

**Министерство науки и высшего образования  
Российской Федерации**

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

**Российская академия ракетных и артиллерийских наук**

**Российская академия естественных наук**



# **МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС**

**Труды пятнадцатой общероссийской молодёжной  
научно-технической конференции**

## **Том 1**

**Санкт-Петербург, Россия  
20 – 24 марта 2023 года**

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №94

---

Санкт-Петербург  
2023

УДК 629.78 : 623.4

M75

M75

Молодёжь. Техника. Космос: труды пятнадцатой общероссийской молодёжной науч.-техн. конф. в 4 т. Т. 1. СПб, Издательство Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 2023. – 298 с. – Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №94.

Публикуются статьи и доклады, представленные на XV общероссийской молодёжной научно-технической конференции «Молодёжь. Техника. Космос», прошедшей в Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова в марте 2023 года. В первый том сборника вошли материалы секций: «Ракетно-космическая и авиационная техника», «Современные технологии в авиа- и ракетостроении» и «Системы вооружения и военная техника».

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

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

УДК 629.78: 623.4

Редакционный совет: д-р техн. наук, проф. *К. М. Иванов* (председатель),  
канд. техн. наук, доц. *С. А. Матвеев*, д-р. техн. наук, проф. *А. Е. Шашурин*,  
канд. ист. наук, доц. *М. Н. Охочинский*, *В. А. Толстая*

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

Тексты статей публикуются в авторской редакции

© БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 2023  
© Авторы, 2023

## ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>СЕКЦИЯ 1 РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ И АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА</b> .....	8
АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ НАДРОТОРНОГО УСТРОЙСТВА ЛАБИРИНТНОГО ТИПА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПРЕССОРА.....	8
И.А. Кудряшов, Д.С. Тюрина	
АНАЛИЗ ВОЗДЕЙСТВИЯ СТАРТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ИЗ ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОГО СТАКАНА НА УПЛОТНИТЕЛЬНЫЙ ЭЛЕМЕНТ ОБТЮРАТОРА СТАРТОВО-РАЗГОННОЙ СТУПЕНИ .....	12
К.В. Панкова, А.А. Лизунов, А.И. Маслов, А.В. Шишурин, С.А. Лизунов	
АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ЭКОЛОГИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТОРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ .....	14
А.А. Алексенцев <sup>1</sup> , В.С. Пелевин <sup>1</sup>	
АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ МАЛОГО РАЗГОННОГО БЛОКА.....	16
Я.И. Андреев, П.С. Андреева, А.И. Мустейкис	
АНАЛИЗ ТРЕНДОВ ОСВОЕНИЯ КОСМОСА .....	19
В.С. Стрекопытов	
АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ПИТАНИЯ .....	22
В.В. Симоненко <sup>1</sup> , О.К. Овчинникова <sup>1</sup>	
ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ ПРИВОДА ВЫДВИЖЕНИЯ СЕКЦИЙ МНОГОСЕКЦИОННОЙ СТРЕЛЫ .....	24
Н.С. Максимова <sup>1</sup> , Б.В. Храмов <sup>1</sup>	
ВЫБОР СПОСОБА ТОРМОЖЕНИЯ И РАЗВОРОТА СВЕРХЗВУКОВОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ ПЕРЕД ВЫХОДОМ НА МАРШЕВЫЙ УЧАСТОК ПОЛЕТА .....	28
Е.А. Рыбенко <sup>1</sup> , Степанов М.М. <sup>1</sup>	
ДИВЕРСИФИКАЦИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖРД ДЛЯ УСТАНОВКИ ПО ПЕРЕРАБОТКЕ ОТХОДОВ ПТИЦЕФАБРИКИ.....	31
К.А. Соломченко <sup>1</sup> , Е.М. Гашевский, <sup>1</sup> Д.А. Степура <sup>1</sup>	
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАСТРОЕК ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ СОПЛОВОГО АППАРАТА ОСЕВОЙ МАЛОРАЗМЕРНОЙ ТУРБИНЫ НА ЕЁ ХАРАКТЕРИСТИКИ .....	35
А.И. Щербань <sup>1</sup> , А.А. Харитонов <sup>1</sup> , С.А. Мельников <sup>1</sup>	
ЦЕНТР УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТАМИ. ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДА ОБРАБОТКИ TLE.....	40
К.М. Инталев <sup>1</sup> , Суров М.Д. <sup>1</sup>	
КЛИНОВОЗДУШНОЕ СОПЛО КАК СПОСОБ УВЕЛИЧЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЖРДМТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ .....	44
А.А. Чижов	
КОНСТРУКЦИЯ СТАРТОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ЗАПУСКА РАКЕТЫ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ.....	46
В.А. Салтыков <sup>1</sup> , О.И. Голованских <sup>1</sup> , А.К. Юманов <sup>1</sup> , Д.Р. Позняк <sup>1</sup>	
МЕТОД ПРИНЯТИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ КОМПОНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СВЯЗИ.....	50
Е.А. Сушонкова <sup>1</sup> , Н.С. Жуль <sup>1</sup>	
МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ ИСЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ...	55
М.О. Ромашова	
МЕТОДИКА РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОКАСКАДНЫХ ОХЛАЖДАЕМЫХ ТУРБИН С УЧЕТОМ ВЗАИМНОГО ВЛИЯНИЯ КАСКАДОВ ДРУГ НА ДРУГА, ШЕРОХОВАТОСТИ ЛОПАТОК И УПРОЩЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫХОДНОЙ КРОМКИ.....	58
Г.М. Попов <sup>1</sup> , В.М. Зубанов <sup>1</sup> , Е.С. Горячкин <sup>1</sup>	
МЕТОДЫ КОНВЕРСИИ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ .....	62
Д.А. Степура <sup>1</sup> , К.А. Соломченко <sup>1</sup>	
МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В БЛОЧНЫХ СТРУЯХ В ОКРЕСТНОСТИ ФЮЗЕЛЯЖА СВЕРХЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ .....	66
Д.А. Кожевников <sup>1</sup> , Д.Б. Пасечник <sup>1</sup>	

МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ПРИ НАЛИЧИИ ПОДВИЖНОГО ЦЕНТРАЛЬНОГО ТЕЛА В СОПЛОВОМ БЛОКЕ .....	68
Д.Б. Пасечник <sup>1</sup> , Д.А. Кожевников <sup>1</sup>	
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ПАСТООБРАЗНЫХ ТОПЛИВ.....	72
М.Д. Карзунов <sup>1</sup> , Бабук В.А. <sup>2</sup>	
МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В УСЛОВИЯХ ИНТЕНСИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В ТЕПЛОВОМ СОПЛЕ .....	75
А.Р. Степанов <sup>1</sup>	
МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА ПО СОПЛУ С ИСКАЖЕНИЕМ КОНТУРА.....	79
М.М. Баранов <sup>1</sup>	
ОБЗОР ВОЗМОЖНЫХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВАРИАНТОВ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА.....	82
Е.Ю. Ришес <sup>1</sup> , В.Н. Скородумов <sup>1</sup> , А.Д. Малинин <sup>1</sup>	
ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРОВ ДВУХВАЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ГТД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОДНОМЕРНЫХ, ДВУХМЕРНЫХ И ТРЕХМЕРНЫХ ЧИСЛЕННЫХ МОДЕЛЕЙ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА.....	85
Е.С. Горячкин <sup>1</sup> , И.А. Кудряшов <sup>1</sup> , А.И. Щербань <sup>1</sup>	
ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ СОПЛОВОЙ И РАБОЧЕЙ ЛОПАТОК СТУПЕНИ ТУРБИНЫ ГТД.....	88
В.М. Зубанов <sup>1</sup> , С.А. Мельников <sup>1</sup> , А.А. Харитонова <sup>1</sup>	
ПЕРСПЕКТИВА РАЗВИТИЯ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «БУРАН».....	94
Д.О. Краснянский <sup>1</sup> , А.М. Лазарев <sup>1</sup> , Р.В. Мамедов	
ПРИМЕНЕНИЕ РАМПОВЫХ ИНТЕРЦЕПТОРОВ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ СОПЛА .....	97
К.О. Тищенко, Н.А. Брыков	
РАЗВИТИЕ МНОГОРАЗОВЫХ УСКОРИТЕЛЕЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ.	100
Д.М. Губанов <sup>1</sup> , М.А. Падалка <sup>1</sup>	
РАЗРАБОТКА МЕХАНИЧЕСКИ ПОДВИЖНЫХ ПОДВОДНЫХ КРЫЛЬЕВ ДЛЯ ИВСП «СКАТ» .....	103
М.С. Григорьев <sup>1</sup> , Д.А. Иванов <sup>1</sup> , А.К. Костиков <sup>1</sup> , И.М. Хасенов <sup>1</sup> , С.А. Чириков <sup>1</sup>	
РАЗРАБОТКА СТАБИЛИЗАЦИИ ДЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ .....	106
Д.А. Бобров <sup>1</sup> , В.-М.И. Подгорная <sup>1</sup> , Б.С. Карасев <sup>1</sup> , Ю.С. Халтаева <sup>1</sup>	
РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ РЕАЛЬНОГО ГАЗА И ИЗМЕРЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ЗА ОТРАЖЕННЫМИ УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ РАЗЛИЧНОЙ ИНТЕНСИВНОСТИ.....	108
А.В. Масюкевич, К.И. Белов, Ф.А. Орлов	
СКЛАДЫВАЕМАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ПОВЕРХНОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА .....	115
Д.А. Рожков <sup>1</sup> , Т.Р. Фролов <sup>1</sup> , Белый В.А. <sup>1</sup> , Каверин В.А. <sup>1</sup>	
СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ УСТРОЙСТВА ОБУЧЕНИЯ СПЕЦИАЛИСТОВ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ .....	119
А.В. Круглов	
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ НАУЧНЫХ МИССИЙ, ПРЕДСТАВЛЯЮЩИХ ИНТЕРЕС ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫМ КОМПЛЕКСОМ МЕГАВАТТНОГО КЛАССА .....	122
О.Д. Кусова <sup>1</sup> , Е.А. Фомина <sup>1</sup>	
ФОРМИРОВАНИЕ КОНЦЕПЦИИ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АГРЕГАТОВ ВЕРТОЛЕТОВ В ЧАСТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТОВ.....	125
О.А. Есипович <sup>1</sup> , А.Н. Дергачев <sup>1</sup>	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ С ПРЕГРАДОЙ.....	129
Я.Ю. Портников <sup>1</sup>	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В ВЫХОДНОМ ДИФFUЗОРЕ ГТУ .....	131
М.О. Рыбаков <sup>1</sup> , О.К. Овчинникова <sup>1</sup>	

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....	135
И.Н. Мушка, М.М. Лаптинская	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА В СОПЛЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТЯГОЙ 20 Н НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА .....	138
А.В. Тараторин	
МОДЕРНИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ГАРПУНА ДЛЯ ЗАХВАТА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА МАЛОМ КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ .....	143
Г.П. Евченко	
ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ИЗМЕРЕНИЯ СОСТАВЛЯЮЩИХ ВЕКТОРА СКОРОСТИ РАДИОВЫСОТОМЕРНЫХ СИСТЕМ, АДАПТИВНЫХ К ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ .....	146
Васильева А.В.	
РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЁТА ДЕГРАДАЦИИ ПОВЕРХНОСТИ ГОРЯЩЕГО ТЕЛА.....	150
Д. Д. Михайлов, Н. Е. Михайлова	
<b>СЕКЦИЯ 2 СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ</b>	<b>153</b>
.....	
ВЛИЯНИЕ СОСТАВА НА ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА МАТЕРИАЛОВ СИСТЕМЫ Cu-Ge-As-Se .....	153
О.П. Щетников <sup>1,2</sup> , А.Н. Бабушкин <sup>2</sup>	
ВЫБОР ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ ИНСТРУМЕНТА ДЛЯ ЧИСТОВОЙ ОБРАБОТКИ ТОЧНЫХ ОТВЕРСТИЙ НА СТАНКАХ С ЧПУ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ДАННЫХ В САПР ВЕРИФИКАТОРЕ .....	156
Л.В. Исланкин <sup>1</sup> , М.В. Вилкина <sup>1</sup> , О.А. Иванов <sup>1</sup>	
АНАЛИЗ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ СОЗДАНИЯ БИПОРИСТОЙ СТРУКТУРЫ КАТАЛИЗАТОРА РАЗЛОЖЕНИЯ.....	161
М.В. Степанченко	
ДАТЧИКИ НА ОСНОВЕ АНИЗОТРОПНЫХ ТЕРМОЭЛЕМЕНТОВ И СЛОИСТЫХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СТРУКТУР ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ НА УДАРНЫХ ТРУБАХ .....	163
Н.А. Монахов <sup>1</sup> , А.В. Павлов <sup>2</sup> , А.В. Масюкевич <sup>1</sup> , Ф.А. Орлов <sup>1</sup>	
ИНКРЕМЕНТАЛЬНАЯ ФОРМОВКА: ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ И ПРОЦЕССЫ, ПРЕДШЕСТВУЮЩИЕ ЭТОЙ ТЕХНОЛОГИИ.....	168
В.В. Мироненко <sup>1</sup>	
ИССЛЕДОВАНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТЕЙ ТЕМПЕРАТУР ВОСПРОИЗВОДИМЫХ ТЕРМОПЛИТОЙ ВАКУУМНОЙ КАМЕРЫ «ВК-1000».....	172
К.В. Винокуров	
МЕТОД ОПИСАНИЯ РАЗРУШЕНИЯ БЛОКА ВЕЩЕСТВА, АРМИРОВАННОГО ТЕПЛОПРОВОДНЫМИ НИТЯМИ, ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВНЕШНЕГО НАГРЕВА.....	176
Ф.Э. Кожевников <sup>1</sup> , А.С. Титова <sup>1</sup> , к. т. н. С.К. Савельев <sup>1</sup>	
ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКЛОННОСТИ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ГОРЯЧИХ ТРЕЩИН В ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ .....	181
С.В. Тюков <sup>1</sup> , Р.С. Корсмик <sup>1</sup> , Г.Г. Задьян <sup>1</sup>	
ПОВЫШЕНИЕ ТЕРМОЭРОЗИОННОЙ СТОЙКОСТИ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ ОГНЕЗАЩИТНОГО ВСПУЧИВАЮЩЕГОСЯ ПОКРЫТИЯ.....	186
А.И. Гилева, Д.В. Лейман, С.А. Койтов	
СИЛОВАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПОЯСА АРОЧНЫХ ЭЛАСТОМЕРНЫХ АМОРТИЗАТОРОВ.....	189
С.А. Кунавич	
ТЕПЛОВЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ, СОДЕРЖАЩЕМ ВЫСОКОИНЕРЦИОННЫЕ ЧАСТИЦЫ, С ПОМОЩЬЮ ГЕТЕРОГЕННОГО ГРАДИЕНТНОГО ДАТЧИКА ТЕПЛОВОГО ПОТОКА.....	193
Н.А. Монахов <sup>1</sup> , А.В.Павлов <sup>2</sup> , К.И.Белов <sup>1</sup> , Е.В.Бабич <sup>2</sup>	
ИССЛЕДОВАНИЕ МАНЕВРЕННЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОБЛАСТЕЙ ДОСТИЖИМОСТИ.....	196
Успанова Р.А., Теляков Р.Ф., Рубан Е.В.	

РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОННОЙ МЕНСТРУАЛЬНОЙ ЧАШИ И ЕЕ ПОТЕНЦИАЛЬНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ В КОСМОСЕ .....	200
Т. С. Фуканчик <sup>1</sup>	
ВЛИЯНИЕ ИЗНОСА ТРЕХЗУБОЙ ТВЕРДОСПЛАВНОЙ КОНЦЕВОЙ ФРЕЗЫ НА ШЕРОХОВАТОСТЬ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ ОБРАБОТКЕ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СПЛАВА Д16Т .....	205
Брус Д.Р., Кочнев А.А., Александров А.С.	
ТИПЫ КРЕПЛЕНИЯ КРЫЛА К КОРПУСУ РАКЕТЫ.....	209
Левшунова А.А., Сахаватов Ш.И.	
ПОТЕНЦИАЛ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГИБРИДНЫХ КОНДЕНСАТОРНЫХ СТРУКТУР В ЭЛЕКТРОСАМОЛЁТАХ.....	212
Д. Л. Прохоров <sup>1</sup>	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ФАЗОВОГО ПЕРЕХОДА В СИСТЕМЕ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.....	217
В. К. Медведицын, Д. Д. Ковалев	
УСТАНОВКА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ НА РАСТЯЖЕНИЕ .....	220
И.Д. Долгушев, А.Ю. Кольванов	
ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДА В БУСТЕРНЫХ НАСОСНЫХ АГРЕГАТАХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ .....	223
М. А. Шикарев, Э. С. Манохина	
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ГРАДУИРОВОЧНОГО СТЕНДА ПРИЁМНИКОВ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЙ .....	225
А.А. Версин <sup>1</sup>	
ЦИФРОВЫЕ ИННОВАЦИИ В МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ.....	229
Колмаков СВ. <sup>1</sup> , Койтов С.А. <sup>1</sup> ,	
ПРИМЕНЕНИЕ УНИВЕРСАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОСНАСТКИ ДЛЯ СБОРКИ ЛА .....	232
М.В. Палкин <sup>1</sup> , С.А. Жумасев <sup>1</sup>	
<b>СЕКЦИЯ 3 СИСТЕМЫ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННАЯ ТЕХНИКА .....</b>	<b>236</b>
АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ ДАТЧИКА ПРЕГРАДЫ .....	236
Н.К. Небосов, А.А. Сладков	
АНАЛИЗ ТЕНДЕНЦИЙ РАЗВИТИЯ ПРОТИВОПЕХОТНЫХ ГРАНАТОМЁТОВ.....	239
Н.В. Антонова <sup>1</sup> , Г.Э. Маилян <sup>1</sup> , Е.А. Раинкина <sup>1</sup> , В.В. Тельминов <sup>1</sup>	
ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ЛИТИЙ-ИОННЫХ АККУМУЛЯТОРОВ В ВОЕННО-МОРСКОМ ФЛОТЕ .....	242
Н.А. Злотников <sup>1</sup> , Е.В. Иванков <sup>1</sup>	
ЗЕНИТНАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА МАЛОЙ ДАЛЬНОСТИ ДЛЯ ПОРАЖЕНИЯ МАЛЫХ БПЛА .....	245
М.В. Егорова <sup>1</sup> , Е.А. Рыбенко <sup>1</sup> , Прядкин А.С. <sup>1</sup>	
МЕТОД ПЕРЕДАЧИ ИМПУЛЬСА ДЕТОНАЦИИ В БОЕВЫХ ЭЛЕМЕНТАХ КАСЕТНЫХ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ.....	248
И.С. Панков <sup>1</sup> , Д.А. Грецов <sup>1</sup> , М.А. Васькин <sup>1</sup> , Д.Д. Жидкова <sup>1</sup>	
МЕТОДИКА МАСШТАБИРОВАНИЯ ЦЕНТРОБЕЖНО БАРБОТАЖНОГО ГЕНЕРАТОРА СИНГЛЕТНОГО КИСЛОРОДА ДЛЯ ХИМИЧЕСКОГО КИСЛОРОДНО-ЙОДНОГО ЛАЗЕРА..	251
Д.Ф. Изосимов <sup>1</sup>	
ОПТИМИЗАЦИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ БОЕВОЙ ЧАСТИ ПРОТИВОТАНКОВОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ.....	254
О.О. Веклич <sup>1</sup> , Н.Ю. Хмелевской <sup>1</sup>	
ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК .....	258
А.В. Гаглоева, Ю.А. Никольченко	
ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗРАБОТКИ ПИСТОЛЕТА-ПУЛЕМЕТА ПОД МАЛОИМПУЛЬСНЫЙ ПАТРОН.....	260
Я.З. Голубова, Н.А. Соловьев, И.В. Головин	
ПОВЫШЕНИЕ МОГУЩЕСТВА 76-ММ КОРАБЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ЗА СЧЁТ УВЕЛИЧЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ СТРЕЛБЫ .....	263
Я.З. Голубова, В.В. Егоров	
ПРОДЛЕНИЕ МОТОРЕСУРСА СУДОВЫХ ДИЗЕЛЕЙ ЗАРУБЕЖНОГО ПРОИЗВОДСТВА.....	266

В.В. Бондарев, К.Б. Скобляков

СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ АВТОМАТИЧЕСКИЕ ПУШКИ, РАЗРАБОТАННЫЕ  
ДЛЯ БМП СТРАН НАТО ..... 269

А.М. Бардинов

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ПРОТИВОДРОННОЙ РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ ..... 273

Е.А. Михайлов

УСТРОЙСТВА ЗАЩИТЫ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ОТ  
МОЩНЫХ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ ПРОТИВНИКА ..... 279

Н.А. Злотников, Е.В. Иванков

УСТРОЙСТВО НЕЙТРАЛИЗАЦИИ МАЛОГАБАРИТНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ  
АППАРАТОВ ..... 283

М.О. Созинов

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТАЛИ 09Г2С ..... 287

К. К. Парфенов<sup>1</sup>, З.Н. Расулов<sup>2</sup>, В.С. Белугин<sup>3</sup>

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ  
МНОГОКОМПОНЕНТНОЙ ТРУБЫ В ТВЕРДОТЕЛЬНОЙ И ОБОЛОЧЕЧНОЙ ПОСТАНОВКАХ  
..... 290

П. С. Евдокимов

РАЗРАБОТКА СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА  
МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОГО ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО  
АППАРАТА НА РАННЕМ ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ..... 294

Д.С. Чуйко<sup>1</sup>, К.С. Самсонов<sup>1,2</sup>, П.А. Блинов<sup>1</sup>, К.А. Богатых<sup>3</sup>

# СЕКЦИЯ 1

## РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ И АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА

УДК 629.7.036

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ НАДРОТОРНОГО УСТРОЙСТВА ЛАБИРИНТНОГО ТИПА НА  
ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПРЕССОРА

*И.А. Кудряшов, Д.С. Тюрина*

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

Газотурбинный двигатель является одним из самых сложных технических устройств. Так как ГТД используется во многих отраслях от авиастроения до стоматологии и поэтому требует использования передовых технологий в различных направлениях. Один из критериев работы компрессора является запас газодинамической устойчивости (ГДУ). Обеспечению запасов уделяется много внимания в процессе проектирования и доводки двигателя.

Одним из критериев обеспечения работы компрессора является запас газодинамической устойчивости (ГДУ). Обеспечению запасов уделяется много внимания в процессе проектирования и доводки двигателя. Запас ГДУ показывает, насколько удалена рабочая точка на линии совместной работы от границы помпажа при постоянной частоте вращения ротора. Обычно ГДУ должен составлять 14...20%[1]. Величина  $\Delta K_y$  зависит от многих факторов, которыми определяется положение рабочей точки на характеристике компрессора

Надроторное устройство используется для повышения запасов ГДУ, так как позволяет избавиться от возмущений на входе в компрессор образованных вследствие неравномерности потока на входе. НРУ бывают разных типов: щелевого, лабиринтного и рециркуляционные. Каждый НРУ имеет свои подтипы: щелевые делятся на однорядные и двухрядные; лабиринтные – прямоугольные, треугольные, трапециевидные, смешанные и клиновидные; рециркуляционные – с кольцевой и демпфирующей полостью.

Согласно исследованиям [2,3] по запасам ГДУ наибольший прирост дает трапециевидное (7%) и прямоугольные (7,3%) НРУ лабиринтного типа. По источникам [3,4] треугольные и клиновидные или не дают прироста в ГДУ или дают, но меньший. В данной работе используется НРУ лабиринтного типа, так как оказывает наилучшее положительное влияние на характеристику компрессора, улучшает обтекание лопатки и просты в изготовлении.

Целью данной работы является изучения влияния надроторного устройства лабиринтного типа разных конфигураций. В работе было рассмотрено влияние на компрессор среднего давления. В ходе исследования НРУ трапециевидного типа варьировались шаг( $t$ ), высота( $H$ ) и количество борозд( $N$ ) для того, чтобы проследить влияние на ступень компрессора.

В работе выполнено исследование влияния двух типов борозд на характеристики первой ступени осевого компрессора

Исходным вариантом был гладкая проточная часть осевого шестиступенчатого компрессора.

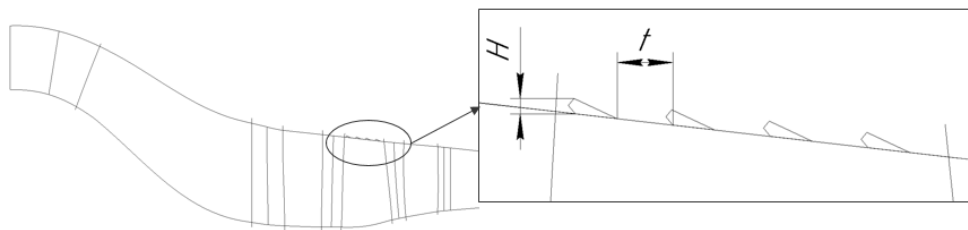


Рис. 1. Геометрия трапециевидных "борозд"

Базовым вариантом геометрии трапециевидных борозд принят вариант с параметрами  $t=11$ мм,  $H=3$ мм и  $N=4$ шт.

В ходе выполнения исследования трапециевидной конфигурации борозд параметры варьировались следующим образом: изменение шага 9, 11 и 13 мм; изменение высоты 2, 3 и 4 мм; изменение количества гребешков 3, 4.



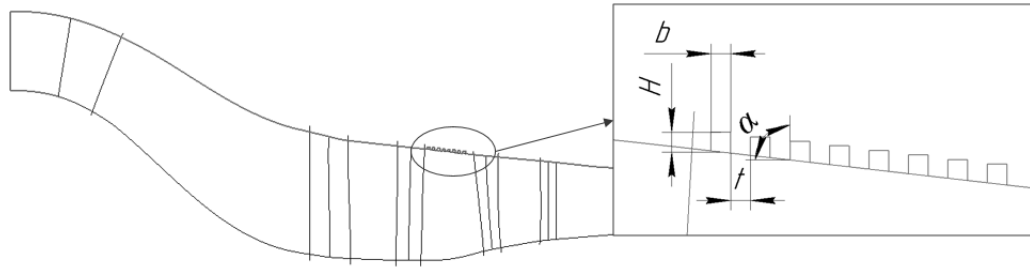


Рис. 2. Геометрия прямоугольных "борозд"

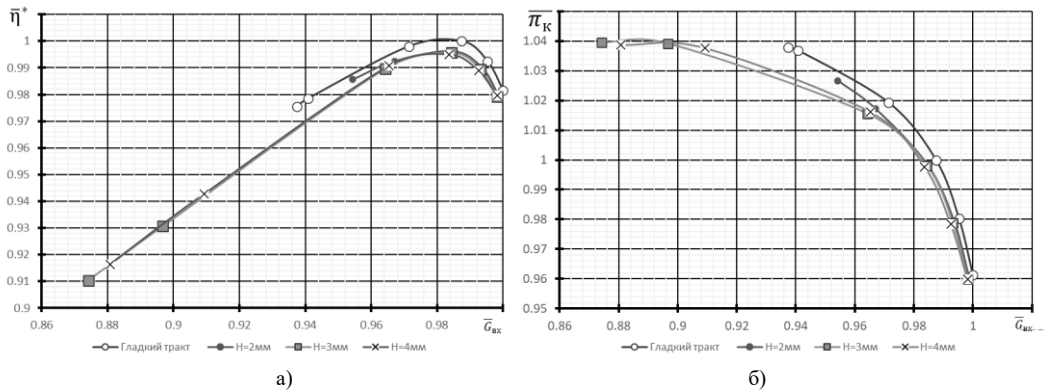
Базовым вариантом геометрии прямоугольных борозд принят вариант с параметрами  $t=4\text{мм}$ ,  $H=4\text{мм}$ ,  $N=8\text{шт}$ ,  $\alpha=90^\circ$  и  $b=4\text{мм}$ .

В ходе выполнения исследования прямоугольной конфигурации борозд параметры варьировались следующим образом: изменение шага 2, 4 и 8 мм; изменение высоты 4, 8 и 12 мм; изменение количества гребешков 4, 8 и 12; изменение угла наклона борозд 70, 90 и 110.

Геометрия борозд была выполнена в программе КОМПАС V18. Исследования были выполнены в программном комплексе Numeca FINETurbo. Конечно-объемная модель создана в модуле Numeca AutoGrid. В качестве рабочего тела была принята модель сухого воздуха[5]. В данной работе при настройке модели используется стационарный расчет на основе уравнение турбулентности Навье-Стокса и турбулентность –  $k-\epsilon$  (Extended Wall Function). Граничные условия на входе полное давление и полная температура задавались с помощью радиального распределения. ГУ на выходе задавалось статическое давление.

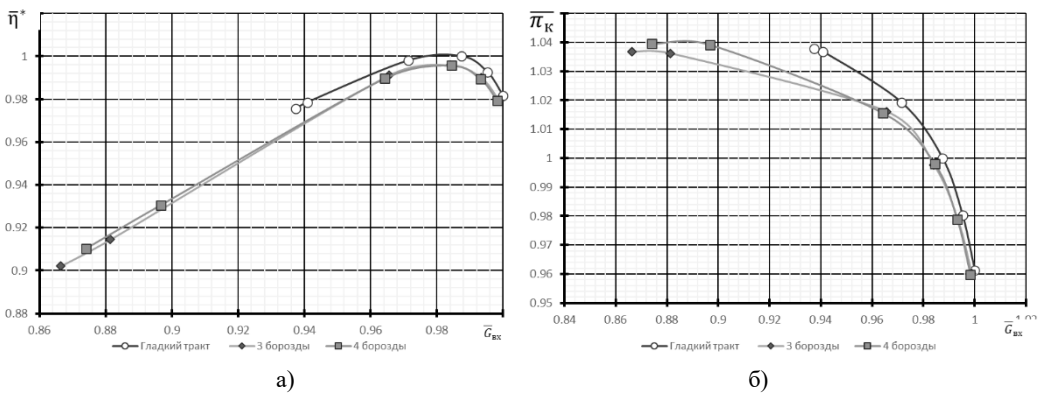
Все результаты расчетов сравниваются с вариантом, в котором отсутствуют борозды над РК1.

После выполнения серии расчетов, в ходе которых выполнялось исследование влияния трапециевидных борозд получены следующие результаты, представленные на рисунках 3-5.



