систем залпового огня (РСЗО) и зенитных ракетных комплексов (ЗРК), тактических ракетных комплексов (ТРК) системы выравнивания и горизонтирования используются в таких комплексах и системах военного назначения как радиолокационные комплексы (РЛК) (см. рисунок 3).

Среди машин двойного назначения, в которых используются системы выравнивания и горизонтирования, можно выделить 2 группы: общего и специального назначения. К машинам общего назначения можно отнести автомобильные краны, автовышки, служебный трап, а к машинам специального назначения – авиационные домкраты и самоподающий податчик грузов.

Системы выравнивания и горизонтирования также используются в таких машинах народного хозяйства как сваезавинчивающие, сельскохозяйственных, бурильных.





Рис. 3. Радиолокационный комплекс РЛС 96Л6Е "Всевысотный обнаружитель".

В транспортных машинах и антенных постах чаще всего устанавливаются 4 домкрата: 2 образуют переднюю группу, а 2 других - заднюю. Число домкратов в каждой группе обычно четное. Домкраты каждой группы одинаковы по конструкции.

Обычно используются четырехопорные схемы горизонтирования [3]. Среди них можно выделить три вида схем горизонтирования:

- диагональную;
- продольно-поперечную;
- трехточечную.

Трехточечная схема горизонтирования имеет широкое применение в военной технике. При такой схеме горизонтирования домкраты передней группы связаны между собой, это обеспечивается закольцовыванием напорных и сливных полостей. Достоинством такой схемы является то, что она может обеспечить достаточно высокую точность углового положения, при этом имеет уменьшенное количество управляющих элементов.

В каждой из вышеперечисленных схем горизонтирование выполняется в два этапа.

Горизонтирование современных транспортных машин и антенных постов с трехточечной схемой выполняется двумя методами.

Горизонтирование по первому методу выполняется по средствам дозаторов небольшими порциями рабочей жидкости. В системе имеется датчик, который определяет, на какой угол необходимо отгоризонтировать машину или антенный пост. Чаще всего значение угла заранее известно, так как горизонтирование и вывешивание выполняется на специально подготовленной рабочей площадке, угол наклона которой составляет около 4°. Далее система управления производит вычисления и подает сигнал в электромагнитные краны на выполнение необходимых операций.

Второй метод горизонтирования предполагает определение угла машины или платформы с помощью датчика. Далее система управления рассчитывает время, необходимое для горизонтирования в зависимости от высоты подъема.

Операцию горизонтирования выполняют в два этапа:

1. грубый режим, при котором горизонтирование выполняется с максимально возможной скоростью до определенного угла (~10'...20');
2. точный режим, при котором происходит доведение до необходимого угла методом дозирования с меньшей скоростью, по сравнению с грубым режимом.

Так как горизонтирование в грубом режиме выполняется с максимальной скоростью подачи рабочей жидкости, это может привести к колебаниям металлоконструкции машины, поэтому перед тем как перейти от грубого режима горизонтирования к точному, системе требуется некоторое время на успокоение и затухание колебаний. Обычно это время порядка 8 секунд. Далее система управления определяет текущее угловое положение машины и начинает производить горизонтирование в точном режиме. После достижения требуемого углового положения системы горизонтирования прекращается.

Обычно в систему управления машиной закладывается программа подгоризонтирования. Она применяется в том случае, когда из-за податливости грунта машина начинает проседать и появляется крен. Так же для исключения крена иногда в конструкции домкратов используются тарелки большого диаметра.

Стоит отметить, что все указанные операции производятся автоматически по алгоритмам, заложенным в систему управления.

Иногда для увеличения поперечной базы между домкратами в конструкции привода горизонтирования аутригера. Их применение позволяет достичь большой устойчивости машины, однако увеличивает количество технологических операций и увеличивает время развертывания комплекса.

В подвижных пусковых установках для операций горизонтирования и вывешивания в качестве опор часто используются винтовые домкраты (см. рисунок 4а). Такие домкраты отличаются простотой конструкции, высокой степенью надежности, однако у них низкий КПД (~0,15). Они применяются в таких пусковых установках, в которых отсутствует гидравлическая система. Например, винтовые домкраты с ручным приводом применяются в системах залпового огня БМ-14, БМ-24 и БМД-20, в Б 9П140 «Ураган» [4].

В современных грузовых машинах, антенных постах для горизонтирования используются гидровинтовые домкраты, в конструкции которых используется пара винт-гайка (см. рисунок 4б). Вращение передается на счётчик оборотов, с помощью которого определяют ход домкрата. В конструкции гидровинтового домкрата имеется тормозное устройство, а также гидравлический замок, который необходим для предотвращения самопроизвольного выдвижения домкрата. К достоинствам таких домкратов можно отнести то, что они имеют высокий КПД (~0,7...0,85) и стабильное положение вывешенной ПУ в течение неограниченного времени за счет самотормозящейся пары «винт-гайка».

В грузоподъемных машинах в качестве выдвижных опор в аутригерах могут применяться электромеханические домкраты как альтернатива гидравлическим приводам (см. рисунок 4в).

Выбор типа домкрата зависит от того, имеется ли в машине гидравлическая система. Если таковая присутствует, то целесообразнее использовать гидравлические домкраты. Если же она отсутствует в машине или комплексе, то используются винтовые домкраты.

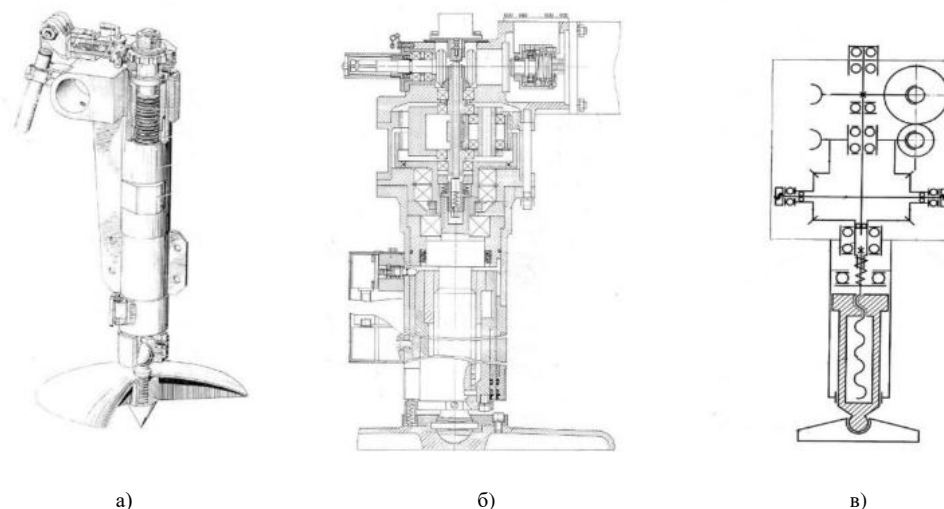


Рисунок 4. Виды домкратов: а) винтовой домкрат; б) гидровинтовой домкрат; в) электромеханический домкрат

Методы ведения современных боевых действий предъявляют высокие требования к комплексам разных типов. К таким требованиям можно отнести сокращение времени перевода пусковой установки из транспортного положения в боевое и наоборот, а также время покидания комплексом позиции. От времени выполнения этих операций зависит эффективность применения комплекса и его уязвимость.

Боевая готовность воинских частей и подразделений во многом определяется оперативностью выполнения операций перевода комплекса в боевое положение, возвращения в исходное состояние, выравнивания в горизонтальной плоскости опорной платформы, перезарядки, технического обслуживания, развертывания антенных постов.

В настоящее время разработчики к основным направлениям развития ракетных систем залпового огня относят: минимизацию времени реакции боевой машины на отклонение опорной платформы за счет адаптивирования и автоматизации процессов подготовки и проведения стрельб; роботизацию отдельных функций этих процессов; обеспечение перевода боевой машины из исходного положения в боевое и обратно без выхода оператора из кабины.

Одним из направлений развития боевых комплексов и антенных постов является сокращение времени операции горизонтирования. В современных комплексах этот процесс выполняется в несколько этапов в двух режимах, при этом требуется время на затухание колебаний системы. В общей сложности он занимает около 5 минут. Это довольно большой промежуток времени, который в условиях ведения современных боевых действий может привести уязвимости комплекса, так как за это время противник может нанести свой удар.

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

Для снижения 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 выдвижения гидропор от времени.

При этом необходимо обеспечить работоспособность конструкции, выполнение критериев прочности и жесткости. Такой привод горизонтирования мог бы иметь применение не только в военной технике, но в машинах общегражданского применения.

#### **Библиографический список**

1. Иванов, Е.В. , Нестеров, В.Н. Анализ способов горизонтирования опорных платформ образцов вооружения и военной техники. *Fundamental Research* №5, 2017. – 46-50 с.
2. Храмов, Б.А. Основы теории и проектирования устройств и систем боевого железнодорожного ракетного комплекса: учебное пособие/ Б.А. Храмов: Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2005. – 112 с.
3. Храмов, Б.А., Гусев, А.В. Проблематика проектирования современных приводов горизонтирования мобильных грузовых платформ.
4. Щербаков, Б.Ф. Наземные оперативно-тактические ракетные комплексы: учебное пособие/Б.Ф. Щербаков: Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2008. – 161 с.

УДК 007.52

### **ПРИМЕНЕНИЕ РОБОТИЗИРОВАННЫХ КОМПЛЕКСОВ ДЛЯ ДОСТАВКИ НЕОБХОДИМЫХ РЕСУРСОВ НА БОЕВЫЕ ПОЗИЦИИ**

*Н. Ю. Гардубей, Д. В. Сизько, Д. В. Мезенцев*

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

Исходя из опыта военных конфликтов в разных регионах мира, появилась необходимость максимально автоматизировать выполнение различных боевых задач путем внедрения роботизированных комплексов (РТК) в Вооруженные силы Российской Федерации для сохранения жизни и здоровья личного состава. Также нововведение стало возможным благодаря прогрессу в развитии электромеханических систем, технологий производства полупроводников, микропроцессорных систем управления.

Наряду с использованием роботов при выполнении типовых рутинных или высокоточных манипуляций актуально применение робототехнических систем в тех сферах деятельности, где велик риск причинения вреда для здоровья или жизни человека [1].

В настоящее время активные разработки различных РТК ведутся в сфере материально-технического обеспечения Вооруженных сил Российской Федерации. В первую очередь, использование РТК призвано исключить потери среди личного состава от огня противника при доставке в подразделения боеприпасов, ГСМ, продовольствия, эвакуации раненых и больных. Во вторую очередь, по решению командира подразделения, производится подача других материальных

средств – военно-техническое имущество (ВТИ), зимнее (летнее) обмундирование (при резкой смене погоды) и др.

В связи с этим к наземным РТК предъявляются следующие требования:

- способность к восприятию;
- способности к адаптации (прежде всего, за счёт сенсорного обеспечения, реконфигурируемости, комплексирования систем и развития интеллектуальности);
- способности к передвижению (в том числе, за счёт качественного (интерпретирующего) управления движением);
- способности автономно принимать решения;
- уровня взаимодействия робота с человеком-оператором (включая управление от человека-оператора, например, посредством интеллектуальных интерфейсов с виртуальной реальностью) и другими роботами (особенно, при групповом применении и управлении);
- социальных способностей.

В случаях, когда ресурсы подразделения в ходе боевых действий приближаются к черте неснижаемого запаса, а также в других критических ситуациях, необходимо производить обеспечение ресурсами в значительных объемах и эвакуировать раненых. Решение такой задачи предлагают предприятие ОАО «Станкомаш» г. Челябинск и НИИ (ВСИ МТО ВС РФ) ВА МТО – снабжение служб МТО роботизированными платформами (рисунок 1).



Рис. 1. Перспективная универсальная роботизированная платформа МТО

Основу роботизированной платформы составляет глубоко модернизированный тягач МТ-ЛБу. Роботизированная платформа предназначена для выполнения задач подвоза боеприпасов и других материальных средств, эвакуации раненых и ВВТ в тактической зоне непосредственно под огнем противника. У таких платформ масса полезной нагрузки – до 3000 кг и запас хода до 1000 км (таблица 1) [2]. Для обеспечения жизни эвакуируемых и сохранности перевозимого груза у роботизированной платформы предусмотрено противопульное и противоосколочное бронирование. Такие транспортёры могут выполнять задачи в экстремальных условиях Крайнего Севера, Сибири, Дальнего Востока и Забайкалья, без участия человека.