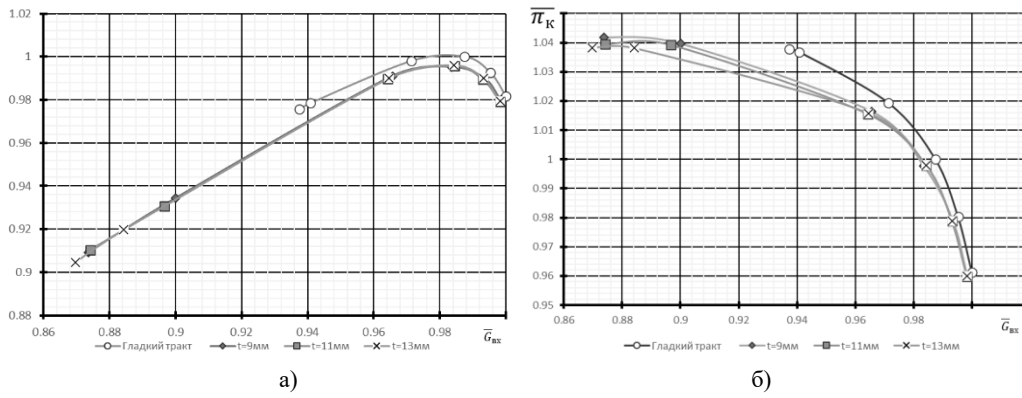
а) Зависимость  $\eta_K^*$  от  $G_{вх.пр.вх}$ , б) Зависимость  $\pi_K^*$  от  $G_{вх.пр.вх}$

Рис. 3. Характеристики первой ступени в зависимости от высоты борозд



а) Зависимость  $\eta_K^*$  от  $G_{вх.пр.вх}$ , б) Зависимость  $\pi_K^*$  от  $G_{вх.пр.вх}$

Рис. 4. Характеристики первой ступени компрессора в зависимости от количества борозд



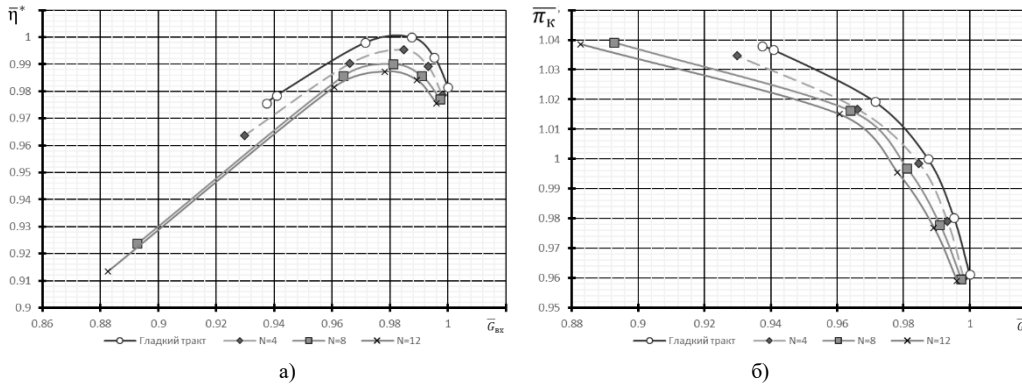
а) Зависимость  $\eta_K^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$ , б) Зависимость  $\pi_K^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$

Рис. 5. Характеристики первой ступени компрессора в зависимости от количества борозд

Из результатов приведенных на рисунках 4-5 видно, следующее

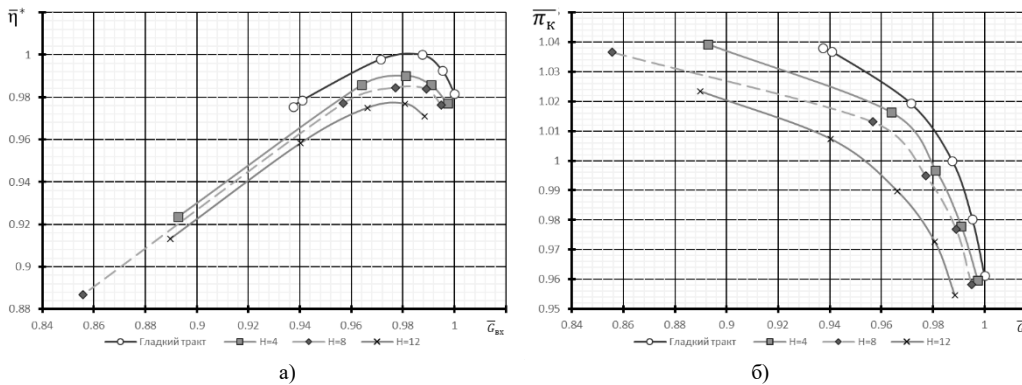
- наибольший запас ГДУ в трапецидальных бороздах дает вариант с уменьшением количества борозд до 3. В этом случае КПД компрессора будет составлять 0,86, что будет меньше базового примерно на 0,4%.
- наибольшие потери в запасах ГДУ в трапецидальных бороздах показывается вариант с уменьшением высоты борозды до 2мм, но в данном варианте наименьшие потери по КПД на 0,37%.
- наибольшие потери в КПД в трапецидальных бороздах – вариант с увеличением высоты борозды до 4мм. КПД падает на 0,513%.

На следующем этапе выполнены исследования по определению оптимальной конфигурации прямоугольных борозд над РК. Результаты расчетов приведены на рисунках 6-10.



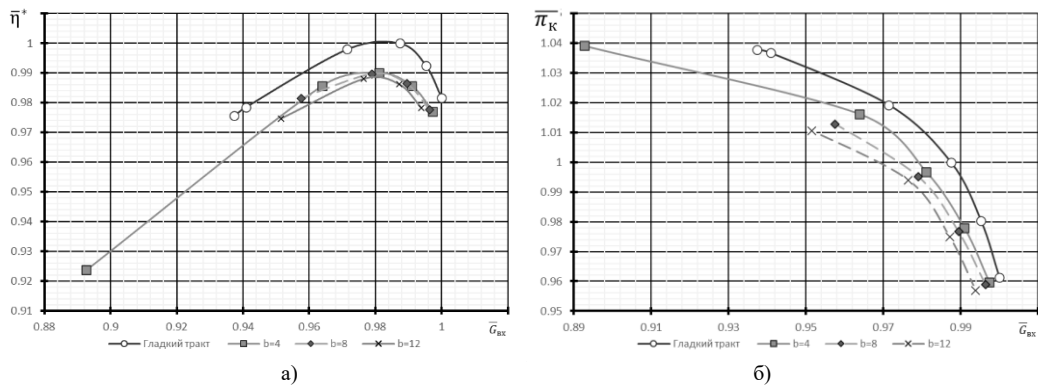
а) Зависимость  $\eta_K^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$ , б) Зависимость  $\pi_K^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$

Рис. 6. Характеристики первой ступени в зависимости от количества борозд



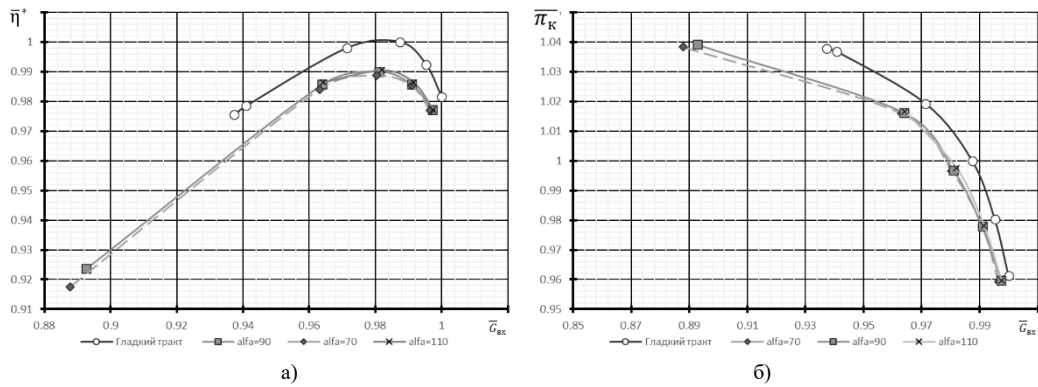
а) Зависимость  $\eta_K^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$ , б) Зависимость  $\pi_K^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$

Рис. 7. Характеристики первой ступени в зависимости от высоты борозд



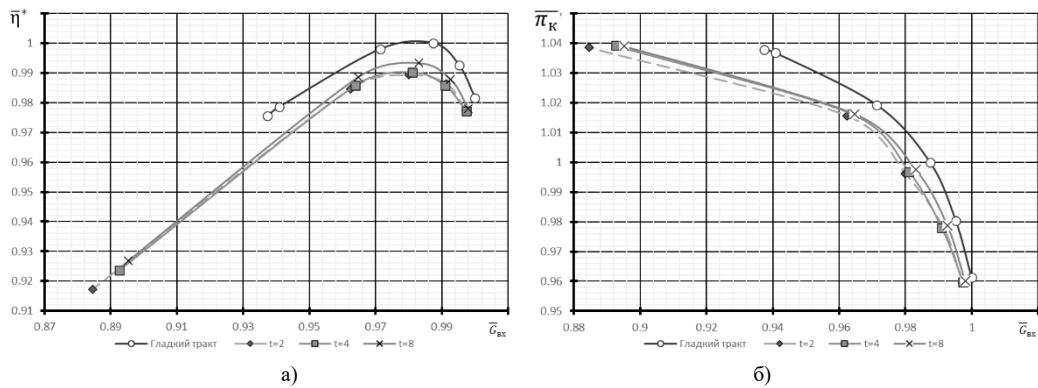
а) Зависимость  $\eta_{\kappa}^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$ , б) Зависимость  $\pi_{\kappa}^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$

Рис. 8. Характеристики первой ступени в зависимости от ширины борозд



а) Зависимость  $\eta_{\kappa}^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$ , б) Зависимость  $\pi_{\kappa}^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$

Рис. 9. Характеристики первой ступени в зависимости от угла наклона борозд



а) Зависимость  $\eta_{\kappa}^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$ , б) Зависимость  $\pi_{\kappa}^*$  от  $G_{вх.нр.вх}$

Рис. 10. Характеристики первой ступени в зависимости от шага между бороздами

Из полученных результатов видно:

- снижение количества борозд не приводит к значительному увеличению запасов устойчивости ступени, но при этом наблюдается значительное снижение эффективности ступени. При увеличении количества борозд наблюдается как увеличение максимального значения степени повышения давления ступени, так и снижение значения расхода в предсрывной точке характеристике, что положительно сказывается на запасах устойчивости ступени и компрессора в целом;
- при увеличении высоты борозды наблюдается снижение максимальной степени повышения давления, КПД ступени и как следствие запасах газодинамической устойчивости относительно базового варианта конфигурации;
- при снижении ширины борозды от 12 мм до 4 мм наблюдается рост максимального значения степени повышения давления, и как следствие повышения запасов устойчивости;
- изменение угла наклона борозды не оказывает значительного влияния на характеристику ступени;
- изменение шага между бороздами от 2 мм до 8 мм приводит к увеличению КПД ступени при сохранении уровня максимального значения степени повышения давления и как следствие сохранения запасов устойчивости ступени.

### Библиографический список

1. Холщевников К.В., Теория и расчёт авиационных лопаточных машин [Текст] / К. В. Холщевников. – М.: – Машиностроение, 1970. – 610 с.
2. Милешин В.И., Петровичев А.М., Жданов В.В. Расчетно-экспериментальное исследование влияния надроторных устройств лабиринтного типа на характеристики высоконагруженной первой ступени компрессора // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2019. № 58
3. Милешин В.И., Петровичев А.М., Жданов В.В. Расчетно-экспериментальное исследование влияния надроторных устройств лабиринтного типа на характеристики на замыкающей ступени // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2019. № 57
4. Chunill Nah Control of flow blockage generation thought casing treatments in a transonic axial compressor stage // Proceedings of ASME Turbo Expo 2020 Turbomachinery Technical Conference and Exposition GT2020 September 21-25, 2020, Virtual, Online
5. Дорофеев В. М., Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок [Текст] / В. М. Дорофеев [и др.]. – М.: Машиностроение, 1973. – 144 с.

### УДК 62-762.63

#### АНАЛИЗ ВОЗДЕЙСТВИЯ СТАРТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ИЗ ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОГО СТАКАНА НА УПЛОТНИТЕЛЬНЫЙ ЭЛЕМЕНТ ОБТЮРАТОРА СТАРТОВО-РАЗГОННОЙ СТУПЕНИ

*К.В. Панкова, А.А. Лизунов, А.И. Маслов, А.В. Шишури, С.А. Лизунов*  
АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

**Аннотация.** Применение транспортно-пускового стакана при «минометном» старте летательного аппарата является одним из самых распространенных и эффективных способов старта летательного аппарата (ЛА). Устройство ТПС (транспортно-пусковой стакан), его взаимодействие с ЛА определяет успешность выхода ЛА на заданный режим для выполнения поставленной цели. Безаварийный старт является актуальной задачей, для выполнения которой необходимо корректное определение факторов, влияющих на критичный элемент стартово-разгонной ступени (СРС) ЛА, такой как резиноподобная манжета обтюраатора. В работе проведен анализ старта ЛА из ТПС и определено воздействие необходимое учитывать при задании режима старта.

**Ключевые слова:** транспортно-пусковой контейнер, стартово-разгонная ступень, обтюраатор.

Развитие ракетной техники ставит задачи повышения надежности и эффективности как новейших, так и вновь разрабатываемых изделий. Разработка безотказного старта ЛА из ТПС была и остается на сегодняшний день одной из актуальных при проектировании, изготовлении, эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ). Среди всего разнообразия способов запуска ЛА особый интерес вызывает «минометный» старт из ТПС как один из наиболее эффективных и безопасных как для наземных, так и для морских носителей. Поэтому все ЛА необходимо проектировать с учетом воздействующих факторов на определяющие элементы при старте ЛА из ТПС для эффективного и безаварийного функционирования при заданных рабочих режимах [1].

ТПС для крылатых ракет представляет собой полый цилиндрический корпус с задней (днище) и передней разрушающейся крышкой, элементами удержания ЛА и такелажными опорами. На днище ТПС расположены газогенераторы, продукты сгорания которых создают избыточное давление во внутреннем объеме ТПС. Создаваемое давление возможно как по всей полости ТПС, так и концентрироваться в определенном объеме. При выборе полной обтюрации необходимо создание такой силы, которая приведет в движение весь ЛА, а следовательно увеличение объема газов и конструкции газогенераторов, что зачастую невозможно при регламентируемых габаритных размерах, а при выборе частичной обтюрации, избыточное давление создается в замкнутом объеме и его выталкивающая сила заметно эффективнее, поэтому основным способом задания избыточного давления является частичная обтюрация пространства между ЛА и ТПС. С помощью частичной обтюрации пространство ТПС делится на донный объем и подкрышечный объем [2, 3].

Рассмотрим подробнее (рис. 1): на СРС ЛА установлен обтюраатор с манжетой из профилированного эластичного резиноподобного материала. Его функцией является герметизация донного объема ТПС от подкрышечного объема в течение времени, необходимого для достижения заданного давления с последующим отжатием манжеты обтюраатора для наддува донного объема ТПС. Кроме того, манжета обтюраатора, закрепленная на СРС, выполняет функцию последней поперечной опоры ЛА при выходе ЛА из ТПС. Поэтому особенно важно максимально точно спрогнозировать воздействие всех факторов, влияющих на ее работоспособность.

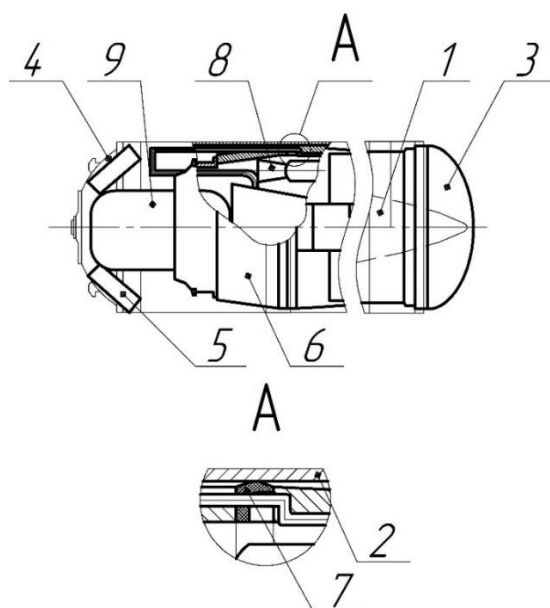


Рис. 1. Схема ЛА в ТПС: 1 - ЛА; 2 - ТПС; 3 - передняя крышка ТПС; 4 - задняя крышка ТПС; 5 - газогенераторы; 6 - СРС; 7 - обтюратор с эластичной резиноподобной манжетой; 8 - двигатель малой тяги (ДМТ) СРС; 9 - система наддува

Рассмотрим этапы старта ЛА на всем участке ТПС для определения критичных параметров при выбранном «минометном» старте с частичной обтюрацией.

1. создание давления в ТПС, равного или больше давлению окружающей среды (воды или воздуха);
2. создание избыточного давления для «поршневого» эффекта старта с помощью газогенераторов;
3. разрушение срезных элементов крышки ТПК;
4. движение ЛА по поверхности ТПС;
5. расстыковка электрооборудования ТПС с ЛА;
6. начало работы двигателя малой тяги (ДМТ) СРС;
7. движение ЛА в «свободном» пространстве.

Непосредственно на работу манжеты обтюлятора оказывает расчетное влияние первый, второй, третий, четвертый и шестой этап.

При создании предварительного давления в ТПС используется система наддува, размещаемая в днище ТПС, ее профильные трубки проходят через пазы манжеты обтюлятора и обеспечивают величину требуемого давления в подкрышечном объеме. С ростом давления манжета отжимается и пропускает газ, генерируемый системой наддува в подкрышечный объем. При достижении требуемого значения давления, система наддува отключается. Для адекватной работы манжеты требуется определение необходимого давления отжатия и прогнозирование температуры, возникающей в донном объеме.

Избыточное давление, создаваемое газогенераторами, характеризуется еще и увеличением температуры в ТПС вследствие изотермических процессов, следовательно появляется еще одна составляющая, которую необходимо учитывать при расчете.

При начале работы ДМТ СРС температура еще больше увеличивается и появляется взаимодействие резиноподобной манжеты с продуктами сгорания твердого топлива ДМТ, а именно порошка алюминия. Возникающий в процессе сгорания топлива оксид алюминия влияет на взаимосвязь химических элементов резины, разрушая их, повышая шероховатость и тем самым увеличивая риск выворачивания резины в процессе движения ЛА по ТПС [4].

Влияние данных этапов также подтверждается зависимостью давления от времени в соответствии с циклограммой старта ЛА (рис. 2).

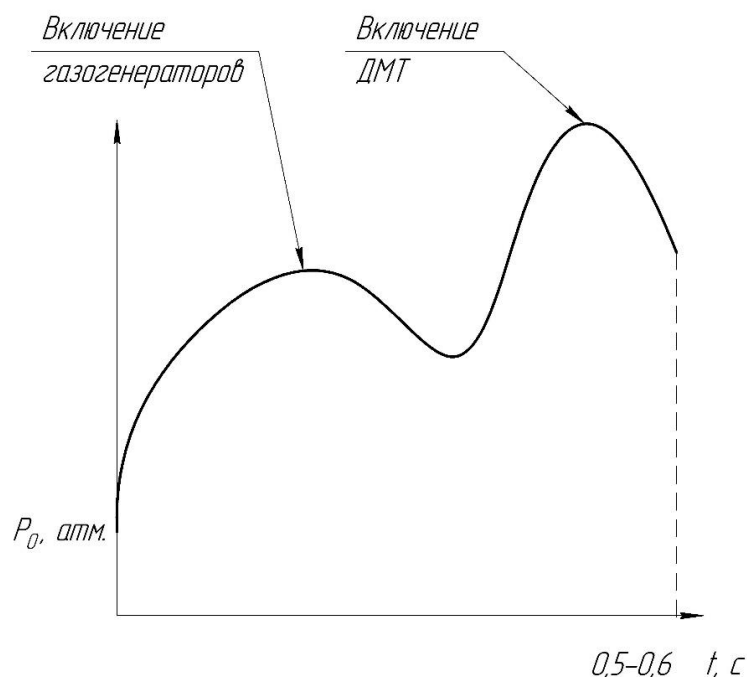


Рис. 2. Характер изменения давления в ТПС:  $p_0$ , атм.;  $t$ , с.

В результате анализа были определены основные факторы, влияющие на подбор резиноподобного материала и выполнение манжетой заданной функции:

- температура, создаваемая продуктами сгорания газогенератора;
- сила трения, возникающая при движении ЛА вдоль ТПС;
- влияние «вредных» продуктов сгорания при запуске ДМТ;
- температура, создаваемая продуктами сгорания ДМТ;
- сила давления в подракетном объеме ТПС.

При проектировании уплотнительной резиноподобной манжеты обтюлятора СРС необходимо обеспечить ее прочность и герметичность путем учета всех этих факторов определяющих условия обеспечения надежного безаварийного старта ЛА из ТПС.

#### Библиографический список

1. Проектирование и эффективность летательных аппаратов: учебное пособие // В.А. Грущанский, А.А. Дергачев // Вузовская книга, 2008, 248 с.
2. Способ старта ракеты из транспортно-пускового контейнера и устройство для его осуществления: пат. 2544253 Рос. Федерация N 2013147280/11; заявл. 24.10.2013, 6 стр.
3. Крылатая ракета в транспортно-пусковом контейнере: пат. 2215981 Рос. Федерация N 2001132642/02, заявл. 2001.12.05, 10 с.
4. Топлива, смазочные материалы, технические жидкости. Ассортимент и применение: Справочник / И.Г. Анисимов, К.М. Бадыштов, С.А. Бятов и др.; Под ред. В.М. Школьников. Изд. 2-е перераб. и доп. – М.: Издательский центр «Техинформ», 1999. - с. 57: ил.

УДК 629.7.036.3

#### АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ЭКОЛОГИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТурбинных Двигателей

А.А. Алексенцев<sup>1</sup>, В.С. Пелевин<sup>1</sup>

<sup>1</sup>. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева.

Проектирование современного ГТД от стадии проекта до серийного производства может занимать десятки лет, при этом требования к их экологическим характеристикам регулярно пересматриваются и ужесточаются. В настоящее время эти характеристики в большей степени становятся определяющими в процессе эксплуатации. При проектировании необходимо не только обеспечить выполнение действующих норм ИКАО, но и с достаточным запасом удовлетворение перспективных [1].

Оценку экологических характеристик важно провести на начальном этапе проектирования камеры сгорания (КС). Это осложняется тем, что содержание вредных веществ существенно зависит от режима работы двигателя, потому оценивают на режимах, составляющих условный стандартный взлетно-посадочный цикл (СВПЦ), суммарную массу каждого из веществ  $M_i$  окиси углерода  $CO$ , несгоревших углеводородов  $HC$  и окислов азота  $NO_x$ , выбрасываемой данным двигателем за указанный цикл.

К примеру, наибольшая концентрация  $NO_x$  в продуктах сгорания более интенсивно выделяется при взлете и наборе высоты как наиболее нагруженных режимах из-за достаточно высоких

температур в зоне горения КС. С другой стороны, при снижении тяги концентрация  $CO$  и  $HC$  возрастает и оказывается максимальной на режиме малого газа при снижении самолета и рулении в аэропорту. Это объясняется обеднением топливно-воздушной смеси, низкими значениями полного давления и температуры на входе в камеру [2, 3].

На практике для оценки экологических характеристик двигателя используют параметр эмиссии  $M_i/P_i$  за СВПЦ (таблица 1) в граммах вещества за цикл на кН взлетной тяги, где  $P_0$  – взлетная тяга двигателя. Данная величина неразрывно связана с индексом эмиссии  $EI_i$ , которая характеризует массу контролируемого вещества, приходящуюся на 1 килограмм топлива.

Таблица 1 – СВПЦ по режимам и продолжительности работы двигателя

Наименование режима (i)	Относительная тяга двигателя, $P_i/P_0$	Продолжительность $t_i$ , мин
Взлет	1,00	0,7
Набор высоты	0,85	2,2
Заход на посадку	0,30	4,0
Руление / земной малый газ	0,07	26

В различных методиках проектирования КС для определения предварительных геометрических параметров имеют место различные требования, например, в [4] при оценке длины  $L_{ж}$  и высоты  $H_{ж}$  жаровой трубы учитывают условие запуска камеры сгорания на режиме авторотации в диапазоне высот и скоростей полета самолета. Это позволяет перейти к расчету объема жаровой трубы  $V_{ж}$  и времени пребывания газа в ней  $\tau_{пр}$ :

$$V_{ж} = \pi \frac{d_k + d_t}{2} L_{ж} \cdot H_{ж},$$

$$\tau_{пр} = \frac{\rho_{вк} \cdot V_{ж}}{G_{вк}},$$

где:  $d_k, d_t$  – средние диаметры проточной части на выходе из компрессора и входе в турбину соответственно;

$\rho_{вк}$  – плотность газа;

$G_{вк}$  – расход воздуха через жаровую трубу.

Далее на основе статистических данных, представленных в графическом виде (рисунок 1), осуществляют расчет показателей эмиссии. недостатком данной методики является устаревший набор статистических данных из [5] и их способ представлений, который усложняет процесс оптимизации при термогазодинамическом расчете КС.

Существует множество работ, в которых приводится эмпирическая зависимость для расчета показателя эмиссии  $NO_x$  [6]:

$$EI_{NO_x} = A \cdot P_r^{0,29} \cdot T_k^{-0,5} \cdot e^{\frac{T_k}{253}} \cdot \frac{G_t}{m \cdot G_B}$$

Данная формула содержит экспоненциальную и степенную зависимость от температуры  $T_k$  и степенную от давления в КС  $P_r$ . Данный вид зависимости встречается и в других работах [7] при этом значение степеней, как и учитываемые параметры, могут различаться. Значение выбросов  $NO_x$  обратно пропорциональны расходу смеси  $m$ , а, следовательно, времени пребывания. Для различных КС вводят эмпирическую константу  $A$ , зависящую от геометрии камеры сгорания, вида топлива и других особенностей рабочего процесса.

Наличие различных подходов как статистических на основе конструкции КС, так и на основе газотермодинамики процесса горения говорит об отсутствии единого подхода к оценке экологических параметров. Также ключевым параметром являются выбранные двигатели для составления зависимостей. Поэтому для проектирования перспективного двигателя необходимо иметь современную базу данных.

Сложность проектирования камеры сгорания вынуждает конструкторов проектировать КС на основе существующих решений. При этом для получения требуемых характеристик необходимо провести большое число работ, связанных с испытаниями и доводкой. Иногда, выбранные конструктором решения, не оправдывают себя на практике, и тогда коренная переделка схемы и конструкции КС влечет за собой новую итерацию работ, что связано с большими затратами времени и средств. Для решения данной проблемы необходимо согласовать на этапе «1D» проектирования узлы газогенератора: компрессор, КС и турбину.

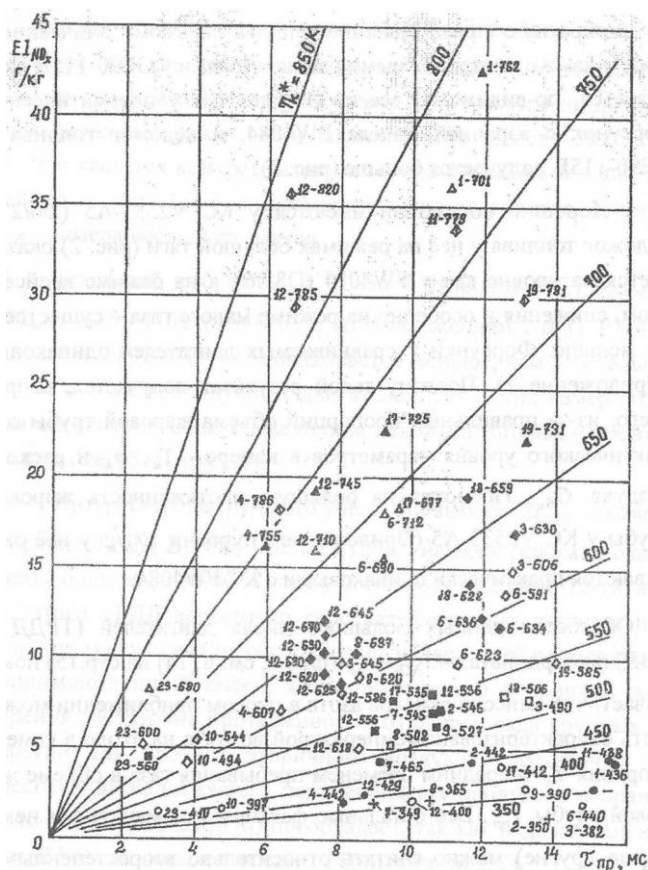


Рисунок 1 - Обобщенные зависимости индекса эмиссии окислов азота от среднего времени пребывания в объеме жаровой трубы камеры сгорания и от температуры воздуха за компрессором:

В результате работы были проанализированы методики проектирования КС. Для дальнейшей интеграции в САЕ – систему «АСТРА» [8] модуля для «1D» расчета КС и оценки ее экологических характеристик необходимо собрать базу современных двигателей и результаты замеров вредных выбросов, провести их анализ и получить аналитические зависимости для расчета показателя эмиссии для СВПП. Данный программный пакет позволяет оптимизировать параметры узлов ГТД. На данный момент ведутся работы по созданию модулей «1D» турбины и компрессора. Таким образом в перспективе в данной системе будет реализован «1D» газогенератор. Это позволит на начальном этапе отбросить конструктивные решения, которые не позволят добиться проектных показателей, а также

#### Библиографический список

1. Охрана окружающей среды. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. / ICAO, Т. II «Эмиссия авиационных двигателей» -Quebec, Canada НЗС 5Н7. 2008
2. Лефевр А.Х. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. -М.: Мир, 1986.-566с.
3. Кныш Ю.А. Методы снижения токсичности выхлопа воздушно- реактивных двигателей. [Учебн. пособие] ./-Куйбышев: КуАИ, 1979. -78с.
4. Диденко А. А. Теория и расчет камер сгорания ВРД. Часть II. Оценка экологических показателей камер сгорания ГТД: учеб. пособие для курсового и дипломного проектирования / А.А. Диденко. - Самара: Изд-во СГАУ, 2012. - 54 с.
5. Методика нормирования эмиссии вредных веществ турбореактивными двигателями дозвуковых самолетов гражданской авиации в зоне аэропорта. / А.А. Горбатко, В.И. Щербаков, Е.И. Худяков, И.Л. Могилевкина. // Труды ЦИАМ, № 983
6. Marchionna, N.R. Effect of Inlet Air Humidity, Temperature, Pressure and Reference Mach Number on the Formation of Oxides of Nitrogen in a Gas Turbine Combustor [Text]/ N.R. Marchionna, L.A. Diehl, A.M. Trout// NASA scientific and technical publications. - 1973. – P. 35.
7. Davis, L. B. Emission and Control of NOX in Industrial Gas Turbine Combustors: Experimental Results [Text]/ L. B. Davis, R. J. Murad, C. F. Wilhelm// 66th Annual AIChE Meeting. – 1973. – P. 11-15.
8. Кузьмичёв В. С., Кулагин В. В., Крупенич И. Н., Ткаченко А. Ю., Рыбаков В. Н. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Труды МАИ, 2013, №67.

УДК 629.78

#### АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ МАЛОГО РАЗГОННОГО БЛОКА

Я.И. Андреев, П.С. Андреева, А.И. Мустейкис



В настоящее время всё большую актуальность приобретает разработка и создание сверхлёгких ракет-носителей, и, как следствие, малых разгонных блоков. Эта тенденция связана, в первую очередь, с уменьшением массы и габаритов выводимой на целевую орбиту полезной нагрузки. Например, во многом благодаря микроминиатюризации электроники появилась возможность создания компактных и лёгких нано- и микроспутников (весом от 1 кг до 100 кг). Стремительно растёт спектр задач, которые предстоит выполнять малыми космическими аппаратами, таких как захват и устранение космического мусора, мониторинг различных сфер деятельности человека, картографирование и т. д.. Очевидно, что использование для вывода такой полезной нагрузки уже созданных разгонных блоков становится нерационально с энергетической, экономической и экологической точек зрения. Таким образом, появилась необходимость в разработке и создании МРБ в составе РН сверхлёгкого класса для вывода полезной нагрузки массой до 250 кг, которые должны удовлетворять общим требованиям: небольшие габариты и масса, невысокая стоимость, надёжность, технологичность и экологичность.

По результатам предварительного анализа были выбраны следующие основные параметры МРБ: масса выводимой полезной нагрузки - до 150 кг, масса самого аппарата – до 80 кг. Диаметр корпуса до 1,4 м. Тяга двигательной установки - 100 Н. На кафедре «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова разработан, создан и испытан макет камеры двигателя МРБ на экологически чистых компонентах: газообразный водород и газообразный кислород.

Для создания МРБ следует использовать современные материалы и методы изготовления деталей при поддержке компьютерного моделирования и современного материально-технического производства. Так, в зависимости от конструкции двигательной установки МРБ, камера двигателя может быть частично или полностью выполнена с помощью аддитивных технологий (3D-печати в частности). Это может быть как макет для стендовых испытаний, так и образец, созданный для эксплуатации непосредственно на МРБ. Также при необходимости могут быть напечатаны элементы управления вектором тяги (рулевые сопла) и другие элементы аппарата.

Главным преимуществом, которое даёт трёхмерная печать, является возможность и доступность небольшим организациям реализовать свои проекты. С расширением сферы космического проектирования и конструирования возросло число частных компаний и студенческих научных коллективов при учебных заведениях. Благодаря 3D-печати, нет необходимости в использовании специальной оснастки и инструментов для изготовления спроектированных изделий - достаточно создать трёхмерную модель и адаптировать её для печати из требуемого материала.[1]

Использование технологий 3D-печати позволяет создавать узлы как единое целое, что даёт возможность частично или полностью отказаться от фланцевых, резьбовых и других соединений, сборки, пайки или сварки. В случае такой температуронапряжённой детали как двигатель, слабыми являются места спаев, близкие к огневому днищу и стенкам камеры сгорания. Поэтому их исключение с целью повышения прочности конструкции наиболее актуально. Также трёхмерная печать упрощает и ускоряет процесс изготовления, уменьшаются вес и габариты, что в целом важно для разгонного блока. Для единичного или мелкосерийного производства снижается себестоимость. Имеется возможность реализации внутренних каналов и полостей практически любой сложности, что необходимо для организации наружного проточного охлаждения камеры двигателя и полостей форсуночной головки. Согласно компоновочной схеме МРБ, двигатель углублён в корпус, поэтому необходимо было минимизировать тепловой поток в окружающую среду, то есть отказаться от лучистого охлаждения с использованием теплоёмких материалов. Вариант с использованием абляционного охлаждения, широко используемого для ЖРДМТ, является более эффективным благодаря меньшему расходу компонента и равномерности отвода тепла, но значительно утяжеляет конструкцию из-за большой толщины транспирационного слоя. Благодаря возможностям трёхмерной печати, в созданном двигателе, несмотря на его малые размеры, организовано эффективное регенеративное охлаждение камеры газообразным водородом. Такое решение является новым, так как проточное охлаждение для ЖРДМТ малоприменимо. Это связано в первую очередь с невозможностью его осуществления заданным расходом компонента. Также создание тракта охлаждения для камеры малых габаритов является сложно осуществимой задачей, и, в связи с этим, нерационально при использовании традиционных технологий изготовления.