Таблица 1  
Тактико-технические характеристики образцов отечественных наземных РТК ВН

ТТХ	Принятые на эксплуатацию в ВС РФ	Разработанные в инициативном порядке				
	«Платформа-М»	Платформа Транспортно-эвакуационная	РТК среднего класса «Пелец 300-РК»	Робототехническая платформа среднего класса «АРГО»	Автономный робототехнический комплекс «SRX 3»	Универсальная роботизированная платформа МТО
Снаряженная масса, кг	800	580	480	1020	270	12000
Габариты, м (Д/Ш/В)	1,6/1,2/1,2	2,1/1,6/0,8	2,2/1,65/1,21	3,35/1,85/1,65	1,85/1,11/0,85	7,21/2,85/2,03
Максимальная скорость, км/ч	12	12	20	20	20	60
Дальность	1,5	1,5	1,0	5	--	5

действие радиоканала, км						
Время непрерывной работы, ч	48	48	--	20	8	
Запас хода, км	--	--	--	150		1000
Масса полезной нагрузки, кг	300	400	500	--	70	3000
Класс бронезащиты	3	3	отсутствует	отсутствует	отсутствует	Противопульное, противоосколочное бронирование
Преодолеваемый уклон, град	25	45	--	--	30	35
Преодолеваемые препятствия: стенка высотой, м. ров шириной, м.	0,2	0,35	--	--	--	0,7 2,2

Продолжение таблицы 1

Диапазон рабочих температур, град	-30...50	-30...50	--	--	-40...45	- 50...50
Плавающий	-	-	+	+	-	+ (до 10 км/ч)
Система управления	Дистанционная, по р/к	Дистанционная, по р/к	Дистанционная, по р/к; следование за в/сл в автоматическом режиме	Дистанционная, по р/к	Автономная система управления	Дистанционная, по р/к
Разработчик	ОАО «НИТИ «Прогресс» (г. Ижевск)	ОАО «НИТИ «Прогресс» (г. Ижевск)	«Пелец» (г. Череповец), МАИ	ФГУП «ГосНИИПП»	ООО «СМП Роботикс» (г. Зеленоград).	ООО «Станкомаш», г. Челябинск

Также можно использовать совершенно новую боевую машину «Крымск», которая успешно прошла испытания с принципиально новой для бронетехники двигательной установкой (рисунок 2).



Рис. 2. Перспективная роботизированная платформа «Крымск»

По словам представителей ВПК: «Крымск» – это практически готовая дистанционно управляемая платформа. Аппаратные возможности электронных систем экспериментального макетного образца уже в настоящее время позволяют реализовать дистанционное управление им, а при незначительных

доработках и разработке соответствующих алгоритмов управления и программ – создать роботизированную платформу [3].

Для выполнения специальных задач и снабжения ресурсами роты или взвода проектируются малогабаритные робототехнические комплексы (рисунок 3). Как правило, такие платформы имеют грузоподъемность от 70 до 500 кг, без грузового модуля, на базе вездеходов гражданского назначения и не имеют бронирования (таблица 1). Преимуществом таких РТК является их малозаметность и затрудненность перехвата РТК силами противника.

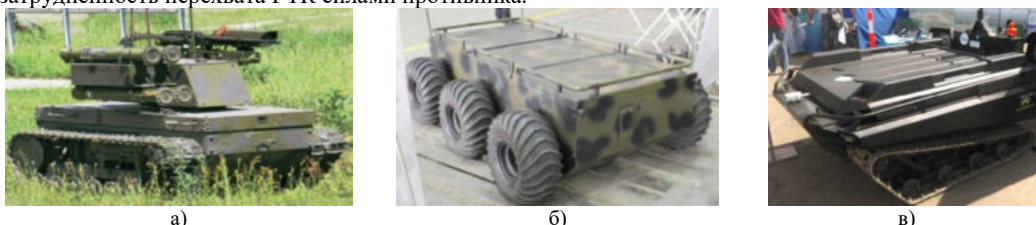


Рис. 3. РТК «Платформа-М», производитель ОАО «НИТИ «Прогресс» (г. Ижевск) (а); Платформа транспортно-эвакуационная, производитель ОАО «НИТИ «Прогресс» (г. Ижевск) (б); Платформа транспортно-эвакуационная, производитель «Пелец» (г. Череповец), МАИ (в)

В настоящее время в ВС РФ используются малогабаритные робототехнические комплексы преимущественно в виде боевых машин и машин специальных работ, у которых транспортировка полезной нагрузки является опциональной («Платформа-М», рисунок 3 (а)) или отсутствует («Уран-9», «Разнобой» и др.). Управляются такие РТК по радиосвязи, дистанционно. Однако, в последнее время уже появились РТК с основным предназначением «транспортировка грузов». Такие малогабаритные комплексы позволят доставлять грузы первой необходимости непосредственно подразделению (отделению, взводу) на боевую позицию без потери среди личного состава МТО.

Авторами предлагается использовать в сочетании роботизированные платформы и малогабаритные РТК. Принципиальная схема доставки необходимых ресурсов непосредственно взводам (отделениям) приведена на рисунке 4.

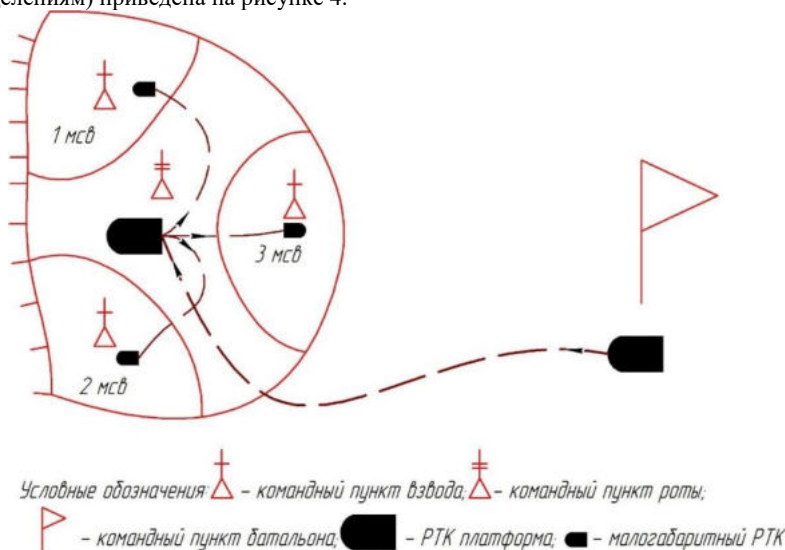


Рис. 4. Схема доставки полезной нагрузки от командного пункта батальона до командных пунктов взводов

Предполагается, что полезная нагрузка будет доставляться в командный пункт роты с помощью универсальной роботизированной платформы МТО, предварительно комплектуясь ресурсами и малогабаритными РТК в командном пункте батальона. Доставка непосредственно на позиции взводов осуществляется с помощью малогабаритных РТК, вывести из строя которые проблематично по причине незаметности.

Таким образом вероятность потерь личного состава и доставляемых ресурсов технического обеспечения снижены, что положительно скажется на эффективности функционирования системы материально-технического обеспечения в целом.

#### **Библиографический список**

1. А. В. Запевалов, К. С. Игнатова, В. И. Воронов. Прототипирование роботизированной платформы для автоматизированной покраски вантовых и цилиндрических конструкций. – 78 стр.
2. А.В. Лопота, А.Б. Николаев. Наземные робототехнические комплексы военного и специального назначения. – 30 стр.
3. Последние новости науки и техники. Будь на пике технического прогресса. Роботоперспективы армии России 02.08.2013 [Электронный ресурс] //Техномания: сайт.– Режим доступа: <http://texnomaniya.ru/voennaya-texnika/robotoperspektivi-armii-rossii.html>. –Заглавие с экрана. – (Дата обращения: 10.02.2015).

УДК 621.43.065.4

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

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

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

Современные тенденции развития военной промышленности показывают, что с каждым годом происходит расширение рынка военной авиационной техники, в том числе беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). В зависимости от решаемых задач беспилотные летательные аппараты оснащаются разными видами двигателей: электродвигателями, турбореактивными двигателями (ТРД), двигателями внутреннего сгорания (ДВС), прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД) и т.п. В частности, в разведывательных целях ввиду простоты конструкции и большого запаса хода, как следствие, значительной дальности полета активно используют модели БПЛА с двигателями внутреннего сгорания. Согласно российской квалификации в военном деле беспилотные летательные аппараты подразделяются по взлетной массе и дальности полета [1]:

1. Микро- и мини-БПЛА ближнего радиуса действия – взлётная масса до 5 кг, дальность действия до 25-40 км.
2. Лёгкие БПЛА малого радиуса действия – взлётная масса 5- 50 кг, дальность действия 10-70 км.
3. Лёгкие БПЛА среднего радиуса действия – взлётная масса 50-100 кг, дальность действия 70-150 (250) км.
4. Средние БПЛА – взлётная масса 100-300 кг, дальность действия 150-1000 км.
5. Средне-тяжёлые БПЛА – взлётная масса 300-500 кг, дальность действия 70-300 км.
6. Тяжёлые БПЛА среднего радиуса действия – взлётная масса более 500 кг, дальность действия 70-300 км.
7. Тяжёлые БПЛА большой продолжительности полёта – взлётная масса более 1500 кг, дальность действия около 1500 км.
8. Беспилотные боевые самолёты – взлётная масса более 500 кг, дальностью около 1500 км.

Основными демаскирующими факторами у беспилотных летательных аппаратов с ДВС являются тепловое и шумовое излучения. Снижение интенсивности шума, излучаемого ДВС БПЛА является актуальной задачей.

В данной статье рассмотрены вопросы исследования шума выхлопной системы ДВС малой мощности, приведен характер излучения шума, показано различие шума ДВС малой мощности от шума ДВС большой мощности.

Из литературы [2] известно, что шум выпуска двигателя внутреннего сгорания имеет аэродинамическое происхождение из-за нестационарных процессов в газовом потоке. Установлено, что основными источниками шума выпуска являются турбулентные пульсации и колеблющиеся скачки давления в отработавших газах. Кривая колебаний давления на выходе выпускного коллектора ДВС представляет собой периодически повторяющиеся импульсы, которые обуславливают звуковые волны высокой интенсивности в окружающем пространстве. Природа образования шума в выпускных системах ДВС исследована достаточно подробно. В момент открытия выпускных клапанов газы резко устремляются из рабочего цилиндра в выпускную систему, что приводит к интенсивному падению давления в цилиндре. Местные изменения давления, возникающие в районе

выпускных клапанов, распространяются по длине выпускного коллектора со скоростью, близкой к скорости звука. Вследствие многократных отражений в цилиндре возникает затухающий газодинамический колебательный процесс. Подобный процесс происходит и в выпускном коллекторе. Наличие сложных колебательных процессов выпускных газов и вихреобразования обуславливают сплошной спектр шума на выпуске. Помимо этого, шум ДВС на выпуске характеризуется большой нестационарностью во времени, что оказывает существенное влияние на его субъективное восприятие. Общий уровень и спектральный состав шума на выпуске в основном определяются числом оборотов коленчатого вала ДВС, числом рабочих цилиндров, величиной противодавления выпуску и «время-сечением» выпускных клапанов.

В работе авторов [3] представлен акустический сигнал пилообразной формы, записанный в зоне истечения выхлопной струи ДВС большегрузного автомобиля «КамАЗ». Согласно литературным источникам [4-6] данная форма сигнала свидетельствует о ударно-волновом характере шума выпускных газов ДВС.

Работа посвящена исследованию шума, генерируемого выхлопной системой ДВС малой мощности беспилотного летательного аппарата. ДВС крепился к моторному стенду и представлял собой поршневой одноцилиндровый двухтактный двигатель внутреннего сгорания ZDZ-80. Запись акустического сигнала (Рис. 1) проводилась в соответствии с ГОСТ Р 52231-2004 [7]. В качестве средства измерения использовался аппаратный комплекс «Экофизика 110 А» с конденсаторными микрофонами. При измерении уровня звука микрофон располагался на расстоянии 3,5 м под углом  $45^\circ$  к выхлопной струе обработавших газов двигателя.

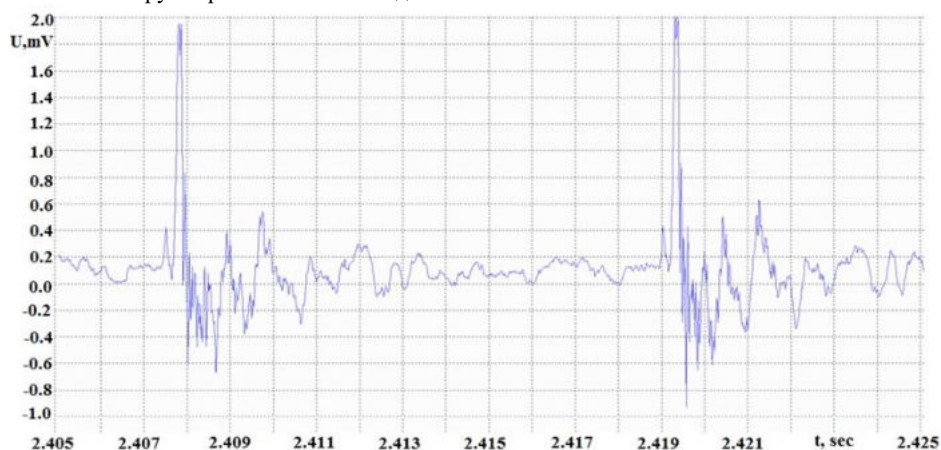


Рис. 1. Акустический сигнал, записанный в зоне истечения выхлопных газов ДВС малой мощности БПЛА при частоте вращения вала двигателя 5000 об/мин

В результате анализа измеренного акустического сигнала было выяснено, что шум ДВС имеет импульсный характер. Полученные данные косвенно свидетельствуют о схожести процессов шумообразования, протекающих в ДВС как больших, так и малых мощностей. Следует отметить, что в спектре шума выхлопных газов ДВС, как правило, преобладают низкочастотные составляющие. Снижение шума ДВС большой мощности происходит в системе выхлопа автомобиля, которая включает в себя систему труб, а также глушитель с нейтрализатором газов. Расположение этих элементов и их количество может быть произвольным, так как оно существенно не влияет на основные технические характеристики автомобиля. Другие конструктивные требования предъявляются к выхлопной системе ДВС малой мощности, используемых в составе БПЛА. Наряду с эффективностью его работы глушитель должен иметь маленькие габаритные размеры и малый вес. Это накладывает ограничение на выбор оптимальных конструкторских решений по созданию высокоэффективного глушителя. Под эффективностью работы глушителя подразумевается малое гидравлическое сопротивление и снижение уровня звукового давления не менее 20-25 дБ.