В качестве особенности трёхмерной печати стоит отметить, что полученная поверхность имеет определённую шероховатость. Данное свойство, с одной стороны, способствует интенсификации охлаждения, величина которой зависит от степени шероховатости и определяется возможностями 3D-принтера и выбранным материалом, с другой стороны, возможно появление сложно удаляемых технологических загрязнений, которые ограничивают возможности применения некоторых компонентов (например, перекись водорода).

Появление поддержек в ходе процесса печати неизбежно. Поддерживающие структуры остаются в недоступных местах, например, в полости для компонентов топлива, если форсуночная головка печатается как одна деталь. В процессе работы двигателя может произойти их разогрев и оплавление, что способно привести к сбою работы двигателя. Поэтому особое внимание требуется уделить снижению теплового воздействия продуктов сгорания на огневое днище форсуночной головки.

Интенсивно развивающиеся технологии изготовления из композитных материалов открывают широкий спектр возможной реализации ферменных конструкций, рам корпусов двигательного и приборного отсеков, обшивки их сотовых панелей.

Для конструкции рамы и всего корпуса МРБ рационально использовать современные композитные материалы. Рассмотрим два из них: углепластик карбон и стеклопластик

базальтопластик. Карбон в последние годы широко распространился во многих сферах, и в первую очередь, в аэрокосмической. Он представляет собой углеродные нити, намотанные особым образом и пропитанные связующим веществом - эпоксидной смолой. Благодаря особой технологии производства, требующей немалой доли ручного труда, возможно создание деталей различной формы и размеров. Высокая прочность достигается во многом благодаря предварительному расчёту параметров будущего материала и соответствующей ориентации волокон в полимерной матрице. Основными его недостатками являются высокая стоимость и сложность изготовления. К достоинствам стоит отнести высокую прочность на разрыв, широкий диапазон температур применения, лёгкость и коррозионную стойкость.

Схожими параметрами обладает базальтопластик. Он состоит из базальтовых волокон и полимерного связующего. Материал, благодаря свойствам вулканической породы базальт, обладает высокой прочностью, огнеупорностью, химической и коррозионной стойкостью. Базальтопластик является бюджетным материалом, так как порода базальт одна из самых распространённых в природе. С этими свойствами связано его широкое применение для изготовления строительной арматуры, защитных покрытий для повышения долговечности изделия. Очевидным преимуществом базальтопластика перед карбоном является больший диапазон температур применения. Так как базальтопластик имеет несколько большую плотность, чем карбон, рационально использовать его в качестве покрытия для сотовых панелей корпуса, подверженных наибольшему температурному диапазону эксплуатации (в особенности корпусу двигателя отсека). В случае приборного отсека наиболее важно поддержание допустимой температуры эксплуатации аппаратуры, что будет обеспечено благодаря низкому коэффициенту теплопроводности базальтопластика. Такое покрытие повысит долговечность и прочность обшивки сотовых панелей, не приводя при этом к значительному утяжелению корпуса МРБ. Развивающаяся компания ПАО «Базальтопластик» занимается производством и нанесением этого высокотехнологичного композитного материала. Производитель заявляет экологичность защитных покрытий, обусловленную применением эпоксидных смол, не содержащих органических растворителей. Также гарантируется механическая прочность, абразивная и ударная стойкость, более высокая степень адгезии к защищаемым поверхностям, значительную устойчивость к термоударам. [2]

Для рам приборного и двигательного отсеков наиболее подходит карбон, так как эти элементы конструкции должны главным образом сочетать в себе прочность и минимальную массу, также они менее подвержены высоким температурным воздействиям. Сравнение характеристик базальтопластика и карбона приведено в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение характеристик базальтопластика и карбона

Характеристика	Базальтопластик	Карбон
Структура	Базальтовые нити Органические и неорганические полимеры	Углеродные нити Полимерные смолы
Состав волокон	SiO <sub>2</sub> , Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> , TiO <sub>2</sub> , Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub> , FeO, CaO, MgO и др.	C <sub>2</sub>
Минимальная температура, °С	-270	-70
Максимальная температура, °С	900	1600-2000
Плотность, кг/м <sup>3</sup>	1900-2600	1450-2000
Коррозионная и химическая устойчивость	Высокая	Высокая

Для обеспечения МРБ требуемым запасом газообразного топлива необходимо охлаждать газ до температуры около 170 К при начальном давлении в баке от 35 до 70 МПа [3]. В связи с низкой температурой и высоким давлением компонентов встает вопрос о выборе материала для баков. Всего на МРБ установлено четыре сферических бака: три для водорода и один для кислорода. Применение металла в качестве материала для стенок бака МРБ недопустимо, так как приведет к существенному утяжелению конструкции. Для создания рационально использовать современную технологию изготовления металлокомпозитных баков высокого давления, которые в общем случае состоят из двух слоёв: тонкий металлический лайнер из нержавеющей стали, алюминия или титана, силовая оболочка из композитного материала (это может быть углепластик, стеклопластик или органоластик). По сравнению с металлическими, они имеют меньший вес, значительно большую прочность и надёжность, стойкость к коррозии. Самым главным их преимуществом является весовая эффективность. Баки, изготавливаемые компанией ООО «Сафит», в 6 раз легче металлических при равных параметрах эксплуатации, способны выдерживать давление до 70 МПа. Их продукция позволила снизить массу разгонного блока «Фрегат» на 24 кг [4,5].

### Библиографический список:

1. 3D-печать сталью. [Электронный ресурс] URL: <https://habr.com/ru/post/660259/> (Дата обращения: 12.02.2023)
2. Базальтопластик. [Электронный ресурс] URL: <https://www.bzpl.ru/> (Дата обращения: 13.02.2023)
3. Левихин А.А., Мустейкис А.И. “Расчетная оценка эффективности применения различных топливных пар на борту малого космического летательного аппарата”. Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. №4, 2022.
4. Композитный топливный бак. [Электронный ресурс] URL: [https://www.nasa.gov/content/nasa-tests-game-changing-composite-cryogenic-fuel-tank\\_marshall\\_news](https://www.nasa.gov/content/nasa-tests-game-changing-composite-cryogenic-fuel-tank_marshall_news) (Дата обращения: 8.02.2023)
5. Металлокомпозитные баллоны давления. [Электронный ресурс] URL: <https://safit.info/> (Дата обращения: 12.02.2023)

УДК 629.78

## АНАЛИЗ ТРЕНДОВ ОСВОЕНИЯ КОСМОСА

*В.С. Стрекопытов*

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

Поставим перед собой задачу проанализировать основные тренды развития освоения космоса в ближайшие 10 лет. При рассуждениях будем исходить из нескольких предпосылок.

Освоение космоса – это отрасль человеческой деятельности, цели которой состоят в исследовании космоса и включении космического пространства в сферу практической деятельности человека. Эти цели достигаются созданием и совершенствованием ракет-носителей, их систем и агрегатов, космических аппаратов различного назначения, осуществлением пилотируемых и непилотируемых космических программ, проведением и модернизацией всех связанных с перечисленным работ.

Развитие есть направленное, закономерное, необратимое изменение, определяющей и отличительной чертой которого является переход одного качественного состояния в другое. Для тренда определяющей и отличительной чертой является актуальность.

Тогда под трендами развития освоения космоса справедливо понимать все работы, реализация которых сохраняет свою актуальность в некоторый промежуток времени и которые направлены на изменение качественного состояния исследований космоса и степени включения космического пространства в сферу практической деятельности человека.

Вместе с этим, будем исходить из диалектического понимания развития, то есть постараемся отследить прогрессивное и регрессивное движение внутри каждого тренда.

Как правило, о трендах можно судить на основе существующих на сегодняшний день новостей. Для полноты охвата темы, рассмотрим тренды развития отрасли освоения космоса с разных сторон.

Именно, со стороны осуществления фактических запусков пилотируемых и непилотируемых космических аппаратов, трендами развития будет являться следующее.

Во-первых, унификация конструкции российских спутников, выстраивание серийного производства и выведение на орбиту значительного количества новых отечественных беспилотных космических аппаратов различного назначения.

В период с 2020 по 2022 годы и неполный 2023 год с помощью российских ракет-носителей выведен на орбиту 521 спутник, 55 из них российские [1].

Табл. 1 Сведения о запусках отечественных РН и выведенных на орбиту КА

	2023 год	2022 год	2021 год	2020 год
Запусков РН	3	22	25	17
Выведено спутников	1	70	331	119
из них российские:	1	34	7	13
других стран:	0	36	324	106

Юрий Борисов в февральском интервью сообщил, что «Россия должна производить к 2025 году 250 спутников ежегодно» [2]. Таким образом, направление работы является приоритетным. Создание Россией собственного глобального информационного поля и средств РЭБ, выстраивание серийного производства спутников, которое может оказаться ключом от замка высокого экономического спроса, являются положительным моментом. Негативный момент заключен в отвлечении значительных ресурсов от исследовательских и пилотируемых отечественных программ – трендов развития космической деятельности Китая и США.

Во-вторых, собственно реализация лунных программ Китая и США, не исключено их политическое окрашивание.

Первый этап китайской лунной программы «Чанъэ» стартовал в 2007 году вместе с запуском аппарата «Чанъэ-1». В настоящее время Китайское национальное космическое управление сообщает о завершении третьего этапа, целью которого являлась доставка лунного грунта на Землю, и переходе к четвертому заключительному этапу – работ по созданию и развертыванию роботизированной научной станции на Южном полюсе Луны [3][4]. Отдельно следует отметить, что со стороны Госкорпорации «Роскосмос» и КНКУ в марте 2021 года был подписан меморандум о совместной работе в рамках лунных программ России и Китая. [5][6][7].

Вторая лунная программа США носит название «Артемида». Запуск миссии «Артемида-1» был осуществлен 16 ноября 2022 года, в ходе которой был выполнен тестовый беспилотный полет космического корабля «Орион» [8]. Внутри программы «Артемида» запланированы пилотируемые полеты вокруг Луны, выведение на лунную орбиту станции «Gateway», высадка экипажа на поверхность Луны, создание лунной базы [9].

Завершенные миссии станут опорой для будущих исследований, вместе с этим успех принесет государственный престиж и может повлечь за собой наращивание бюджетных затрат на космическую деятельность этих государств, что в свою очередь позволит космической отрасли прорабатывать новые и новые программы. Однако политическое окрашивание может отрицательно повлиять на отношение к международному характеру космических исследований.

В-третьих, развитие тематики марсианских БПЛА, появление преемников «Ingenuity» на поверхности Марса.

Результаты небольшой аналитической работы на основе публичных данных представлены в табл. 2 [10][11]. Обращает на себя внимание значительная разница в скорости перемещения планетохода и БПЛА. Однако надо иметь в виду и то, что и задачи, выполняемые аппаратами, различны: задача аппарата «Ingenuity» – «демонстрация технологии», в задачи же «Perseverance» входит сбор образцов горных пород и почвы для будущей отправки на Землю. Выводы о несовершенстве планетохода в отношении коптера были бы поверхностны.

Табл.2 Сведения о действующих марсианских исследовательских аппаратах

	Аппарат «Ingenuity»	Аппарат «Perseverance»
Масса аппарата	1.8 кг	1025 кг
К-во перемещений	44	Не менее 300
Пройденный путь	9163 метров	14940 метров
Суммарное время в пути	75 минут	Не менее 150 часов
Средняя скорость	2 м/сек	100 м/час

На Земле БПЛА используют в геодезии и картографии, кинематографе и видеосъемке, на производствах. На Марсе, который отдален от нашей планеты на миллионы километров, где возможности перемещения марсоходов ограничены, БПЛА могут использоваться в разведывательных, исследовательских и также транспортировочных целях. Не исключено, что в будущем такие аппараты станут постоянными спутниками космонавтов-исследователей, помогая им в изучении новых планетных миров. Поэтому создание неземных БПЛА актуальная научно-техническая задача.

Далее, со стороны НИОКР в части, касающейся систем и агрегатов РКТ, о трендах развития освоения космоса можно сказать следующее.

Во-первых, сохраняют свою актуальность работы, связанные с использованием аддитивных технологий. Прогрессивным аспектом этого тренда является сокращение себестоимости изделий, общего количества деталей конструкции, сокращение сроков производства сложных деталей, стоимости запусков, возможное повышение характеристик готовых изделий – весового качества и изотропности свойств. Отметим, что ракетная техника как сложная техническая система нередко исключает возможность проведения эксперимента, поэтому о несовершенствах созданного изделия в некоторых случаях узнают только во время фактического запуска, возможно и трагичного. Поэтому регрессивный аспект тренда заключен в возможных рисках.

Известной является компания «Relativity Space», занимающаяся созданием ракет-носителей, созданных преимущественно с помощью 3Д-печати. По заявлениям компании, их ракета «Terran-1» включает в себя в 100 раз меньше деталей, чем традиционные конструкции, а сроки производства ракеты могут составить 60 дней [12]. Заявленная стоимость первого запуска составляет 12 млн. долларов, что в 5.5 раз меньше стоимости запуска Falcon-9 (67 млн. долларов) [12][13].

Первый запуск РН «Terran-1» запланирован на 8 марта 2023 года, носитель не будет включать в себя полезную нагрузку [14].

Во-вторых, свое место будут иметь работы по созданию систем жизнеобеспечения замкнутого цикла. Приведем примерный расчет массы продовольственных ресурсов и кислорода для экипажа межпланетной экспедиции из четырех человек. Одному человеку в год потребуется примерно 700 кг воды, 300 кг органического вещества (пищи) и 300 кг кислорода. Итого примерно 5 тонн ресурсов в год на экипаж. Такая величина запасов может оказаться неподъемной для реализации межпланетной программы, поэтому решение брать с собой лишь аварийные запасы, а остальное производить «на месте» с помощью системы жизнеобеспечения замкнутого цикла, - такое решение может стать принципиальным для будущих пилотируемых миссий. Создание таких систем – необходимый задел для будущих пилотируемых миссий, направленных на освоение Луны и Марса.

В-третьих, коллективами РФ, США и Китая продолжится исследование термоэмиссионного охлаждения стенок ракетного двигателя, реализация которого обещает повысить, например, весовое качество существующих ЖРД. Перспективно выглядит идея использования сгенерированной при термоэмиссионном охлаждении электроэнергии для питания бортовой системы управления, в том числе приводов исполнительных органов системы управления. Здесь можно сослаться на работу коллектива БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова [15].

С экономической точки зрения, сохранится тренд на инвестиции в космические проекты частных компаний со стороны других компаний, частных лиц и государства, в том числе в России. Есть информация о уже существующем высоком уровне инвестиций в область космических технологий [16][17]. Юрий Борисов рассказал о плане выхода госкорпорации на рынок облигаций [18]. Не исключено, что как следствие в тренде будут новые космические стартапы.

Обращает на себя внимание из-за освещенности в СМИ тренд на развитие космического туризма, то есть услуг по проведению частных космических полетов. Вместе с имиджевыми заявлениями со стороны «SpaceX», также есть сведения о планируемых китайский суборбитальных частных космических полетах [19]. Между РКК «Энергия» им. С.П. Королёва и компанией Space Adventures Inc. (США) подписан контракт на осуществление в 2023 году краткосрочной экспедиции двух участников космического полета на борту корабля «Союз МС» на российский сегмент Международной космической станции. Планируется, что в ходе экспедиции один из участников космического полета совместно с профессиональным российским космонавтом совершит выход в открытый космос из российского сегмента станции [20].

Как сфера человеческой деятельности, отрасль освоения космоса в наши дни имеет характерную особенность: тренды развития отрасли являются устойчивыми в широких промежутках времени. Это связано, прежде всего, с необходимостью многолетней работы для реализации тех или иных работ. Таким образом, отталкиваясь от сегодняшних новостей и информации о проводимых работах, можно говорить о будущем движении внутри отрасли космической деятельности, актуальных вопросах и приоритетных направлениях работы – то есть о трендах развития, описанных выше.