Авторами статьи рассматривалось несколько схем глушителей, разработанных для ДВС малой мощности БПЛА [8, 9]. На основе опытных данных из них выбрана наиболее оптимальная схема, по которой создан опытный глушитель шума для ДВС малой мощности. Конструктивная схема такого глушителя представлена на рисунке 2.



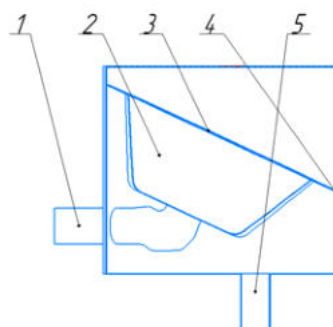


Рис. 2. Схема глушителя шума ДВС БПЛА

Предлагаемый глушитель позволяет снижать шум в широком диапазоне частот вследствие многократного отражения акустических волн газового потока от различных преград. Звуковые волны отработанных газов, распространяясь по впускному патрубку 5, устремляются в первую расширительную камеру, где теряют свою энергию за счет многократного отражения от внутренней поверхности самого глушителя и от внешней части полуэллипсоидной вставки 2. Далее, звуковые волны с частично сниженной энергией огибают вставку, теряя при этом определенную часть оставшейся звуковой энергии за счет дросселирования газового потока. Эффект дросселирования происходит при прохождении газов через кольцевой зазор 4. При попадании волн во вторую расширительную камеру наблюдается схожий процесс шумоглушения - диссипация звуковой энергии многократным отражением от внутренней поверхности глушителя. Значительная часть энергии пульсаций давления теряется при прохождении газов через перфорированную перегородку 3 и в третьей расширительной камере. Ослабленные волны давления отработавших газов истекают в атмосферу через выходной патрубок 1. Также следует отметить, что благодаря равенству площадей входного и выходного патрубков, кольцевого зазора в глушителе обеспечивается минимальное гидравлическое сопротивление.

Оптимизация конструкции глушителя проводилась на безмоторном испытательном стенде (БИС), структурная схема которого приведена на рисунке 3. БИС позволял детально исследовать влияние конструктивных элементов глушителя на уровень звукового давления воздушной струи на выходном срезе при варьировании входных параметров пульсирующей струи: частоты (от 30 до 475 Гц), уровня звукового давления (до 125 дБ), суммарного объемного расхода воздуха (от 0,46 до 6,05 м<sup>3</sup>/ч).

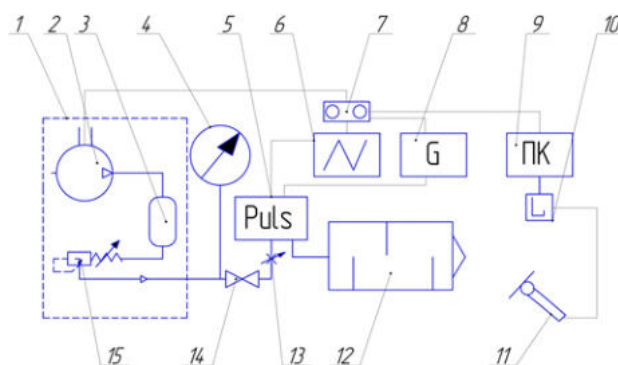


Рис. 3. Структурная схема безмоторного испытательного стенда

БИС включал следующие элементы: компрессор 2, ресивер 3, манометр 4, генератор пульсаций (пульсатор) 5, осциллограф 6, пульт управления 7, частотный преобразователь 8, ПК 9, шумомер 10, микрофон 11, глушитель шума 12, диафрагму 13, кран 14, редуктор 15. При этом компрессор с ресивером и редуктором располагались в звукоизолированной камере 1. В качестве регистрирующей аппаратуры использовался измерительный шестиканальный комплекс «Экофизика 110 А» с программным обеспечением «Signal +».

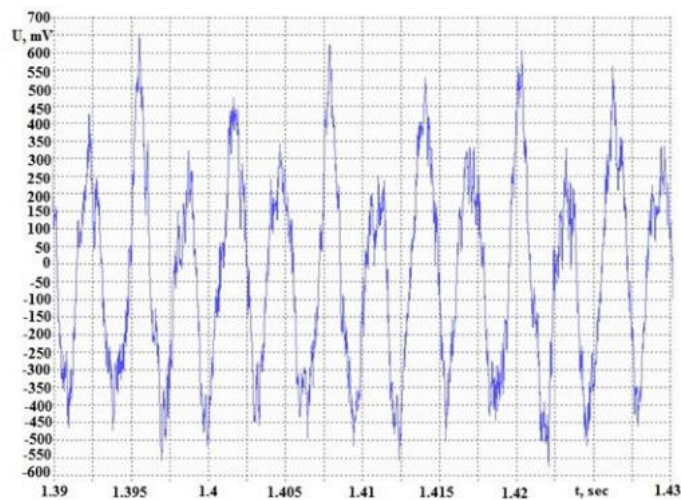


Рис. 4. Акустический сигнал воздушной струи БИС на 5160 об/мин

Достоинством безмоторного испытательного стенда являлось то, что стенд позволял генерировать слабые ударные волны струи воздуха с требуемыми частотами и уровнем звукового давления. Для примера, на рисунке 4 приведен акустический сигнал, записанный на частоте 5160 об/мин при давлении воздуха в ресивере 6 атм.

По итогам исследования можно сделать следующие выводы:

1. Шум ДВС представляет собой импульсы давления отработавших газов высокой интенсивности.
2. Вид акустического сигнала выхлопных газов от ДВС малой мощности имеет форму пилообразной кривой и качественно совпадает с сигналом от ДВС большой мощности, что свидетельствует об одинаковой природе шумообразования.
3. 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.
4. Оптимальной конструкцией глушителя для снижения ударно-волнового шума выхлопных газов ДВС малой мощности беспилотника в соответствии с предъявляемыми требованиями оказался вариант цилиндрической формы с внутренними составляющими в виде полуэллипсоидной вставки и перфорированной перегородки.

#### Библиографический список

- 1-й Российский сайт о ракетной технике и технологии: MISSILES.RU: [сайт]/ сост. и ред. Е. Ерохин. [2009]. URL:[http://www.missiles.ru/UAV\\_class.htm](http://www.missiles.ru/UAV_class.htm) (дата обращения: 20.03.2018).
5. Скобцов Е.А., Изотов А.Д. Методы снижения вибраций и шума дизелей. М.: Машгиз, 1962. 192с.
6. Кочергин А.В. Диаграмма направленности шума, излучаемого двигателем внутреннего сгорания неподвижного автомобиля «ЖамАЗ»/А. В. Кочергин, Г. И. Павлов, С. Ю. Гармонов, О. Р. Ситников, К. А. Кочергина, Л. Н. Саматова, А. И. Ахметшина, А. Е. Егоров//Вестник Казанского технологического университета. Казань, 2012. Т.15, В.16. С. 233-235.
7. Руденко О.В., Соляян С.И. Теоретические основы нелинейной акустики. М.: Наука, 1975. 287 с.
8. Солоухин Р.И. Ударные волны и детонация в газах. М.: Физматгиз, 1963. 176 с.
9. Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.: Наука, 1966. 688с.
10. ГОСТ Р 52231-2004 Внешний шум автомобилей в эксплуатации. Допустимые уровни и методы измерения. Подробнее: <http://zakonrus.ru/gost/gr52231-2004.html> (дата обращения: 20.03.2018).
11. Павлов Г.И. Экспериментальные исследования глушителей шума разной конструкции, предназначенные для ДВС малой мощности/Г.И. Павлов, Е.А. Суховая, Д.А. Теляшов.//Проблемы теплообмена и гидродинамики в энергомашиностроении: Материалы докладов X школы-

семинара молодых ученых и специалистов академика РАН В.Е. Алемасова. Казань, 13 – 15 сентября 2016г. Казань: КазНЦ РАН, 2016. С. 351-354.

12. Суховая Е.А. Разработка глушителя шума ДВС малой мощности применительно к беспилотным летательным аппаратам/Е.А. Суховая, Д.А. Теляшов, М.А. Никитин, Г.И. Павлов//Материалы докладов XXIII Международной молодёжной научной конференции (школы молодых ученых) «Туполевские чтения» (г. Казань, 8–10 ноября 2017 г.). Казань, 2017. Т.1. С. 982 –987.

УДК 629.365

## ВЛИЯНИЕ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ШИНАХ В МНОГОЦЕЛЕВЫХ КОЛЁСНЫХ МАШИНАХ НА ИХ ТЯГОВО-СЦЕПНЫЕ СВОЙСТВА И ПРОХОДИМОСТЬ ПО ГРУНТАМ СО СЛАБОЙ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТЬЮ

А. А. Суши́в., Р. Ю. Макаренко

Белорусский национальный технический университет

Известно, что давление воздуха в шинах мобильных машин влияет на тягово-сцепные свойства и проходимость, особенно при движении по грунтам со слабой несущей способностью. При снижении его до определенного предела увеличивается опорная поверхность шины, снижается давление на грунтовую поверхность, что ведёт к улучшению тягово-сцепных свойств и проходимости мобильных машин, экономичности и другим положительным показателям. Увеличение давления ведёт к ухудшению тягово-сцепных свойств и проходимости, но к повышению экономичности и увеличению долговечности шин при движении по грунтовым дорогам и дорогам с искусственным покрытием.

Как показывают результаты научных исследований, проведённых в Мюнхенском университете (ФРГ) [2], понижение давления в соответствии с заданным технологическим режимом работы колёсного трактора при движении по различным грунтовым поверхностям и в различное время года повышает тяговые и экономические показатели на 15...20 %. Однако, регулирование давления производится водителем в зависимости от режима работы.

Нами предлагается метод автоматического регулирования давления воздуха в шинах в зависимости от физико-механических свойств грунтовой поверхности, влажности и других показателей.

Суть метода состоит в том, что сила тяги (движущая сила) мобильной машины зависит от буксования. При некоторой величине буксования она достигает максимума, а затем снижается. При этом регулирование воздуха автоматически ориентируется на режим  $dF_k/d\delta \rightarrow 0$  или  $d\delta/dF_k \rightarrow \infty$ , рисунок 1.

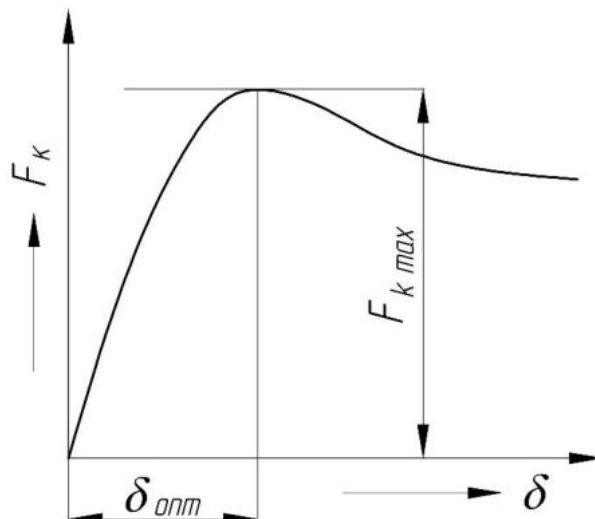


Рис. 1. Зависимость силы  $F_k$  тяги от буксования  $\delta$

Расчётные режимы  $F_k = f(\delta)$  основаны на алгоритме процесса взаимодействия ведущего колеса с грунтовой поверхностью, предложенном профессором Гуськовым [1] с учётом сжатия и сдвига от нормальной и тангенциальной нагрузок в динамическом её приложении, предложенные профессором В.В. Кацыгиным [1].

Расчёт ведётся по уравнению:

$$F_k = \int_0^{L_{np}} \frac{2 \cdot b \cdot f_{ск} \cdot q_x}{L_{np} \cdot \delta_x} \cdot \left(1 + \frac{f_n}{ch \frac{\delta_x \cdot L_{np}}{k_\tau}}\right) \cdot th \frac{\delta_x \cdot L_{np}}{k_\tau} dL_{np}$$

где  $f_{ск}$  и  $f_n$  – коэффициенты трения скольжения и покоя;  $k_\tau$  – коэффициент деформации, м;  $q_x$  – давление, Н/м<sup>2</sup>;  $b$  – ширина колеса, м;  $L_{np}$  – приведенная длина опорной поверхности колеса, м,

рассчитывается по формуле  $L_{np} = \frac{D_0}{2} \cdot \arctg \sqrt{\frac{D_{np} \cdot h - h^2}{0,5 \cdot D_{np} - h}} + \sqrt{D_{np} \cdot h}$ , где  $h$  – глубина колес, м;  $\delta_x$  – буксование, в долях единицы.

На рисунке 2 приведён расчет влияния тягово-сцепных свойств ведущего колеса (шина 580/70R42) с размерами  $D_0 = 1,9$  м;  $b_0 = 0,714$  м при изменении давления воздуха  $P_w$  в шине в пределах от 150 до 550 Мпа при нормальной нагрузке в  $G = 30$  кН, движущегося по стерне суглинка нормальной влажности ( $W = 16\%$ ), имеющего следующие физико-механические свойства:  $f_{ск} = 0,76$ ,  $f_n = 0,79$ ,  $k_\tau = 0,04$  м.

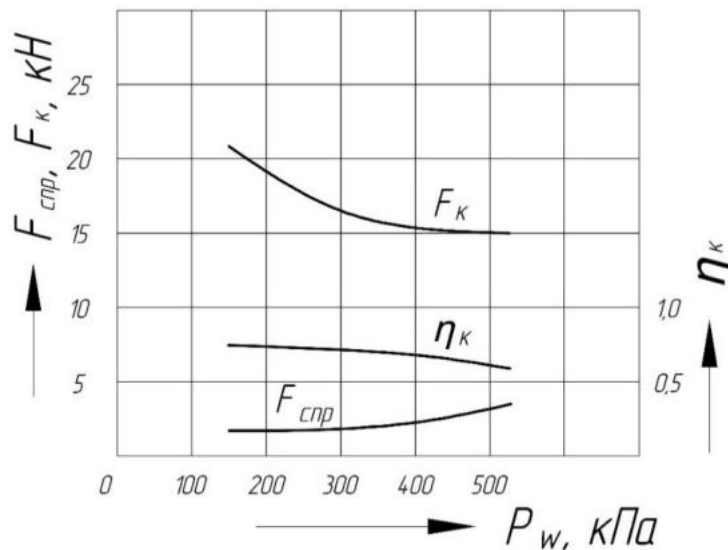


Рис. 2. Влияние давления воздуха в шине ведущего колеса. Здесь  $\eta_k = (1 - \delta) \cdot (1 - F_{спр}/F_k)$ , где  $\delta$  – буксование, в долях единицы;  $F_{спр}$  – сила сопротивления за счет мятая грунта движителем и образования колес, кН;  $F_k$  – касательная сила тяги, кН

Из рисунка видно, что снижение давления ведёт к улучшению тягово-сцепных качеств ведущего колеса.

#### Библиографический список

1. Многоцелевые гусеничные и колесные машины: теория / В. П. Бойков [и др.] / под общ. ред. В. П. Бойкова. Минск: Новое знание; М.: ИНФРА-М, 2012. – 543 с.
2. Бернхард, Х. Давление + Балласт = Мощность? / Х. Бернхард, М. Хекман, Т. Махт // Новое сельское хозяйство. – 2011. – № 4. – С. 72-75.

УДК 623.4

## ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ВОССТАНОВЛЕНИЯ КАНАЛА СТВОЛА АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ОРУДИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

*А. С. Тетенькин, П. П. Серебrenицкий*

*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.

Канал ствола артиллерийского орудия, исчерпавшего свой технический ресурс по критерию износа канала ствола, представляет собой поверхность, неравномерно изношенную по форме и размеру в продольном и поперечном сечении, поверхностный слой которой на глубине до 200 мкм [1] имеет структурные повреждения, химические превращения и микротрещины, вызванные термической усталостью металла.

Наличие износа приводит к падению начальной скорости снаряда, увеличению рассеивания снарядов, систематическому срезанию ведущего пояaska (срыву снаряда с нарезов – для нарезных орудий) и, как следствие, к невозможности выполнения боевых задач с требуемой эффективностью.

В существующей системе ремонта вооружения стволы, исчерпавшие свой ресурс, не восстанавливают, а заменяют новыми. [2] 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.

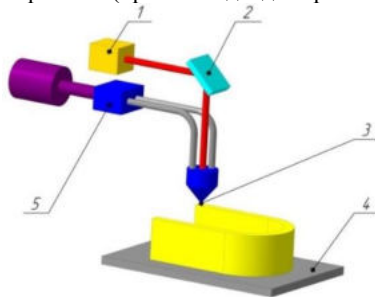
Возможным решением сложившейся проблемы является внедрение в систему ремонта вооружения и военной техники (ВВТ) современных технологий, одними из которых являются аддитивные технологии или аддитивное производство.

В соответствии с ГОСТ Р 57558–2017/ISO/ASTM 52900:2015 под аддитивным производством или аддитивным технологическим процессом (additive manufacturing) понимается процесс изготовления деталей, который основан на создании физического объекта по электронной геометрической модели путем добавления материала, как правило, слой за слоем, в отличие от вычитающего (субтрактивного) производства (механической обработки) и традиционного формообразующего производства (литья, штамповки) [3].

Основными направлениями применения аддитивных технологий в ремонтном производстве ВВТ являются [4]:

- восстановление изношенных поверхностей деталей;
- изготовление дополнительных ремонтных деталей;
- изготовление деталей, снятых с производства;
- ремонт и изготовление технологической оснастки;
- изготовление вновь разработанных деталей при капитальном ремонте с модернизацией;
- изготовление полноразмерных моделей для выполнения макетирования и оценки эргономики и функциональности разработанной конструкции при капитальном ремонте с модернизацией.

Из всего многообразия технологий аддитивного производства, на наш взгляд, наиболее подходящими для восстановления стволов артиллерийских орудий являются технологии, работающие по типу процесса Directed energy deposition (прямой подвод энергии и материала) (рисунок 1).



1 – источник энергии; 2 – система зеркал; 3 – зона построения; 4 – платформа построения; 5 – система подачи материала

Рис. 1. Схема работы установки аддитивного производства по методу Direct Deposition

Directed energy deposition – процесс аддитивного производства, в котором энергия от внешнего источника используется для соединения материалов путем их сплавления в процессе нанесения. [3]

Эти технологии предполагают применение машин, оснащенных системами подвода модельного (строительного) материала и энергии – обычно в виде сфокусированного лазерного излучения или электронного луча.

В машиностроительных отраслях наиболее распространенными технологиями являются:

- DMD – Direct Metal Deposition (Прямое осаждение металла), компания DM3D Technology;
- LENS – Laser Engineered Net Shape (Лазерное порошковое формование), компания Optomec;
- EBAM – Electron Beam Additive Manufacturing (Электронно-лучевое аддитивное

производство), компания Insstek.

Для изготовления деталей используются титановые, никелевые и алюминиевые сплавы, инструментальная и нержавеющая сталь в виде порошка или проволоки.

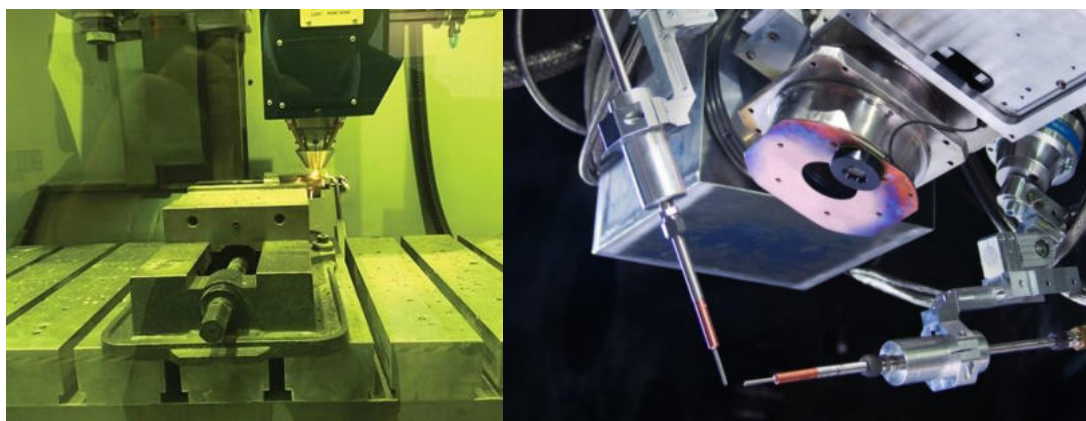
Сравнительный анализ механических свойств порошка LENS IN718 производства компании Optomec и требуемых свойств для оружейных сталей представлен в таблице 1.

Таблица 1. Механические свойства материалов

Параметр	LENS IN718 [5]		Требуемые свойства для группы прочности O-950 [2]
	По горизонтали	По вертикали	
Предел текучести, МПа	1097	1088	1064
Предел прочности при растяжении, МПа	1335	1247	1170
Относительное удлинение, %	16,6	21,7	5, не менее
Относительное остаточное сужение, %	24,9	33	20, не менее

Проведенный анализ механических свойств материалов для аддитивного производства показывает их недостаточную прочность, не говоря уже о стойкости к химическому воздействию продуктов горения пороха и механическому истиранию.

Анализируя технические характеристики существующих 3D-принтеров можно сделать вывод, что на сегодняшний день ни одно оборудование не подходит для восстановления изношенных каналов стволов артиллерийских орудий. Размеры рабочих камер 3D-принтеров, не способны вместить в себя стволы крупнокалиберных орудий, а размеры печатающих головок (рисунок 2) не позволяют произвести восстановление изношенной поверхности канала ствола. Требуется изготовление специальных печатающих головок для подвода материала и энергии в канал ствола, схожих по конструкции, представленной на рисунке 3 производства компании RPM Innovations, Inc (США).



а) 3D-принтер компании Optomec

а) 3D-принтер компании Sciaky

Рис. 2. Печатающие головки 3D-принтеров

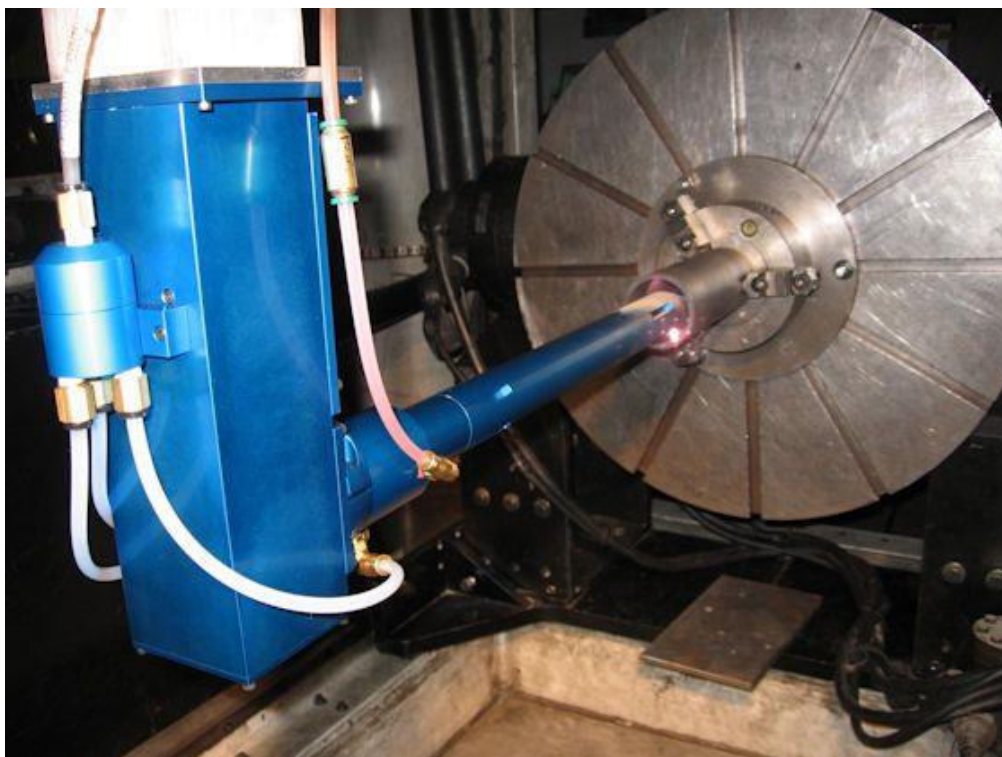


Рис. 3. Печатающая головка Multiple Delivery Head Capabilities

Данная печатающая головка позволяет производить восстановление отверстий диаметром от 57 мм на глубину до 760 мм, что является недостаточным для восстановления стволов крупнокалиберных артиллерийских орудий.

Дополнительные сложности в восстановлении изношенного канала ствола создают технологические особенности его изготовления. Дело в том, что для повышения прочности на заготовках стволов-моноблоков до снятия припусков на механическую обработку проводят операцию автоскрепления, создавая в стенке ствола до выстрела благоприятно ориентированные остаточные напряжения. После чистовой обработки канала и внешней поверхности ствола происходит перераспределение произведенных напряжений в сторону их уменьшения, при этом их общий характер сохраняется. Износ канала ствола в процессе эксплуатации артиллерийского орудия так же приводит к перераспределению внутренних напряжений в сторону их уменьшения. Ввиду того, что перед операцией восстановления должна быть выполнена операция механической обработки канала ствола, что так же приведет к уменьшению благоприятно направленных внутренних напряжений, обеспечение надлежащей (гарантированной) прочности ствола после восстановления становится главной проблемой.