В целом, рассуждения оказались достаточно оптимистичными. Образно говоря – движение вперед, успех, развитие, быстрее, выше, сильнее. Однако важно то обстоятельство, что отрасль освоения космоса переплетена с другими отраслями человеческой деятельности, и в первую очередь – с политической. Поэтому нельзя исключать, во-первых, возможность изменения политических «трендов развития» в государствах, осуществляющих космическую деятельность, и во-вторых, последующие необратимые и скоротечные изменения трендов освоения космоса.

### Библиографический список

- [1] – Пуски [Электронный ресурс] // Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» [сайт]. URL: <https://www.roskosmos.ru/launch/2023/> (дата обращения 26.02.2023)
- [2] – Интервью. Юрий Борисов: Россия должна производить к 2025 году 250 спутников ежегодно [Электронный ресурс] // Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» [сайт]. URL: <https://www.roskosmos.ru/38927/> (дата обращения 12.02.2023)
- [3] – China's Chang'e-5 retrieves 1,731 grams of moon samples (Китайский аппарат «Чанъэ-5» вернул 1731 грамм лунных образцов) [Электронный ресурс] // China National Space Administration (Китайское национальное космическое управление) [сайт]. URL: <http://www.cnsa.gov.cn/english/n6465719/c6810963/content.html> (дата обращения 15.02.2023)
- [4] – Chang'e 7 robotic mission to search for ice and survey south pole landforms («Чанъэ-7» - беспилотная миссия по поиску льда и исследованию рельефа южного полюса) [Электронный ресурс] // China National Space Administration (Китайское национальное космическое управление) [сайт]. URL: <http://www.cnsa.gov.cn/english/n6465652/n6465653/c6813273/content.html> (дата обращения 15.02.2023)
- [5] – Россия и Китай подписали меморандум о создании лунной станции [Электронный ресурс] // Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» [сайт]. URL: <https://www.roskosmos.ru/30248/> (дата обращения 15.02.2023)
- [6] – China and Russia sign a Memorandum of Understanding Regarding Cooperation for the Construction of the International Lunar Research Station (Китай и Россия подписывают Меморандум о взаимопонимании относительно сотрудничества в строительстве Международной лунной исследовательской станции) [Электронный ресурс] // China National Space Administration (Китайское национальное космическое управление) [сайт]. URL: <http://www.cnsa.gov.cn/english/n6465652/n6465653/c6811380/content.html> (дата обращения 15.02.2023)
- [7] – JOINT STATEMENT Between CNSA And ROSCOSMOS Regarding Cooperation for the Construction of the International Lunar Research Station (СОВМЕСТНОЕ ЗАЯВЛЕНИЕ КНКУ и РОСКОСМОСА о сотрудничестве в строительстве Международной лунной исследовательской станции) [Электронный ресурс] // China National Space Administration (Китайское национальное космическое управление) [сайт]. URL: <http://www.cnsa.gov.cn/english/n6465652/n6465653/c6811967/content.html> (дата обращения 15.02.2023)
- [8] – NASA: Artemis-I (Страница, посвященная миссии «Артемиды-1») [Электронный ресурс] // National Aeronautics and Space Administration [сайт]. URL: <https://www.nasa.gov/specials/artemis-i/> (дата обращения 16.02.2023)
- [9] – NASA: Artemis (Страница, посвященная космической программе «Артемиды») [Электронный ресурс] // National Aeronautics and Space Administration [сайт]. URL: <https://www.nasa.gov/specials/artemis/> (дата обращения 16.02.2023)
- [10] – Mars Helicopter Flight Log (Страница, посвященная космическому аппарату «Ingenuity») [Электронный ресурс] // National Aeronautics and Space Administration [сайт]. URL: <https://mars.nasa.gov/technology/helicopter/#> (дата обращения 17.02.2023)
- [11] – Where is Perseverance? (Интерактивная карта перемещений аппарата марсохода) [Электронный ресурс] // National Aeronautics and Space Administration [сайт]. URL: <https://mars.nasa.gov/mars2020/mission/where-is-the-rover/> (дата обращения 17.02.2023)
- [12] – Relativity Space: Rockets (Страница, посвященная продукции компании «Relativity Space») [Электронный ресурс] // Relativity Space [сайт]. URL: <https://www.relativityspace.com/rockets> (дата обращения 18.02.2023)
- [13] – Capabilities&Services (Возможности и услуги) [Электронный ресурс] // SpaceX [сайт]. URL: <https://www.spacex.com/media/Capabilities&Services.pdf> (дата обращения 18.02.2023)
- [14] – Terran 1 First Launch (Первый запуск «Терран-1») [Электронный ресурс] // Relativity Space [сайт]. URL: <https://www.relativityspace.com/ghlf> (дата обращения 18.02.2023)
- [15] – Кольчев А. В., Чернышев М.В., Архипов П.А., Керножицкий В. А., Термоэмиссионное охлаждение элементов летательных аппаратов. Обзор// XXVI Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям. Материалы докладов конференции. – 2022. – с. 115-117.
- [16] – Interest in space technology start-ups is sky high (Инвестиции в стартапы в области космических технологий взлетели до небес) [Электронный ресурс] // Газета Times [сайт]. URL: <https://www.thetimes.co.uk/article/interest-in-space-technology-start-ups-is-sky-high-2hs9rg2c5> (дата обращения 19.02.2023)

[17] – Times сообщила о рекордных инвестициях в стартапы в области космических технологий [Электронный ресурс] // Новости космонавтики [сайт]. URL: <https://novosti-kosmonavtiki.ru/news/85610/> (дата обращения 19.02.2023)

[18] – Интервью. Глава Госкорпорации «Роскосмос» Юрий Борисов: «Хочу, чтобы спорили, доказывали свою точку зрения, думали!» [Электронный ресурс] // Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» [сайт]. URL: <https://www.roscosmos.ru/38649/> (дата обращения 21.02.2023)

[19] – Космический туризм в Китае может появиться в 2025 году [Электронный ресурс] // Новости космонавтики [сайт]. URL: <https://novosti-kosmonavtiki.ru/news/85633/> (дата обращения 20.02.2023)

[20] – Контракт между РКК «Энергия» и Space Adventures [Электронный ресурс] // Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» [сайт]. URL: <https://www.roscosmos.ru/28730/> (дата обращения 20.02.2023)

УДК 533.69.048+621.311.243

## АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ПИТАНИЯ

*В.В. Симоненко<sup>1</sup>, О.К. Овчинникова<sup>1</sup>*

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

Активное распространение доступных солнечных панелей на мировых рынках способствует расширению спектра их применения. Фотоэлектрические элементы могут устанавливаться в том числе и на различных транспортных средствах: лодках, электромобилях и гибридных автомобилях, самолётах, дирижаблях. Причем назначением таких установок может быть как полное обеспечение транспортного средства электроэнергией, так и вспомогательное питание каких-либо отдельных модулей для поддержания их автономности.

Одним из наиболее актуальных и перспективных направлений использования гелиоэнергетики в авиации является проектирование и эксплуатация беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Развитию и росту популярности лёгких и сверхлёгких электросамолётов способствует повышение требований к защите окружающей среды, появление современных ёмких аккумуляторов, а также лёгких и прочных материалов. Электрические самолёты отличает низкий уровень шума, лёгкость технического обслуживания, широкий спектр применения [1-3].

Одним из таких сверхлёгких летательных аппаратов является NASA Helios, выполненный по схеме летающего крыла из композитных материалов. Геометрические параметры крыла: размах крыльев составляет 75 метров, хорда крыла – 2,4 м, толщина профиля 290 мм, относительная толщина – 12 %, неизменная по всей длине. Задняя кромка крыла имеет небольшой изгиб профиля вверх, что обеспечивает улучшение его несущей способности при малых скоростях. Основу конструкции крыла составляет трубчатый лонжерон, выполненный из углеродного волокна, дополнительно усиленный в верхней и нижней части сечения для компенсации вертикальных изгибающих усилий, возникающих на крыле во время полёта. Конфигурация НР03 имеет 10 двигателей и оптимизирована для достижения максимальной длительности полёта, представляет собой сочетание солнечных батарей, аккумуляторов и водород-воздушных топливных элементов для обеспечения питания в ночное время.

Площадь крыла NASA Helios НР03 составляет 183,6 м<sup>2</sup>, что обеспечивает при взлётной массе 726 кг нагрузку 3,95 кг/м<sup>2</sup> [4]. Крыло собирается из шести 12-метровых секций, в месте соединения которых подвешены гондолы. Концевые секции крыла отклонены от горизонтали на 10° вверх, для придания самолёту большей поперечной устойчивости. Несколько большая, чем остальные, центральная гондola несет в себе аккумуляторы, батарею топливных элементов, датчики и блоки системы управления.

Аэродинамические органы управления состоят из отклоняемых поверхностей, расположенных по всей длине задней кромки крыла, управляемых сервомоторами и использовавшихся только для управления по тангажу. Для управления по рысканью используется тяга двигателей (для поворота аппарата увеличивают обороты двигателей, расположенных на одной консоли крыла, и уменьшают обороты двигателей на противоположной). Крыло Helios в полёте имело значительный изгиб, и крайние двигатели оказывались подняты выше, чем расположенные ближе к центру конструкции. При такой конфигурации увеличение тяги крайних двигателей обеспечивает уменьшение тангажа и заставляет идти аппарат вниз, а увеличение тяги средних двигателей увеличивает тангаж и обеспечивает набор высоты.

Схематический чертеж летательного аппарата показан на рисунке 1, на рисунке 2 показана геометрическая модель, предназначенная для проведения численного моделирования обтекания летательного аппарата.

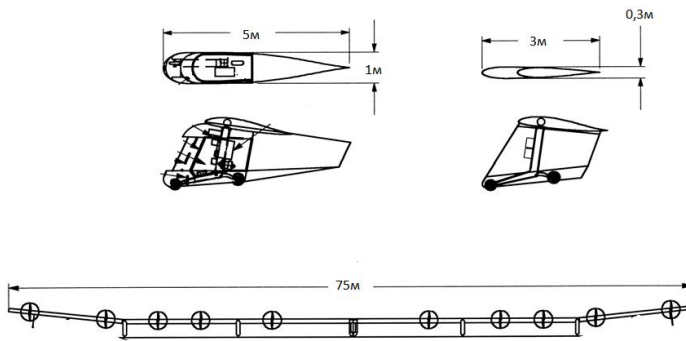


Рис. 1. Схематический чертёж NASA Helios HP03



Рис. 2. Геометрическая модель NASA Helios HP03

Для проведения численного эксперимента была построена внешняя расчетная область и сгенерирована тетраэдрическая неструктурированная сетка, имеющая сгущение к поверхности летательного аппарата.

Расчеты проведены в Ansys Fluent. Рассматривается обтекание летательного аппарата потоком атмосферного воздуха при температуре 300 К, давлении 101325 Па и скорости 25 м/с. Поскольку число Маха набегающего потока  $0,07 << 0,3$ , в качестве модели среды использован несжимаемый газ. Задача решена в трехмерной стационарной постановке.

Математическая модель представляет собой совокупность уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу, и замыкающих соотношений, в число которых, кроме термодинамической модели среды, входит модель турбулентности k-omega SST.

На рисунках 3-5 представлены полученные в результате решения картины течения.



Рисунок 3 – Картина линий тока набегающего потока

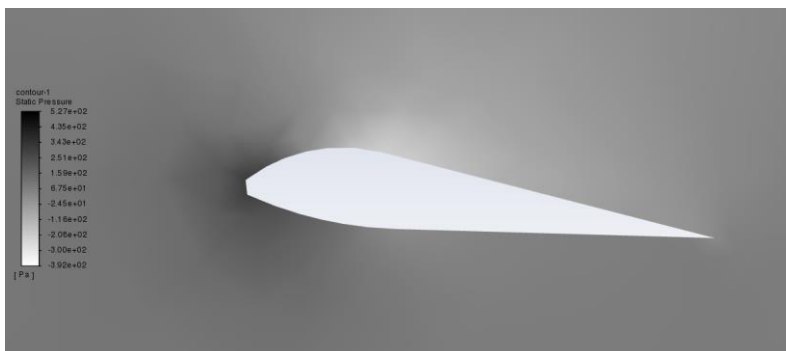


Рисунок 4 – Поле давления в поперечном к профилю крыла сечении

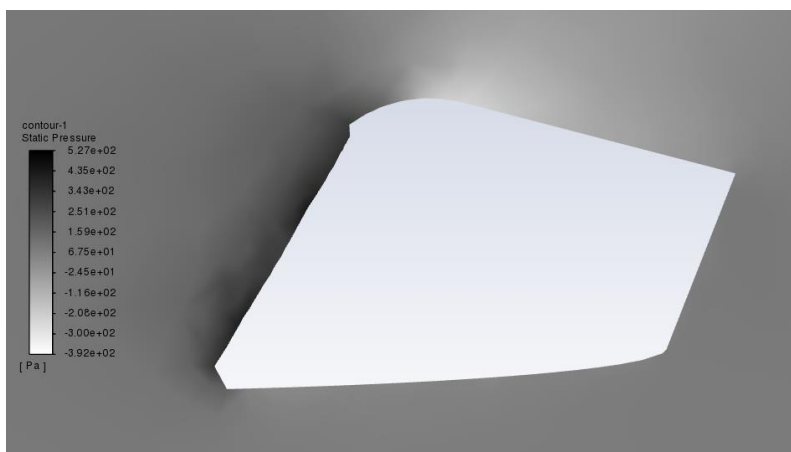


Рисунок 5 – Поле давления в поперечном к профилю гондолы сечении

Анализ сил, действующих со стороны набегающего потока на летательный аппарат, позволяет вычислить коэффициент аэродинамического качества:

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{12807}{5386} = 2,38.$$

Поскольку задача решена без учёта теплообмена с окружающей средой, прогрева солнечных батарей за счет солнечного излучения и их охлаждения набегающим воздушным потоком, полученное аэродинамического качества летательного аппарата требует уточнения.

#### Библиографический список

1. Линдси, Роберт (9 июня 1981), "Солнечный самолет, готовый бросить вызов Ла-Маншу", New-York Times, <https://www.nytimes.com/1981/06/09/science/physicist-s-solar-airplane-set-to-challenge-the-english-channel.html>
2. Кардуэлл, Диана (1 мая 2013). "Экспедиция на солнечном самолете через всю страну готова к взлету". New-York Times, [https://ru.zahn-info-portal.de/wiki/Solar\\_Impulse](https://ru.zahn-info-portal.de/wiki/Solar_Impulse)
3. "Solar Impulse завершает историческое кругосветное путешествие", BBC News, 26 июля 2016 г., [https://translated.turbopages.org/proxy\\_u/en-ru.ru.23044552-63e9fe91-bae42a1a-74722d776562/https://www.cbsnews.com/sanfrancisco/news/solar-impulse-2-sun-powered-plane-around-the-world/](https://translated.turbopages.org/proxy_u/en-ru.ru.23044552-63e9fe91-bae42a1a-74722d776562/https://www.cbsnews.com/sanfrancisco/news/solar-impulse-2-sun-powered-plane-around-the-world/)
4. Информационный бюллетень NASA "Helios", [https://translated.turbopages.org/proxy\\_u/en-ru.ru.ebab5ca0-63ea0068-e0504689-74722d776562/https://www.nasa.gov/vision/earth/improvingflight/archives/FS-068-DFRC.html](https://translated.turbopages.org/proxy_u/en-ru.ru.ebab5ca0-63ea0068-e0504689-74722d776562/https://www.nasa.gov/vision/earth/improvingflight/archives/FS-068-DFRC.html)

УДК 621.8-1/9

### ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ ПРИВОДА ВЫДВИЖЕНИЯ СЕКЦИЙ МНОГОСЕКЦИОННОЙ СТРЕЛЫ

*Н.С. Максимова<sup>1</sup>, Б.В. Храмов<sup>1</sup>*

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

В мобильных радиолокационных станциях и в машиностроение вообще в основном используются два вида многосекционных стрел:

- стрелы складного типа;
- стрелы телескопического типа.

Проведем сравнительный анализ обоих видов многосекционных стрел.

Стрелы складного типа, как правило, имеют меньшую наветренную площадь, чем телескопические, соответственно и действующая на них ветровая нагрузка меньше. Стрелы складного типа имеют меньшую жёсткость конструкции, чем телескопические, поэтому обеспечить заданную стабильность АПМ при работе сложнее. В сложенном состоянии телескопические стрелы выигрывают по габаритным характеристикам, которые влияют на мобильность агрегата. Кинематика складных стрел является более сложной.