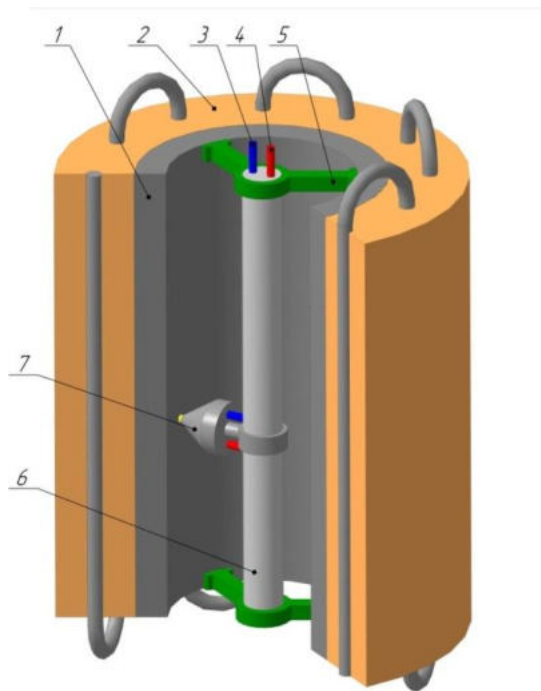
Обобщая результаты проведенного анализа можно сформулировать и систематизировать следующие проблемные вопросы восстановления канала ствола артиллерийского орудия с использованием аддитивных технологий:

- 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.

Таким образом, можно сделать вывод, что на сегодняшний день применение аддитивных технологий для восстановления артиллерийских стволов, исчерпавших свой технический ресурс по критерию износа канала ствола, не представляется возможным.

Решением части обозначенных проблемных вопросов является разработка специализированных систем аддитивного восстановления (рисунок 4), создание которых обеспечит подвод материала и энергии в канал ствола, а также позволит минимизировать тепловое воздействие на ствол при восстановлении.



1 – восстанавливаемая деталь; 2 – терморегулирующий кожух с системой охлаждения; 3 – трубопровод для транспортного газа; 4 – трубопровод для подачи материала; 5 – самоцентрирующиеся опоры; 6 – штанга; 7 – сопло  
Рис. 4. Проект системы аддитивного восстановления глубоких отверстий

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

#### Библиографический список

1. Зайцев А.С. Устройство и проектирование стволов артиллерийских орудий: учебник / А. С. Зайцев. Старый Оскол: ТНТ, 2017. – 388 с.
2. 2. Общее руководство по ремонту ракетно-артиллерийского вооружения. Часть 3. Ремонт артиллерийских орудий, стрелкового оружия и средств ближнего боя. Воениздат, 1982.
3. ГОСТ Р 57558–2017/ISO/ASTM 52900:2015 Аддитивные технологические процессы. Базовые принципы. Часть 1. Термины и определения
4. Звонцов И.Ф., Серебrenицкий П.П., Тетенькин А.С. Основные направления внедрения аддитивных технологий в ремонтное производство вооружения и военной техники. Журнал: «РЕМОНТ. ВОССТАНОВЛЕНИЕ. МОДЕРНИЗАЦИЯ». №10, 2017. Издательство: ООО «Наука и технологии» (г. Москва). ISSN: 1684-2561
5. Производимое оборудование. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://optomec.com>



## СОВРЕМЕННЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СТВОЛОВ Артиллерийских систем

*О. О. Цепяев, В. В. Корзо, Д. Ю. Фадеев*

*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 техническое обслуживание стволов артиллерийских систем, в частности их очистка, осуществляется за счет ручного труда боевого расчета орудия. Данный способ обслуживания является неэффективным с точки зрения трудоемкости и временных затрат. Одним из направлений улучшения способа очистки стволов артиллерийских систем является механизация и автоматизация процесса.

Химическая чистка канала ствола раствором чистящего средства (РЧС) является основным видом чистки и осуществляется для удаления из канала ствола нагара, омеднения и предотвращения коррозии при хранении. Чистят раствором РЧС при температуре окружающего воздуха от минус 10 до плюс 50° С [1].

Состав раствора РЧС:

- вода – 1 л.;
- углекислый аммоний – 200 г.;
- двуххромово-кислый калий (хромпик) – 5-10 г.

Пример нормы расхода раствора РЧС на чистку каналов стволов артиллерийских стволов артиллерийских орудий представлен в таблице 1.

Таблица 1

Нормы расхода раствора РЧС	
Артиллерийская система	Расход раствора РЧС на чистку ствола, л
100-мм пушка МТ-12	5,0
122-мм гаубица Д-30	5,5

Принадлежности из одиночных комплектов ЗИП используемые для чистки каналов стволов представлены на рисунке 1 [2].

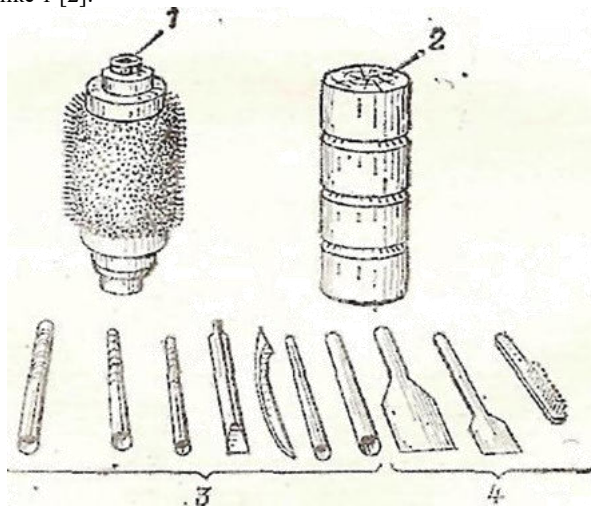


Рис. 1. Принадлежности для чистки артиллерийских орудий:

1 – щетка банника; 2 – пыж; 3 – палочки для чистки углублений и пазов; 4 – лопаточки и щетка для нанесения смазки

Для решения вопросов трудоемкости и временных затрат процесса очистки канала ствола, предприятием промышленности АО ЦНИИ «Буревестник» предложено техническое решение установки для чистки канала ствола (УЧС). Установка для чистки канала ствола ИИЗ9 (рисунок 2)

предназначена для удаления механизированным способом порохового нагара, смазки, омеднения, загрязнения и ржавчины из канала ствола большой номенклатуры самоходных и буксируемых артиллерийских систем [3].



Рис. 2. УЧС 1ИЗ9

УЧС позволяет обслуживать артиллерийские орудия в полевых и стационарных (постоянных парках) условиях. Перечень обслуживаемых УЧС 1ИЗ9 артиллерийских систем представлен в таблице 2.

Таблица 2. Перечень обслуживаемых УЧС артиллерийских систем

Калибр, мм	Артиллерийская система
57	С60
85	Д-44
100	МТ-12
	2А70
	БС-3
115	У-5ТС
120	2А51
	2А60
	2А80
122	М-30
	Д-30
	Д-30А
125	2А26
	2А46
	2А46М
130	М-46
152	Д-20
	2А33
	2А65
	Д-1
	2А36
	МЛ-20

На рисунке 3 представлено автомобильное шасси повышенной проходимости типа КамАЗ 5350 на котором смонтировано УЧС 1ИЗ9.



Рис. 3. Шасси КамАЗ 5350

Установка может работать при питании электроэнергией как от внешней сети, так и от автономного источника энергии, входящего в состав изделия.

Автомобильный кузов-фургон типа К4.5350, устанавливаемый на базовом шасси, предназначен для размещения, монтажа и эксплуатации в нем оборудования. Он также обеспечивает размещение членов расчета УЧС и перевозку дополнительно 2 человек личного состава.

Механизм чистки канала ствола (МЧС) представленный на рисунке 4, является основным элементом, обеспечивающим механизированную чистку каналов стволов артиллерийских орудий. В комплект УЧС включены детали стыковки МЧС с дульной частью ствола орудия, штанги с банниками, направляющие и центрирующие втулки, обоймы, стяжки и заглушки казенной части, инструмент и др. Комплект инструмента и принадлежностей размещен в выдвижных металлических ящиках на стеллажах и специальных ящиках внутри кузова-фургона [4].



Рис. 4. Механизм чистки канала ствола

В УЧС имеются ёмкости для хранения и транспортирования компонентов и приготовления раствора для чистки канала ствола, а также канистры для транспортирования заранее приготовленного раствора чистящего средства и сбора отработанной чистящей жидкости.

В качестве недостатков данной установки, можно выделить:

- большую стоимость УЧС, смонтированной на шасси типа КамАЗм5350;
- необходимость создания специального рабочего участка для размещения стационарного варианта установки;
- оснащение специального рабочего участка промышленной электросетью, стендом для крепления артиллерийских стволов разных калибров и длин, грузоподъемным механизмом.

Авторами статьи предлагается концепция компактного и простого в эксплуатации устройства небольшой потребляемой мощности.

Указанный технический результат достигается тем, что в известной конструкции устройства:

- привод выполнен электрический, малогабаритный;
- привод установлен внутри корпуса механизма;
- короб-переноска, насосная установка для подачи чистящего раствора в зону чистки, емкости для чистящего раствора и узел управления выполнены единым блоком;
- чистящий элемент выполнен в виде банника;
- чистящий раствор подается под давлением через шланг и патрубки к форсункам, расположенным в корпусе.

Выполнение узла чистки в виде механизма на роликовых катках (см. рисунок 5) с приводом от электродвигателя и отсоединяемым банником позволяет уменьшить их габариты при транспортировке.

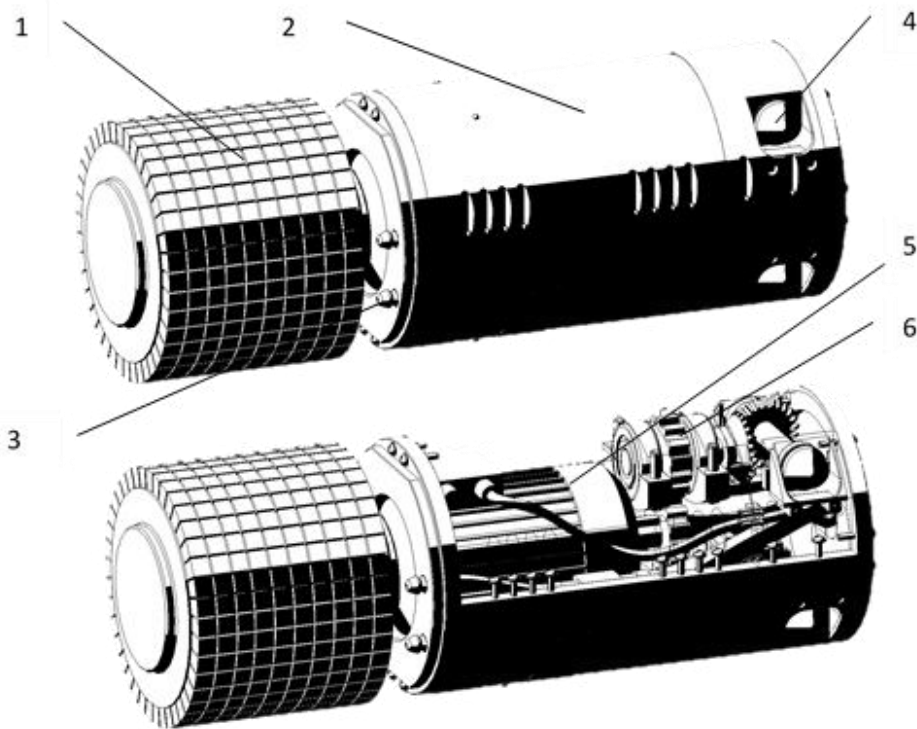


Рисунок 5 – Узел чистки:

1– щетка банника; 2–герметичный корпус; 3–форсунки; 4–роликовые катки; 5–электродвигатель; 6–система зубчатых передач

В корпусе короба-переноски размещена насосная установка, емкости для чистящего раствора, блок управления устройством, шланги для подачи раствора чистящей жидкости к насосу, сменные насадки (банники), кабель-шланг для подачи раствора и электропитания к чистящему узлу.

Короб-переноска (рисунок 6) устанавливается на дульную часть артиллерийского ствола. В зависимости от поставленной задачи к узлу очистки присоединяют насадку (банник). В резервуар заливают чистящий раствор. С помощью блока управления включается привод электродвигателя и насосной установки. Чистящий механизм осуществляет возвратно-поступательные движения в канале ствола, которое ограничивается бесконтактным датчиком (лазерный дальномер), при этом по шлангу и через трубки к форсункам в механизме подается чистящий раствор.

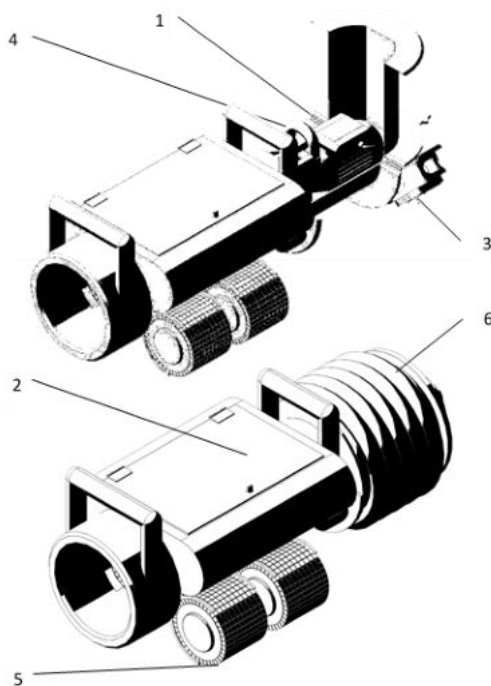


Рисунок 6 – Короб переноска:

1– насосная установка; 2–емкость для чистящего раствора; 3–блок управления устройством; 4–шланг подачи раствора чистящей жидкости к насосной установке; 5–сменные насадки (банники); 6– кабель-шланг для подачи раствора и электропитания к чистящему узлу

Таким образом, устройство чистки канала ствола по заявляемому техническому решению компактно, просто при эксплуатации, монтируется на изделии без применения грузоподъемных механизмов и предварительной подготовки объекта, имеет небольшую потребляемую мощность, безопасно при эксплуатации с растворами типа РЧС, используемых для удаления омеднения и загрязнения канала стволов.