Проанализировав вышеизложенные факторы можно вынести решение о том, что для мобильного антенного поста, целесообразней использовать стрелу телескопического типа.

Количество секций стрелы, влияет на габариты стрелы в целом, а также на тип и конструкцию привода выдвижения секций. Уменьшение количества секции ведёт к увеличению длины стрелы и уменьшению ее поперечных размеров, когда секции вдвинуты, но при этом упрощается привод выдвижения секций. Увеличение количества секций ведёт к уменьшению длины стрелы, и увеличению поперечных размеров, когда секции вдвинуты, но при этом усложняется привод выдвижения секций.

При выборе конструкции секций много секционной стрелы рассматривались три варианта: стрелы с прямоугольным, круглым и восьмиугольным сечением секций стрелы.

Секции стрелы с прямоугольного сечения наиболее широко используется в подобных агрегатах, так как технология изготовления таких много секционных стрел достаточно проста и отработана.



У стрелы с прямоугольным сечением секций исключён поворот секций относительно друг друга. Однако к недостаткам таких стрел можно отнести большой аэродинамический коэффициент ( $a=1,4$ ) при ветровом воздействии.

Стрелы с круглым сечением секций имеют преимущество при ветровом воздействии, так как аэродинамический коэффициент для них меняется от 0,7 до 1,2 в зависимости от диаметра и скорости ветра.

Технология изготовления стрел круглого сечения сложнее, что ведёт к увеличению времени и стоимости изготовления агрегата.

Также использование таких секций стрел предусматривает наличие специальных устройств, предотвращающих разворота секций относительно друг друга, часто это ведёт к увеличению габаритов, и как следствие увеличение наветренной площади и величины аэродинамического коэффициента. То есть уменьшает преимущество при воздействии ветровой нагрузки.

Стрелы с восьмиугольным сечением секций имеют аэродинамический коэффициент, равный 1,2, к тому же исключен разворот секций. Но изготовление такой секций стрелы несколько сложнее, по сравнению с другими.

Рассмотрев достоинства и недостатки перечисленных форм сечения секций много секционной стрелы, остановим свой выбор на секциях стрелы прямоугольного сечения.

Далее рассмотрим конструктивные схемы устройства выдвижения секций стрелы. Привод выдвижения секций много секционной телескопической стрелы может осуществлять выдвижение либо поочередно, выдвигая каждую секцию относительно друг друга на заданную высоту АПМ, либо одновременно выдвигая все секции.

Поочередное выдвижение секций одним много ступенчатым гидроцилиндром возможно, если количество выдвигаемых секций стрелы только на единицу больше числа ступеней гидроцилиндра.

Поочередное выдвижение секций трех секционной стрелы можно осуществлять и двумя независимыми одноступенчатыми гидроцилиндрами, но при этом величины статических сопротивлений при втягивании третьей секции стрелы должны быть значительно меньше веса модуля и третьей секции, что является в данный момент движущей силой.

Одновременно выдвижение и втягивание всех секций много секционной стрелы может быть выполнено двумя одноступенчатыми гидроцилиндрами-в сочетании с трособлочной системой.

На данный момент времени в основном для выдвижения и втягивания секций много секционных стрел используется варианты с гидроцилиндрами, не применяя трособлочную систему.

Принципиальная схема устройства поочередного последовательного выдвижения секций трех секционной стрелы двумя одноступенчатыми гидроцилиндрами представлена на рис.1.

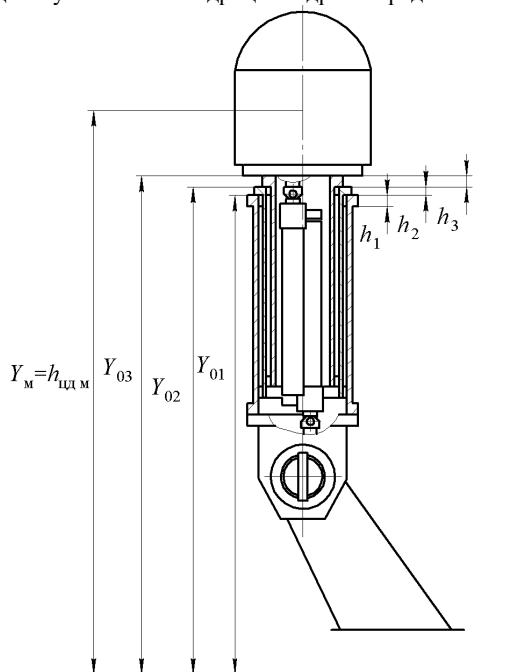


Рис. 1 - Принципиальная схема устройства поочередного последовательного выдвижения секций трех секционной стрелы двумя одноступенчатыми гидроцилиндрами

При поочередном выдвижении секций стрелы, когда привод включает в себя два одноступенчатых гидроцилиндра, соединённых между собой обхватами, поршневые полости гидроцилиндров соединены трубопроводом. Шток первого гидроцилиндра закреплен через проушину к неподвижной нижней, первой, секции, а шток второго гидроцилиндра закреплен через проушину к подвижной верхней, третьей, секции. Корпусы обоих гидроцилиндров крепятся к средней, второй, секции.

Для регулирования скорости в процессе выдвижения и втягивания штоков, а также при подходе к упору предусмотрены регулятор расхода и дроссель. Подвижные соединения уплотняются манжетами и кольцами, неподвижные – кольцами.

Для выдвижения секций стрелы по каналу, расположенному в неподвижном штоке первого цилиндра, рабочая жидкость подаётся в поршневую полость последнего. Происходит перемещение корпуса цилиндра относительно неподвижного штока и выдвижение средней секции стрелы относительно первой секции. При этом третья секция неподвижна относительно средней, так как на пути подачи жидкости в поршневую полость второго цилиндра стоит запорный клапан. Жидкость начнет поступать во второй гидроцилиндр, когда полностью выдвинется средняя секция и произойдет её механическое стопорение. При подаче жидкости в поршневую полость второго гидроцилиндра начинается перемещение штока и выдвижение третьей секции, связанной с ним. Фиксацию третьей секции в выдвинутом положении обеспечивает гидрозамок.

При втягивании секций стрелы сначала происходит втягивание третьей секции, до завершения её втягивания вторая секция остаётся заштыренной. Втягивание третьей секции происходит под воздействием собственного веса секции и веса АМ.

При втягивании второй секции движущей силой, кроме собственного веса АМ, второй и третьей секций, является давление в штоковой полости первого гидроцилиндра.

Принципиальная схема устройства поочередного последовательного выдвижения секций трех секционной стрелы одним двухступенчатым гидроцилиндром представлена на рис.2.

При поочередном выдвижении секций стрелы, когда привод включает в себя один двух ступенчатых гидроцилиндра, шток второй ступени гидроцилиндра закреплен через проушину к неподвижной нижней, первой, секции, а корпус гидроцилиндра закреплен через проушину к подвижной верхней, третьей, секции.

В нижней части третьей секции стрелы установлена податливая опора, по которой скользит шток первой ступени гидроцилиндра. Эта опора обеспечивает продольную устойчивость гидроцилиндра при выдвинутых его первой и второй ступенях.

Для выдвижения секций стрелы рабочая жидкость подаётся в канал, расположенный внутри неподвижного штока второй ступени ГЦ, далее жидкость проходит в его поршневую полость. Происходит перемещение корпуса ГЦ относительно неподвижного штока первой ступени, что ведет к выдвижению второй секции стрелы, так как третья секция стрелы застопорена.

В конце выдвижения первой секции стрелы начинает выдвигаться вторая ступень ГЦ, отстопоривается и начинается выдвижение третьей секции стрелы и антенного модуля. В конце выдвижения третьей секции стрелы происходит ее стопорение.

При выдвижении штоков первой и второй ступени ГЦ жидкость из штоковых полостей попадает в зазор между трубой и штоком второй ступени ГЦ.

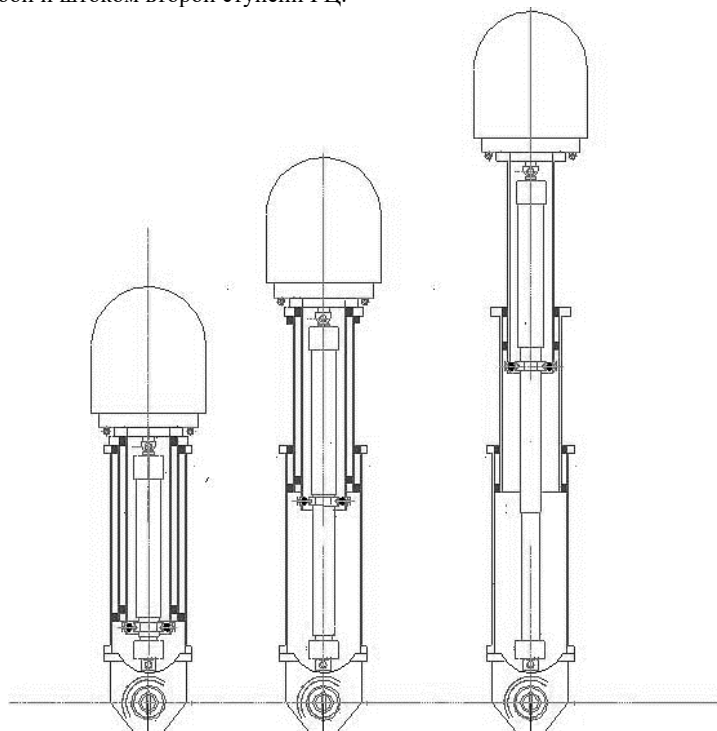


Рис. 2 - Принципиальная схема устройства поочередного последовательного выдвижения секций трех секционной стрелы одним двухступенчатым гидроцилиндром

Втягивание секций стрелы также происходит поочередно. Жидкость по зазору между трубой и штоком второй ступени ГЦ поступает в штоковую полость второй ступени ГЦ, происходит отстопоривание третьей секции стрелы, начинается втягивание штока второй ступени ГЦ, что приводит к отстопориванию третьей секции стрелы, втягиванию ее с модулем. В конце втягивания третьей секции стрелы происходит ее стопорение.

Далее жидкость поступает в штоковую полость первой ступени ГЦ, начинается втягивание ее штока, происходит отстопоривание и втягивание второй секции стрелы.

Аналогично многоступенчатым ГЦ можно поочередно выдвигать секции многосекционных стрел, при этом количество ступеней в ГЦ должно быть на одну ступень меньше, чем число секций у многоступенчатой стрелы.

Для регулирования скорости выдвижения и втягивания секций стрелы предусмотрены регулятор расхода и дроссель в клапанной коробке. Регулирование скорости в конце выдвижения и втягивания каждой секции стрелы происходит за счет сухого трения в устройствах стопорения секций. Подвижные соединения в гидроцилиндрах уплотняются манжетами и кольцами, неподвижные соединения уплотняются только кольцами.

Принципиальная схема устройства одновременного выдвижения и втягивания секций четырех секционной стрелы двумя одноступенчатыми гидроцилиндрами представлена на рис.3.

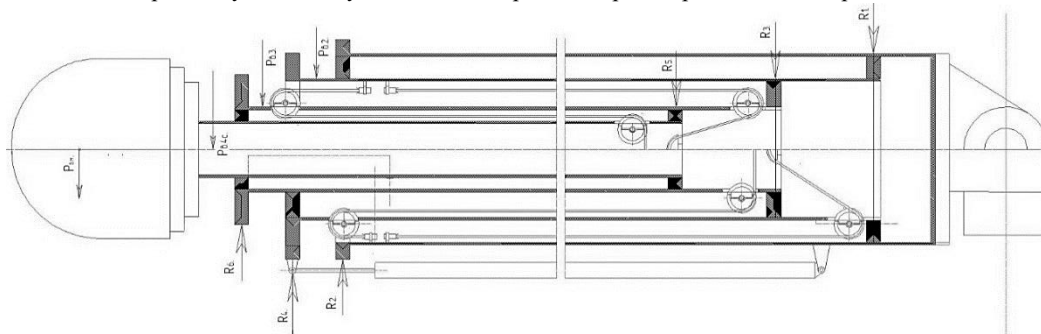


Рис.3 - Принципиальная схема устройства одновременного выдвижения и втягивания секций четырех секционной стрелы двумя одноступенчатыми гидроцилиндрами

Привод с одновременным выдвижением секций телескопической стрелы выдвигает все секции на одну и ту же высоту одновременно двумя одноступенчатыми гидроцилиндрами с использованием трособлочной системы (рис. 3).

В данной конструктивной схеме устройства два одноступенчатых гидроцилиндра находятся в одной плоскости, проходящей через продольную ось симметрии стрелы. Шток каждого одноступенчатого гидроцилиндра крепится на противоположных гранях первой секции стрелы в нижней ее части. Корпуса гидроцилиндров крепятся в верхней части второй секции стрелы.

Трособлочная система состоит из четырех независимых трособлочных подсистем, по две подсистемы размещенных во взаимно перпендикулярных плоскостях, которые проходят через продольную ось симметрии стрелы.

Две трособлочных подсистемы работают на подъем – одна на подъем третьей секции, вторая на подъем четвертой секции.

Две другие трособлочные подсистемы работают на втягивание секций – одна на втягивание третьей секции, в вторая на втягивание четвертой секции.

Трособлочные подсистемы, обеспечивающие выдвижение и втягивание третьей секции расположены в одной плоскости, а подсистемы, работающие на выдвижение и втягивание четвертой секции, расположены в другой плоскости.

Трособлочная подсистема, обеспечивающая выдвижение третьей секции состоит из четырех направляющих блоков, два из которых установлены в верхней части второй секции стрелы, по одному блоку на противоположных ее гранях, а два других аналогично установлены в нижней части третьей секции стрелы. Трос, перекинутый через эти направляющие блоки, своими концами крепится с помощью натяжных устройств в верхней части первой секции стрелы. Натяжные устройства также расположены на противоположных гранях секции.

Трособлочная подсистема, обеспечивающая втягивание третьей секции состоит из трех направляющих блоков, два из которых установлены в нижней части второй секции стрелы по одному блоку на противоположных ее гранях, а один блок установлен в нижней части третьей секции на продольной оси стрелы. Трос, перекинутый через эти направляющие блоки, своими концами крепится с помощью натяжных устройств в верхней части первой секции стрелы. Натяжные устройства также расположены на противоположных гранях секции.

Аналогичное схемное конструктивное решение принято и для других двух трособлочных подсистем, обеспечивающих выдвижение и втягивание четвертой секции стрелы. Отличие только в том, что натяжные устройства троса крепятся в верхней части второй секции, а направляющие блоки соответственно на третьей и четвертой секциях стрелы.

При применении привода с одновременным выдвижением секций многосекционной стрелы стопорение секций необходимо только тогда, когда антенный модуль поднят на максимальную рабочую высоту.

У схемы с поочередным выдвижением возникают сложности с подачей жидкости наверх. Также необходимо решать вопрос устойчивости секций, то есть необходимо использование скользящей опоры. Из-за того, что шток крепится к первой секции, а корпус к последней, фиксации требует, как верхнее, так и нижнее положение стрелы.

### Заключение

Для выбора окончательного варианта привода рассмотрим достоинства и недостатки поочередного и одновременного выдвижения секций.

При поочередном выдвигании возможны варианты привода с двумя одноступенчатыми гидроцилиндрами и одним двухступенчатым гидроцилиндром.

При одновременном выдвигании привод выдвигает все секции на одну и ту же высоту одновременно двумя одноступенчатыми гидроцилиндрами с использованием трособлочной системы.

Одновременная схема выдвигания компактнее, чем схема с поочередным выдвиганием. По длине выигрывается метр, однако по высоте проигрывается 200 мм из-за крепления для размещения блоков трособлочной системы. Также данная схема не требует стопорения секций, стопорения требует только ГЦ. Так как данная схема массивнее, ее жесткость выше, чем у схемы с поочередным выдвиганием.

Схема с поочередным выдвиганием конструктивно проще, чем схема с одновременным выдвиганием, однако у данной схемы возникает ряд проблем, которые необходимо решать.

У схемы с поочередным выдвиганием возникают сложности с подачей жидкости вверх. Также необходимо решать вопрос устойчивости секций, то есть необходимо использование скользящей опоры. Из-за того, что шток крепится к первой секции, а корпус к последней, фиксации требует, как верхнее, так и нижнее положение стрелы.