В завершение следует отметить перспективность дальнейшей разработки концепции и последующего проектирования компактного устройства для очистки канала ствола орудия.

#### Библиографический список

1. «Руководство по эксплуатации ракетно-артиллерийского вооружения». Часть 2. М.: Воениздат,– 17 с.
2. Приказ МО РФ №322 от 5.10.1995 г.
3. АО «Центральный Научно-исследовательский институт «Буревестник» [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.burevestnik.com/products/1i39.html>
4. Оружие и техника [Электронный ресурс]. - Режим доступа:[http://www.arms-expo.ru/0500530570511\\_24050052\\_052049052.html](http://www.arms-expo.ru/0500530570511_24050052_052049052.html).

**ПРИМЕНЕНИЕ МОБИЛЬНЫХ СРЕДСТВ ДЛЯ КОМПЛЕКСНОЙ РАЗВЕДКИ ОБЪЕКТОВ  
ТРАНСПОРТНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ В ОСОБЫХ УСЛОВИЯХ**

*Е. Н. Черкасов, В. А. Якушев*

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

Повышения эффективности технической разведки железных дорог при стихийных бедствиях в военное время в особых условиях, а также в трудно достигаемых участках за счет имеющихся и разрабатываемых технических средств, технологий определяется рядом сложившихся в настоящее время положений:

Организация воздушной технической разведки, изложенная в руководстве по технической разведке не соответствует современным условиям. Принятые на оснащение железнодорожных войск беспилотные летательные аппараты (БЛА) типа «Тахион» не в полной мере могут обеспечивать выполнение задач воздушной разведки. Необходима их существенная модернизация или замена на другой комплект БЛА.

– Существующие технологии проведения наземной ТР предполагают использование значительного количества личного состава: штат основных команд технической разведки более 20 человек.

– Система передачи данных непосредственно с объектов наземной разведки в настоящее время представлена только радиосвязью. Графические материалы, данные съемки органы управления получают по окончании разведки, что значительно увеличивает сроки проектных работ.

– В подразделениях технической разведки отсутствуют современные средства измерения, накопления и передачи данных (лазерные дальномеры, электронные планшеты, цифровые фотоаппараты и т.д.)

– Нормативно закрепленные технологии проведения разведки в недостаточной степени учитывают опыт последних локальных войн и конфликтов.

Необходимость и важность решения данной задачи связаны 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 (горы, ущелья, пещеры, болота), 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.

В нормативных документах определено - воздушная разведка проводится в целях оперативного получения данных о состоянии объектов инфраструктуры (участков, объектов). Для выполнения данной задачи ранее предназначались отряды воздушной технической разведки. Как пример, такие отряды находятся в непосредственном подчинении управления железнодорожных войск фронта или железнодорожного корпуса. Они были способны провести разведку до 350 км/сут. На основе этих данных принимались решения по выбору и начертанию восстанавливаемого железнодорожного направления (направлений). В настоящее время таких отрядов нет и соответственно получение необходимых данных о состоянии железных дорог с использованием авиации стало значительно сложнее. Планируемое использование для ведения воздушной разведки БЛА «Тахион» (рис. 1) на данный момент лишь частично решает данную проблему. Радиус действия такого типа БЛА до 40 километров. Они имеют значительное количество ограничений по климатическим условиям их

применения, да и надежность их нормальной работы невысокая. Область применения такого типа БЛА в особых условиях не предусматривает установки аппаратуры для определения радиационного, химического заражения, наличия взрывчатых веществ на объектах разведки. Это означает, что по двум наиболее важным показателям - наличие или отсутствие, радиационного, химического заражения, признаков минирования объектов разведки мы данных иметь не будем. Для обеспечения работы БЛА «Тахион» необходимо два обученных специалиста. Но для выполнения требований, которые ставятся на сегодняшний момент, необходимо иметь БЛА с радиусом действия не менее 150 км, с набором аппаратуры не только для различных видов съемки местности, но и для определения радиационного, химического заражения, признаков минирования объектов.



Рис. 1. Беспилотный летательный аппарат «Тахион»

Решением данных для проблем предлагается использования БЛА имеющий более широкий спектр функций, такой как БПВ – 500 (рис. 2). При массе в 500 килограммов он имеет полезную нагрузку в 150 – 180 килограмм, то есть он может нести как радиоэлектронику, локатор, оптику, радиотехнические средства, а также тот набор аппаратуры, масса которого не превышает 180 килограмм. Дрон способен выполнять полёты в автоматическом и полуавтоматическом режимах на высотах до 3500 метров. Радиус действия – 320 километров, продолжительность полёта – 8 часов. Комплекс может эксплуатироваться в широком диапазоне погодных условий, при температурах от – 30 до +50 и при скорости ветра у земли до 15 метров в секунду. Данный аппарат позволит: производить мониторинг с воздуха больших площадей и протяжённых участков земной, водной и ледовой поверхности в труднодоступной местности в целях; обеспечения поисково-охранных и контртеррористических мероприятий; проведения ледовой разведки; определения масштаба последствий стихийных бедствий и техногенных катастроф; контроля состояния линии электропередач, трубопроводов и лесных угодий; экологического контроля местности, акваторий, атмосферы и т.п.

Преимуществом данного БЛА является то, что не требуется специально подготовленных аэродромов и площадок; возможно размещение на автомобильной базе или на палубе малоразмерного корабля; автономность применения; высокая информативность целевой нагрузки; получение данных наблюдения в реальном масштабе времени; возможность многократного использования; безопасность обслуживающего персонала.



Рис. 2. Беспилотный летательный аппарат «БПВ - 500»

В условиях, когда отсутствует возможность оперативного проведения воздушной разведки, получение всех необходимых данных возлагается на наземную разведку. Организуется вначале ускоренная наземная разведка. В ходе ее проведения решаются все задачи, возложенные на воздушную разведку. Далее выполняется наземная разведка объектов и участков, на которых требуется уточнение их состояния.

При оснащении разведывательных групп современными радиосредствами малой мощности доставка донесений может осуществляться в непрерывном режиме при возможности постоянного управления процессом исследования разрушенных объектов. Введение современных средств измерений, обработки данных и проведения съемки объектов и их отдельных элементов также позволит в значительной степени ускорить доставку всей необходимой информации. Современные средства связи позволяют производить передачу данных в цифровом формате. Это означает, что доставка данных нарочными должна из основного вида перейти в резервный, что позволит с учетом использования современных средств обработки и сканирования высвободить значительное количество личного состава. В настоящее время состав основных команд, как и в годы Великой Отечественной войны, более 20 человек.

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. Основными направлениями совершенствования в данном направлении является внедрение роботизированных средств поиска, обезвреживания мин, и использование для минной разведки беспилотных аппаратов, оснащенных соответствующей аппаратурой.

В мирное время существует террористическая угроза по минированию важных объектов железнодорожной инфраструктуры. Одним из таких объектов является железнодорожный путь. В настоящее время обнаружение и разминирование занимает большое количество времени, что в свою очередь влияет на безопасность движения и пропускную способность. Решением данной задачи является разработка многофункционального роботизированного комплекса на базе путевой тележки, которую необходимо оснастить приборами для обнаружения взрывчатых веществ на глубине. Высокая точность обнаружения будет достигнута за счёт использования различных методов обнаружения взрывчатых веществ.

В свою очередь для детальной оценки последствий разрушения предлагается применять самоходный подвижной состав на комбинированном ходу (на базе автомобиля УАЗ – «Патриот» (рис. 3)). Данная техника способна выполнять задачи как компании ОАО «РЖД», так и 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.



Рис. 3. УАЗ- Патриот на комбинированном ходу «ЛДМ-1И»

За счет оборудования комбинированного хода лаборатория может передвигаться как по автомобильным дорогам (шоссе, бездорожье), так и по железнодорожному пути со скоростью до 40 км/час. Машина, в случае необходимости, комплектуется специалистами отдела по технической разведки. В зависимости от модификаций автомобиля машина может перевозить группу инженеров от 2 до 6 человек.

В случае чрезвычайной ситуации с помощью различного оборудования и вооружения экипаж машины ведёт комплексную разведку и оценку ущерба объектов железнодорожной инфраструктуры для определения 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.

На крупных станциях с тремя и более направлениями для обеспечения безопасности движения с установленными скоростями необходимо содержать путь в исправном состоянии. Для обнаружения дефектов: в главных путях, приёма-отправочных и подъездных предлагается использовать мобильную дефектоскопную лабораторию на комбинированном ходу УАЗ-3163 – Патриот (ЛДМ-1) (рис. 4), предназначенную для непрерывного контроля, диагностирования и выявления дефектов рельсов по классификатору дефектов и повреждений рельсов. По ходу своего движения лаборатория также уточняет параметры исследуемого участка железнодорожного пути (координаты километровых столбов, переездов, стрелочных переводов и т.д.).



Рис. 4. Мобильная дефектоскопная лаборатория на комбинированном ходу «ЛДМ-1-ДПП»

Для системы контроля геометрических параметров рельсов на модификации «ЛДМ-1-П» используется программное обеспечение «TRACK», предназначенное для сбора, обработки и регистрации данных, полученных при контроле железнодорожного пути. ПО позволяет отображать на экране монитора данные о состоянии пути в виде путеизмерительной ленты с диаграммами возвышения одной рельсовой нити над другой (уровня), рихтовок, ширины колеи (шаблона).

На модификации «ЛДМ-1-ДПГ» используется система георадиолокации, которая выявляет положение верхней границы грунтов земляного полотна и литологическое строение, а также выделяет в земляном полотне места с ослабленными зонами, характеризующимися пониженной плотностью и повышенной влажностью. Кроме того, она определяет места нахождения инженерных сооружений и выделяет участки с уложенными покрытиями из геотекстиля и пенополистирола. «ЛДМ» оснащены системой безопасности КЛУБ.

В совокупности мобильные комплексы позволяют заменить вылеты вертолётов и выезды путевых бригад, что в свою очередь уменьшает время на сбор информации, стоимость исследования, количество личного состава.

#### Библиографический список

1. Железнодорожные войска России. Кн.4., Кн.5, Кн.6 М.: 2002
2. В.А. Рыбицкий, С.И. Завальнюк « Организация и особенности ведения технической разведки железных дорог в ходе операций (действий) кризисного реагирования. ВА МТО Сборник научных статей по материалам научно-практической конференции «Проблемы материально-технического обеспечения группировки войск (сил) в операции на ТВД 16.02.2017 года

УДК 531.55, 533.6, 623.41

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

*Н. С. Чулков*

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

В связи с тем, что УАС имеет типовую траекторию полета, работу РПД можно заранее запрограммировать, ставя в соответствие известному закону поступления атмосферного воздуха через ВЗУ необходимый расход ГГ. Также необходимо рассмотреть возможные варианты решения ряда проблем:

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

В качестве исходных данных принято:

- свободный объем камеры ГГ, изображенный на рисунке 1;
- потребная кривая расхода, изображённая на рисунке 2.



Рис. 1. Свободный объем ГГ

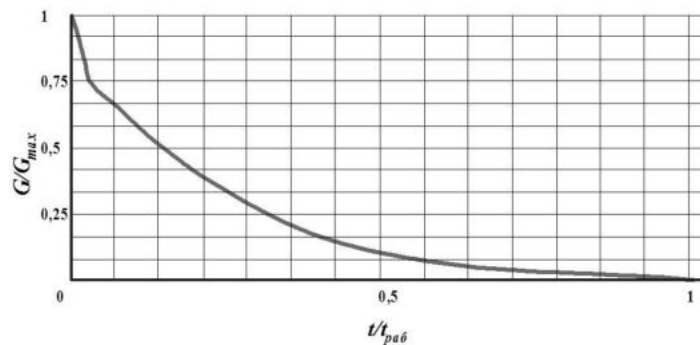


Рис. 2. Потребная кривая расхода (расход отнесен к максимальному значению)

В связи с тем, что работа 1-го контура РПД (газогенератора) по физической природе совпадает с работой ракетного двигателя твёрдого топлива (РДТТ), возможно применение законов и уравнений термодинамической модели расчета [1], со следующими допущениями:

- камера к началу процесса заполнена воздухом;
- укупорка, в которой размещается воспламенительный состав, разрушается как только подается импульс на зажигательное устройство, зерна воспламенительного состава распространяются равномерно по всему свободному объему камеры и горят в этом объеме; процесс начинается в момент начала горения воспламенительного состава;
- основной заряд воспламеняется одновременно по всей поверхности в момент, когда количество теплоты, переданное от газа воспламенительного состава заряду  $q_1$ , оказывается равным критическому количеству теплоты в прогревом слое топливных элементов заряда  $q_{кр}$ ;
- зерна воспламенительного состава и ТЭ основного заряда горят в соответствии с геометрической гипотезой;
- мембрана вскрывается мгновенно по достижении заданного давления среза мембраны  $p_m$ ;
- расход газа определяется по зависимостям для одномерного установившегося течения;
- отношение теплоемкостей  $k$  и газовая постоянная  $R$  изменяются в связи с изменением состава смеси газов.

Основные уравнения процесса

В соответствии с уравнениями термодинамики тела переменной массы для газа, находящегося в камере газогенератора, и энергетической схемой на рисунке 2.4 в любой период процесса можем записать

$$\frac{dU}{dt} = \delta_1 \frac{dZ_e}{dt} + \delta_2 \frac{dZ_r}{dt} - \delta_3 \frac{dZ_p}{dt} - \frac{dQ}{dt} \quad (1)$$

$$\frac{dm}{dt} = \delta_1 G_e + \delta_2 G_r - \delta_3 G_p \quad (2)$$

$$\left. \begin{aligned} p &= (k-1) \frac{U}{W}; \\ T &= \frac{(k-1)U}{mR}, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где  $\frac{dZ_e}{dt}$  – секундный приход энергии с газом, образующимся от сгорания воспламенительного состава;  $\frac{dZ_r}{dt}$  – то же от сгорания основного состава;  $\frac{dZ_p}{dt}$  – секундный расход энергии с газом, истекающим из камеры;  $\frac{dQ}{dt}$  – секундная отдача теплоты от газа стенкам камеры и основному заряду (до воспламенения последнего);  $G_e$  – секундный массовый приход газа от сгорания воспламенительного состава;  $G_r$  – секундный массовый приход газа от сгорания основного заряда;

$G_p$  – секундный массовый расход газа из камеры;  $W$  – свободный объем камеры;  $k, R$  – отношение теплоемкостей, газовая постоянная;  $\delta_1, \delta_2, \delta_3$  – управляющие (логические) множители.

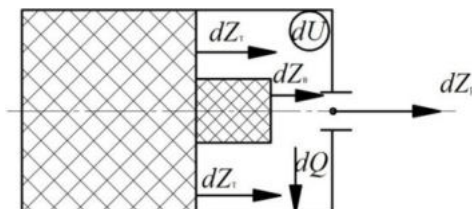


Рис. 3. К построению уравнения энергобаланса в камере сгорания газогенератора

Рассмотренный вариант заряда ТТ, изображенный на рисунке 4 представляет из себя двухсекционный шашку. Основной и вспомогательный заряд имеют коническую форму с нанесенным бронирующим покрытием на все поверхности кроме переднего торца и небольшого оголения цилиндрических участков, прилегающих к небронированным торцевым поверхностям. Это обусловлено потребностью увеличения поверхности горения в начальный период работы ГГ. В связи с особенностями функционирования УАС (требование обеспечения прочности заряда при выстреле), горение основного заряда может осуществляться только с переднего торца, а следовательно, для прохода продуктов сгорания ГГ в область его расходных отверстий необходимо иметь газовод в виде сквозного канала с небольшой конусностью.

Достоинством данного заряда является расходная характеристика, представленная на рисунке 5, которая наиболее приближена к расчетной (потребной) за счет подбора геометрии вспомогательного заряда, а так же суммарная масса зарядов, позволяющая обеспечить больший полный импульс тяги по сравнению с вариантом использования ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ).

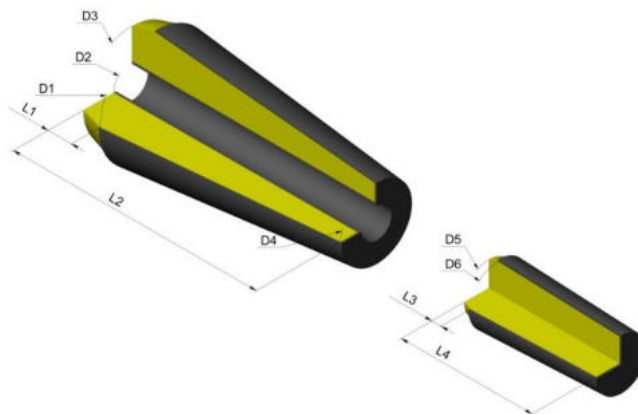


Рис. 4. Двухсекционный топливный элемент с бронепокрытием

$D1, D3$  – диаметры оголенного участка основного заряда;  $D2$  – диаметр канала;  $D4$  – диаметр основного заряда в зоне заднего торца;  $D5, D6$  – диаметры оголенного участка вспомогательного заряда;  $L1$  – длина оголенного участка основного заряда;  $L2$  – длина основного заряда;  $L3$  – длина оголенного участка вспомогательного заряда;  $L4$  – длина вспомогательного заряда

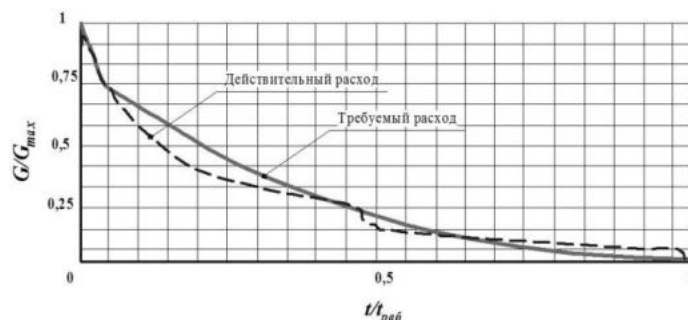


Рис. 5. Расходная характеристика для двухсекционного заряда

#### Библиографический список

1. Никитин В.А. Термодинамические основы внутренней баллистики / Никитин В.А., Швыкин Ю.С., Юрманова Н.П. Тула: Из-во ТулГУ, 2003. - 168 с.

УДК 623.419

#### НАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ САМОХОДНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ

*П. А. Шерин*

*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.

Задачами видеорегистрации являлись:

1. Регистрация линейных перемещений реперных меток при динамическом нагружении СПУ.
2. Визуализация процессов колебаний элементов конструкции СПУ, протекающих при динамическом нагружении.
3. Определение зависимости от времени углового отклонения КЧ СПУ от вертикального положения.

При проведении видеорегистрации использовались видеокамеры с частотой съемки 100...150 кадров в секунду. Регистрирующие видеокамеры были расположены на расстоянии от 16 до 30 метров до СПУ. На рисунках 1 и 2 приведены условные виды в кадровых окнах видеокамер.



1 – ТПК ИРС; 2 – ГММ; 3 – реперная метка; A1, A2 – условное обозначение (номер) реперных меток; B1 – база между реперными метками

Рис. 1. Вид кадрового окна видеокамеры, регистрирующей колебания КЧ в поперечной плоскости СПУ



1 – КЧ; 2 – ИРС; A3, A4 – условное обозначение (номер) реперных меток; B2 – база между реперными метками

Рис. 2. Вид кадрового окна видеокамеры, регистрирующей колебания КЧ в продольной плоскости СПУ

Перед натурным экспериментом были определены базы B1 и B2 между контрольными точками реперных меток A1 – A2 и A3 – A4. Видеокамера регистрировала перемещение реперных меток установленных на ТПК ИРС, ГММ и КЧ в поперечном и вертикальном направлениях. При последующей обработке полученного видеофрагмента с использованием специальных программ были определены линейные перемещения реперных меток A1 и A3 по осям связанных с ними систем координат в зависимости от времени. Измерение баз B1 и B2 было необходимо для корректировки коэффициента масштаба, используемого в программе обработки. Линейные перемещения реперных меток A1 и A3 в зависимости от времени представлены на рисунках 3 и 4.

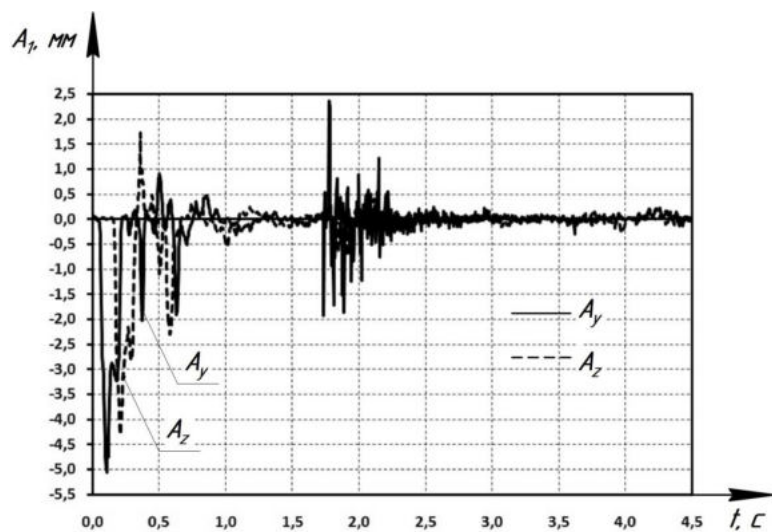


Рис. 3. Линейные перемещения реперной метки A1

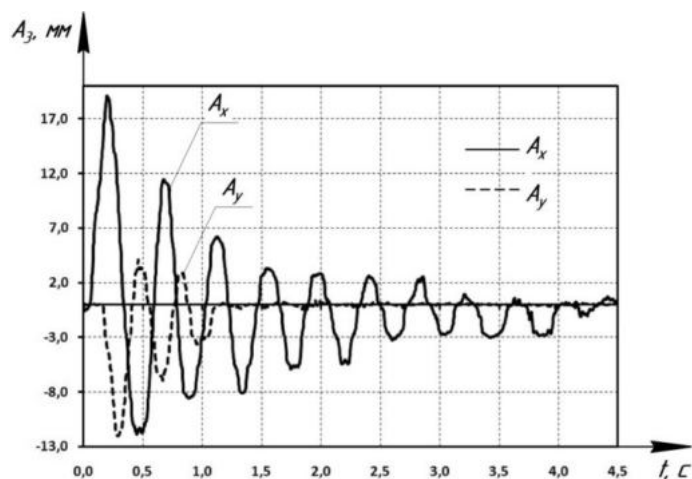


Рис. 4. Линейные перемещения реперной метки A3

Зная расстояния (радиус-вектора) от реперных меток A1 и A3 до оси вращения КЧ, несложно перевести линейные перемещения реперных меток в угловые колебания КЧ в продольной (реперная метка A3) и поперечной плоскости (реперная метка A1). При анализе угловых колебаний КЧ в продольной и поперечной плоскости СПУ, было определено время затухания колебаний КЧ после пуска ИРС-а. Определенное время затухания колебаний КЧ в продольной и поперечной плоскости СПУ не превысило времени, заданного в ТЗ.

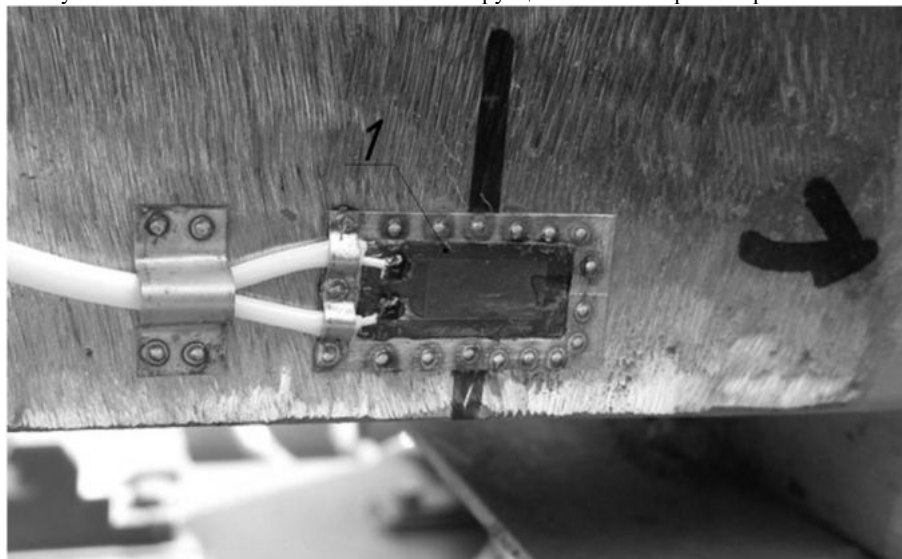
Третий натурный эксперимент. При проведении третьего натурного эксперимента помимо видеорегистрации была использована комбинированная система регистрации параметров СПУ. Комбинированная система регистрации предназначалась для решения следующих задач:

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

Отличительными особенностями третьего натурного эксперимента от предыдущих двух являются:

1. Впервые с СПУ был произведен интервальный пуск двух изделий.
2. Впервые в отечественной практике проектирования и испытаний СПУ подобного типа были зарегистрированы фактические нагрузки, действующие на домкраты СПУ при старте изделий.

Тензометрическая регистрация напряжений проводилась с целью подтверждения коэффициентов запаса прочности наиболее нагруженных элементов металлоконструкции СПУ. На элементы металлоконструкции были установлены тензорезисторы. Тензорезисторы устанавливались посредством контактной точечной сварки на предварительно зачищенные площадки. На рисунке 5 представлен установленный на элемент металлоконструкции СПУ тензорезистор.