Рассмотрев достоинства и недостатки перечисленных вариантов привода выдвигания секций стрелы, можно сделать вывод, что применение трособлочной системы является более выгодным вариантом при разработке подвижных антенных модулей.

#### Библиографический список

1. ГОСТ 25553-82 (СТ СЭВ 329-81) Гидроцилиндры одноступенчатые на номинальное давление 16 МПа (160 кгс/кв.см). Присоединительные резьбы штоков и плунжеров (с Изменением N 1) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://docs.cntd.ru/document/1200032471>.
2. ГОСТ 6540-68 (СТ СЭВ 3936-82) Гидроцилиндры и пневмоцилиндры. Ряды основных параметров (с Изменениями N 1-4) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://docs.cntd.ru/document/1200013051?section=text>.
3. Актуальные исследования [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://apni.ru/article/35-vidi-konstruktsii-teleskopicheskogo-oborudovani>.
4. Полякова Л.Е., Ямпилев С.С., Блекус В.Г. Гидравлический расчет объемного гидропривода / Полякова Л.Е., Ямпилев С.С., Блекус В.Г. – Улан-Удэ : ВСГТУ, г. Улан-Удэ, ул. Ключевская, 40,а, 2002. – 20 с.
5. Центр Проектирования [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.center-pss.ru/st/st167.htm>.

#### УДК 623.462.12

#### ВЫБОР СПОСОБА ТОРМОЖЕНИЯ И РАЗВОРОТА СВЕРХЗВУКОВОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ ПЕРЕД ВЫХОДОМ НА МАРШЕВЫЙ УЧАСТОК ПОЛЕТА

*Е.А. Рыбенко<sup>1</sup>, Степанов М.М.<sup>1</sup>*

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

В предыдущей статье было доказано преимущество комбинации баллистической траектории и траектории с постоянной высотой полета (аэробаллистическая ракета) по сравнению с только траекторией на постоянной высоте по двум важным характеристикам: по времени полета до цели и по общей массе летательного аппарата [1]. Однако при этом торможение и вывод сверхзвуковой ракеты на маршевый участок полета достаточно сложен, и существует ряд технических проблем, которые в данной статье будут рассмотрены, и будет предложен компромиссный вариант их решения.

Сверхзвуковая крылатая ракета, которая является полезной нагрузкой двухступенчатой баллистической ракеты, после окончания работы двигателя второй ступени движется, как свободно брошенное тело. С высоты примерно 60 км начинается ее торможение. Необходимо сверхзвуковую крылатую ракету на высоте 30 км (высота участка маршевого полета) привести в горизонтальное положение, и при этом ее скорость должна быть не меньше двух Махов (минимальная скорость для начальной нормальной работы сверхзвукового прямоточного воздушного реактивного двигателя (СПВРД)). Проблематичный участок торможения и разворота ракеты представлен на рисунке 1.

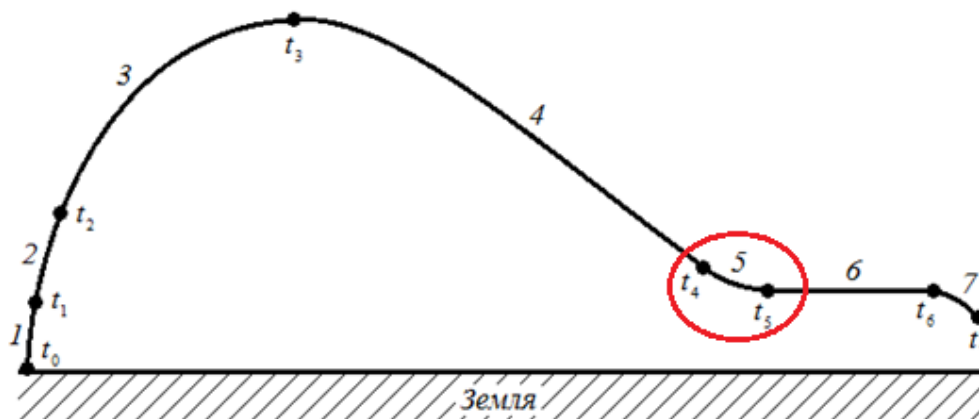


Рисунок 1 «Траектория аэробаллистической ракеты и выделенный участок торможения и разворота сверхзвуковой крылатой ракеты»

Для начала рассмотрим, что будет, если сверхзвуковая крылатая ракета будет тормозиться без каких-либо дополнительных приспособлений. В результате расчета получились значения продольных перегрузок, представленные в таблице 1. Время в этой таблице учитывалось с момента старта аэробаллистической ракеты. Расчет проводился для следующей комбинации дальностей полета: сверхзвуковая крылатая ракета/баллистическая ракета - 500/2500 км, соответственно, где целевой функцией являлась общая масса аэробаллистической ракеты.

Продольная перегрузка	Время, с	Высота, км
10.31	330	58
19.97	332	54
32.47	334	50
40.97	336	46
30.72	338	42
14.67	340	38
7.34	342	34
4.7	344	30

Исходя из этой таблицы видно, что максимальное значение продольной перегрузки составляет почти 41. Конструкция сверхзвуковой крылатой ракеты в целом может выдержать такое значение осевой перегрузки, но оно нежелательно. Требование по скорости в два Маха в конце участка торможения не соблюдается (1.6М получается). И самое главное, при торможении без дополнительных приспособлений не получится развернуть ракету на горизонтальный маршевый участок полета. Следовательно, такой тип торможения не годится, по пункту минимальной скорости для старта маршевого СПВРД и невозможности разворота крылатой ракеты должен быть отброшен из рассмотрения.

Проанализируем теперь следующие варианты торможения и разворота:

1. торможение и разворот осуществляются за счет аэродинамического качества;
2. сверхзвуковая крылатая ракета тормозится и разворачивается с помощью противотяги тормозных РДТТ.

Далее будет более подробно рассмотрен каждый из этих двух вариантов. Расчеты проводились также для с комбинации дальностей полета: сверхзвуковая крылатая ракета/баллистическая ракета - 500/2500 км.

Торможение и разворот осуществляются за счет аэродинамического качества Этот вариант требует, наличия подъемной силы для создания аэродинамического качества. Чтобы создать эту силу, необходим угол атаки, который усложнит программу полета на этом участке траектории и конструкцию ракеты.

В результате расчетов было получено оптимальное аэродинамическое качество для данной сверхзвуковой крылатой ракеты равное 9.

Значения продольных и нормальных перегрузок показаны в таблице 2.

Таблица 2 «Значения продольных и нормальных перегрузок от времени при аэродинамическом качестве равном 9»

Продольная перегрузка	Нормальная перегрузка	Время, с	Высота, км
2.34	14.06	330	58
3.07	18.41	332	54
2.97	17.83	334	50
2.23	13.37	336	46
0.83	4.99	338	42
0.27	1.59	340	38
0.09	0.8	342	34
0.03	0.3	344	30

Благодаря наличию аэродинамического качества значения продольных перегрузок получились небольшими, однако при этом возникли поперечные. Максимум нормальной перегрузки получился равным 18.41. Конструкция сверхзвуковой крылатой ракеты, как показывает опыт эксплуатации, может выдержать такую поперечную перегрузку. Скорость в конце участка торможения получилась равной 2.2 М, что позволяет СПВРД нормально запуститься и начать работу. Поэтому этот тип торможения и разворота в целом удовлетворяет нас, и может быть использован для торможения сверхзвуковой крылатой ракеты.

Сверхзвуковая крылатая ракета тормозится и разворачивается с помощью противотяги тормозных РДТТ. Прежде чем получить значения перегрузок, необходимо произвести массогабаритный расчет тормозного РДТТ. Исходные данные следующие:

Время работы двигателя (t)=14 с;

Температура в камере сгорания двигателя (T<sub>к</sub>)=3300К;

Давление в камере сгорания двигателя (p<sub>к</sub>)= 2 МПа;

Давление на срезе сопла ( $p_a$ ) = 0.02 МПа;  
 Постоянная адиабаты ( $k$ ) = 1.15  
 Среднее значение тяги РДТТ ( $P$ ) = 10000Н.  
 Газовая постоянная продуктов сгорания ( $R$ ) = 350 Дж/кг·К  
 Рассчитываемые характеристики:

1) Температура на срезе сопла.

$$T_a = T_k \cdot (p_a / p_k)^{(k-1)/k} = 3300 \cdot (20000/2000000)^{(1.15-1)/1.15} = 1813\text{K}$$

2) Удельный импульс.

$$I = \sqrt{((2k/(k-1)) R(T_k - T_a))} = ((2 \cdot 1.15/0.15) \cdot 350 \cdot (3300 - 1813))^{0.5} = 2824 \text{ м/с}$$

3) Секундный массовый расход.

$$Q = P/I = 10000/2824 = 3.54 \text{ кг/с}$$

4) Масса топлива.

$$m_t = Q \cdot t = 3.54 \cdot 14 = 49.6 \text{ кг}$$

5) Масса камеры сгорания.

$\alpha = 0.08$  - коэффициент совершенства конструкции

$$m_{kc} = \alpha \cdot m_t = 0.08 \cdot 49.6 = 4 \text{ кг}$$

6) В итоге масса тормозного РДТТ в первом приближении равна:

$$m_{лв} = m_{kc} + m_t = 4 + 49.6 = 53.6 \text{ кг}$$

На сверхзвуковой крылатой ракете устанавливается два таких двигателя, следовательно, масса будет равна 107.2 кг.

Задав тягу тормозных РДТТ равной 10000 Н, в результате расчета получили значения продольных и поперечных перегрузок, которые можно увидеть в таблице ниже.

Таблица 3 «Значения продольных перегрузок от времени при тяге тормозных РДТТ в 10000Н»

Продольная перегрузка	Нормальная перегрузка	Время, с	Высота, км
3.44	1.69	330	58
6.65	3.28	332	54
10.82	5.33	334	50
13.65	6.72	336	46
10.24	5.04	338	42
4.89	2.41	340	38
2.45	1.21	342	34
1.57	0.77	344	30

При использовании противотяги тормозных РДТТ максимальное значение осевой перегрузки составило 13.65. Это значение больше, чем при предыдущем типе торможения и разворота крылатой ракеты, однако при этом поперечные перегрузки заметно меньше (6.72 экстремум против 18.41, почти в три раза снижение). Для конструкции ракеты это намного лучше. Единственное, применение тормозных РДТТ приводит к повышению массы (на 107 кг). Скорость в конце участка торможения – 2.05М, что удовлетворяет нас. Как итог, данный вид торможения по показателю продольных и нормальных перегрузок, а также начальной скорости маршевого участка полета удовлетворяет нас, но по показателю общей массы ракеты этот способ торможения не устраивает.

Для расчетов нормальных и продольных перегрузок использовалась программа Maple, в которой была составлена математическая модель спуска, торможения и разворота сверхзвуковой крылатой ракеты.

Синтез облика аэробаллистической ракеты проводился с помощью [2-5]:

- 1) пакета прикладных программ ППП САПР А1 противокорабельных ракет;
- 2) САПР баллистических ракет и ракет-носителей СПР БР и РН А1.

Таким образом, после рассмотрения двух способов торможения и разворота сверхзвуковой крылатой ракеты перед маршевым участком полета было принято решение выбрать второй способ (за счет аэродинамического качества), так как данный вариант удовлетворяет по значениям продольных и поперечных перегрузок, по скорости в конце участка торможения и разворота, а также не требует увеличения общей массы аэробаллистической ракеты, что очень важно.

#### Библиографический список

1. Молодежь. Техника. Космос: труды четырнадцатой общерос. молодежи. науч.-техн. конф. В 4 т. Т. 1. СПб., Издательство Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 2022. – 232 с. - Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 86.
2. Исаков А.Л. Пакет прикладных программ САПР БР и РН КЛА. Учебное пособие / БГТУ - СПб., 2014 - 110с.
3. Шкварцов В.В. Алгоритм оптимального проектирования. Учебное пособие / БГТУ - СПб., 2014 - 66с.
4. Бызов Л.Н. Пакет прикладных программ САПР противокорабельных ракет. Учебное пособие/БГТУ-СПб., 2015.-107с.
5. Исаков А.Л. Синтез облика БР. Учебное пособие / БГТУ - СПб., 2010 - 128с.

УДК 62-624.2

## ДИВЕРСИФИКАЦИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖРД ДЛЯ УСТАНОВКИ ПО ПЕРЕРАБОТКЕ ОТХОДОВ ПТИЦЕФАБРИКИ

К.А. Соломченко<sup>1</sup>, Е.М. Гашевский,<sup>1</sup> Д.А. Стенуро<sup>1</sup>

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

**Введение.** Животноводческие производства помимо мяса, яиц, пуха и других благ производят различные отходы и продукты жизнедеятельности животных. На территории России находится порядка 500 птицефабрик [1], с возрастанием мощности которых – пропорционально увеличивается загрязнение окружающей среды. К отходам птицефабрик преимущественно относятся: птичий помет, сточные воды и туши птиц.

Помет, может быть получен в двух видах в зависимости от способа содержания птицы: напольного и клеточного. Напольное содержание птицы используется при селекции и выведении новых пород домашних птиц. Напольное содержание осуществляется на подстилке, где в качестве подстилочного материала могут использоваться древесные опилки, торф, лузга подсолнечника, солома и другие материалы. При таком способе утилизируется не чистый куриный помет, а пометно-подстилочная масса (ППМ), имеющая влажность не более 30 % [2].

В данной работе выполнен термодинамический расчет камеры сгорания установки, по сжиганию птичьего помета и пометно-подстилочной массы при различных давлениях и коэффициентах избытка окислителя  $\alpha$ , а также анализ продуктов сгорания и температуры газа на выходе.

**Актуальность.** Птичий помет (ПП) содержит в себе большое количество азота, фосфора и калия, благодаря чему он является хорошим удобрением. Несмотря на этот весомый плюс, помет относится к третьему классу опасности согласно федеральному классификационному каталогу отходов (ФККО) [3]. Причиной этого является неправильное и долгое хранение. Со временем происходит потеря азота, фосфора и калия, а также развитие патогенной микрофлоры. Мочевая кислота, содержащаяся в азоте, под действием бактерий расщепляется до аммиака, который в свою очередь выбрасывается в атмосферу. Около 20% отходов птицефабрик не перерабатываются, по данным [4].

**Известные методы высокотемпературной переработки ПП и ППМ.** Известны возможные способы переработки помета путем высокотемпературного воздействия, с получением тепловой энергии и переработки отходов 3-го класса опасности в 4-ый. К методам термической утилизации относятся: пиролиз, газификация и сжигание. Помимо высокотемпературных способов утилизации используется компостирование и анаэробное сбраживание.

Пиролиз – термодинамический процесс распада органических соединений в бескислородной среде, при температурах от 300° до 700°С. Продуктами пиролиза биомассы являются: пиролизная жидкость, биоуголь и неконденсируемые пиролизные газы. Известен способ переработки птичьего помета, включающий стадии предварительного обезвоживания и сушки помета, стадию пиролиза при температуре 450-550°С и скорости нагрева 1000°С/с, с последующим разделением продуктов разложения на углистый остаток и парогазовую смесь [5].

Газификация – процесс продолжения пиролиза, с целью получения газообразного топлива, преимущественно состоящего из H<sub>2</sub>, CO, CO<sub>2</sub> CH<sub>4</sub>. Отличие от пиролиза в температуре процесса, она будет выше, порядка 800°-900° и выше, а также с небольшим содержанием кислорода.

Сжигание – процесс горения органического материала в воздухе. При сжигании и газификации протекают похожие между собой химические реакции. Сжигание производят преимущественно для получения тепловой энергии. Техническим результатом является сжигание птичьего помета с полным дожигом вредных и зловонных газов. Способ предусматривает подачу ПП в топочную камеру с организацией процесса сжигания в ее нижней слоевой части и дожигом генераторного и летучих газов [6].

Для термодинамического расчета необходимо знать элементный состав окислителя и горючего, в данном случае состав ПП и ППМ задан массовыми процентами.

В таблице 1 представлен элементный состав помета и ППМ, на сухую массу, % [4].

Таблица 1

Элементный состав ПП и ППМ

Вид	C	H	N	S	O	Зольность
Помет	39,1	5,7	4,2	0,7	28,8	21,5
ППМ	39,1	5,4	5,6	0,1	33,5	15,4

Элементный состав чистого помета и ППМ практически одинаков, однако содержание влаги в ППМ в несколько раз меньше