1 – тензорезистор

Рис. 5. Установленный на элемент металлоконструкции тензорезистор

Принцип работы тензорезистора заключается в преобразовании величины деформации элемента металлоконструкции, за счет изменения сопротивления его чувствительного элемента, в электрический сигнал. При последующей обработке электрического сигнала, можно определить напряжения, действующие в элементе металлоконструкции при нагружении. При тензометрической регистрации на элементы металлоконструкции СПУ были установлены 22 тензорезистора. Тензорезисторы были установлены на элементы металлоконструкции КЧ а также упоров, предназначенных для восприятия нагрузок, возникающих при пуске изделий. Проведенный анализ результатов тензометрической регистрации показал, что максимальные напряжения, действующие при пуске изделий, реализуются в элементах металлоконструкции упоров.

На рисунке 6 представлен график зависимости напряжения  $\sigma_x$  в элементе металлоконструкции упора в зависимости от времени.



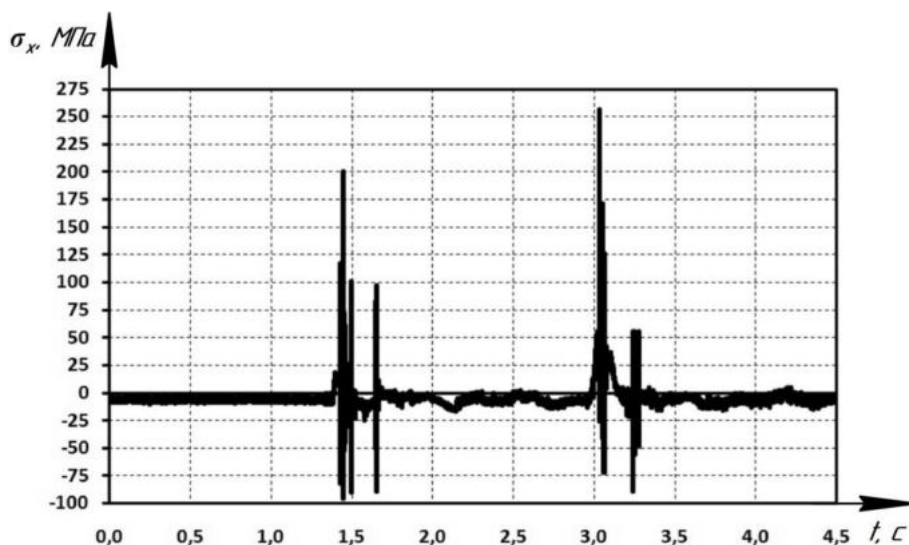


Рис. 6. График зависимости напряжения от времени

Последующая обработка и анализ полученных результатов тензометрической регистрации подтвердили расчетные коэффициенты запасов прочности наиболее нагруженных элементов металлоконструкции СПУ.

Для регистрации нагрузок, действующих на домкраты СПУ, были разработаны специальные технологические приспособления, позволяющие установить датчик нагрузки непосредственно под каждый домкрат. График измерения нагрузки на домкрат в зависимости от времени представлен на рисунке 6.

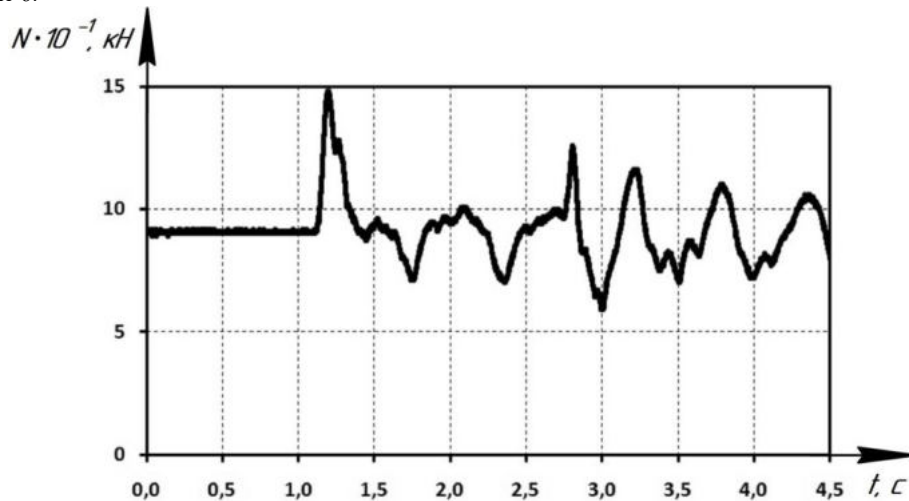


Рис. 7. График зависимости нагрузки, действовавшей на домкрат, от времени

Выводы. По результатам проведения трех натурных испытаний были экспериментально подтверждены требования ТЗ на СПУ в части времени обеспечения минимального интервала времени между пусками изделий. Экспериментально была подтверждена прочность элементов металлоконструкций СПУ. Впервые были зарегистрированы фактические нагрузки, действующие на домкраты СПУ при старте изделий. Полученные данные будут использованы для верификации динамической модели СПУ при дальнейших расчетах.

## АВТОРЫ СБОРНИКА

- М. Р. Абдуллин 15*  
*Г. А. Акимов 92*  
*М. М. Алексеева 309*  
*В. А. Алтунин 15, 313*  
*А. Г. Амосов 19*  
*Е. И. Амирханов 273*  
*А. А. Андрияков 24*  
*Е. А. Андреева 319*  
*В. Д. Аникина 184*  
*Ю. В. Анискевич 74, 119*  
*Н. В. Атамасов 29*  
*Е. М. Афанасьева 186*  
*М. В. Ахтырский 35*  
*А. А. Ахматова 267*  
*А. Х. Ашурова 239*  
*В. А. Бабук 54*  
*А. В. Бадьин 49*  
*Н. А. Брыков 115, 136*  
*Т. В. Басова 322*  
*М. В. Басова 322*  
*А. А. Баукина 325*  
*В. Н. Бакаев 341*  
*Д. П. Белошова 332*  
*И. Ф. Бикеев 39*  
*В. И. Блоцкий, 334*  
*А. А. Бобров 191*  
*А. М. Богатырев 45*  
*А. А. Бондарчук 49*  
*М. Ю. Буксар 54*  
*В. В. Бутко 146*  
*И. А. Бурдейный 188*  
*Н. Н. Бурькин 334, 372*  
*О. Г. Булатов 354*  
*В. Ш. Вахитов 59*  
*Н. М. Верещагин 197*  
*П. В. Водолазко 361*  
*С. П. Вовченко 100*  
*И. А. Вихрова 201*  
*А. А. Галаджун 302*  
*Л. С. Гарбузов 204*  
*Н. Ю. Гардубей 435*  
*Д. Г. Грачев 45*  
*И. В. Гречушкин 385, 390*  
*А. П. Григорьев 263*  
*А. А. Грудина 365*  
*В. А. Голиков 19*  
*А. Д. Губарев 209*  
*А. А. Данилов 345*  
*К. Ю. Десюкевич 62*  
*А. А. Демьянов 341*  
*Н. С. Денисов 345*  
*С. А. Дорогов 65*  
*А. А. Дмитриева 69*  
*В. А. Евстафьев 54*  
*А. В. Егоров 211*  
*В. В. Егоров 332*  
*С. Н. Ельцин 126*  
*В. В. Ермакович 349*  
*Ю. В. Ермолаева 74*  
*В. И. Ермолаев 176, 180*  
*С. А. Ерочин 80*  
*Е. В. Жабин 354*  
*Д. Н. Журавлева 357, 361*  
*Г. Г. Задьян 215*  
*С. А. Замасковцев 83*  
*В. Ф. Захаренков 365*  
*В. А. Зорин 211*  
*В. М. Зубанов 241, 247*  
*Н. В. Иванов 86*  
*С. В. Ивакин 209*  
*С. Н. Казиев 345*  
*Г. А. Калачёв 372, 334*  
*П. А. Калугин 251*  
*Я. В. Каминский 218*  
*М. В. Капитонов 19*  
*Ю. В. Каун 222*  
*В. С. Кацуба 377*  
*Б. С. Квашинин 372*  
*М. Ю. Куприков 19*  
*В. А. Керножицкий 224*  
*А. А. Киришина 228*  
*А. Ю. Киришин 228*  
*В. И. Колесов 381*  
*А. М. Комиссарчук 92*  
*К. Д. Кондратюк 387*  
*А. В. Кононистов 231*  
*Д. Д. Коробов 385*  
*Р. С. Корсмик 215*  
*Е. А. Костенков 236*  
*В. А. Костышев 239*  
*О. А. Кочетов 354*  
*Ю. С. Коханова 15*  
*Д. А. Крючкова 97*  
*С. И. Кудрявцев 387*  
*В. В. Кузнецов 390*  
*Е. С. Куимов 313*  
*А. В. Кулешова 393*  
*А. А. Левихин 218*  
*Г. Е. Левченко 319*  
*М. Д. Леонов 349*  
*В. А. Лобов 396*  
*В. В. Логунов 273*  
*А. Ф. Магсумова 267*  
*Р. Ю. Макаренко 402*  
*Ю. В. Максимов 164*  
*А. Д. Максимов 241, 247*  
*И. В. Матвеев 100*  
*В. А. Матвеев 251*  
*В. Ю. Мальшиев 251*  
*И. И. Мозушков 387*  
*Д. В. Молдованов 404, 357*  
*М. Ю. Мордвинцев 65*  
*В. В. Морозов 406*  
*С. Ф. Мишуков 255*  
*К. Н. Михайлов 228, 302*  
*М. Н. Мужиков 104*  
*Д. Д. Мубаракзянова 267*  
*К. Э. Мурзина 259*  
*А. И. Мустейкис 302*  
*Е. А. Нарушева 107*  
*М. В. Нартов 224*  
*Н. И. Нестеров 393*  
*С. Ю. Нарыжный 35*  
*И. А. Новиков 273*  
*Д. В. Нилова 385*  
*М. Н. Охочинский 146*  
*Ю. С. Овчинникова 263*  
*Ю. С. Опара 411*  
*Я. О. Павлов 413*  
*В. Е. Патраев 100, 164*  
*А. В. Побелянский 191*  
*К. С. Полянин 224*  
*А. Ю. Петрова 111*  
*С. К. Петров 385*  
*Е. С. Петрунина 267*  
*Т. Н. Патрушева 385*  
*Е. А. Пешкова 113*  
*П. А. Прохоренко 418*  
*О. Л. Прусова 83, 113*  
*К. Ф. Плохова 269*  
*Э. И. Погоня 115*  
*А. Ю. Попов 119*  
*И. С. Раснюк 273*  
*А. О. Розылко 122*  
*Р. В. Романенко 423*  
*В. М. Романов 186*  
*В. А. Русов 429*  
*Д. А. Рябуха 431*  
*В. А. Савелов 259*  
*В. А. Санников 278, 305*  
*А. Р. Сахапов 278*  
*Т. М. Сахимов 104*  
*А. Г. Сенникова 282*  
*В. Ю. Серебренников 54*  
*Д. А. Смирнов 126*  
*С. И. Сократов 251*  
*М. М. Соловейчик 186*  
*М. М. Степанов 126*  
*К. В. Степанов 334*

<i>А. Э. Султанов</i> 39	<i>Е. Н. Черкасов</i> 454
<i>Е. А. Суховая</i> 439	<i>С. В. Черкасский</i> 296
<i>А. А. Сушинёв</i> 443	<i>П. С. Чернышов</i> 153
<i>А. С. Тетенькин</i> 445	<i>А. В. Чернышев</i> 29
<i>Р. О. Тетерин</i> 285, 302	<i>Г. Е. Чернов</i> 186
<i>И. Н. Титух</i> 111	<i>А. Г. Черняев</i> 155
<i>С. С. Толстогузов</i> 132	<i>С. С. Чувашиов</i> 302
<i>Ю. Д. Трушников</i> 136	<i>М. О. Чуковенкова</i> 305
<i>А.Ю. Усачёва</i> 191	<i>Н. С. Чулков</i> 458
<i>А. Ю. Усс</i> 139	<i>С. А. Шальнова</i> 215
<i>Е. В. Устюгов</i> 45	<i>Е. А. Шангина</i> 164
<i>В. В. Фоменко</i> 35	<i>П. А. Шевченко</i> 341
<i>Е. П. Фомин</i> 325	<i>П. А. Шерин</i> 461
<i>Д. А. Федотов</i> 290	<i>А. А. Шибаева</i> 167
<i>А. В. Федосеев</i> 390	<i>М. В. Шиврин</i> 171
<i>О. О. Цапаев</i> 449	<i>В. В. Шипунов</i> 62
<i>Т. А Чубенко</i> 241, 247	<i>О. Я. Яковлев</i> 180
<i>Е. Д. Чугуева</i> 332	<i>М. С. Яковчук</i> 309
<i>А. А. Черепня</i> 146	<i>М. Л. Яновская</i> 15

---

### *Издания ОМНПТК «Молодёжь. Техника. Космос». 2009 – 2017*

1. **Молодёжь. Техника. Космос:** Материалы Молодёжной секции Международной научно-технической конференции «Четвёртые Уткинские чтения». – СПб: БГТУ «Военмех», 2009. – 116 с.
2. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды второй общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2010. – 288 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №8
3. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды третьей общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2011. – 233 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №11
4. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды четвертой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2012. – 380 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №15
5. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды пятой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2013. – 280 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №17
6. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды шестой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2014. – 262 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №21
7. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды седьмой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2015. – 262 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №24
8. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды восьмой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2016. – 60 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №31
9. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды девятой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2017. – 386 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №37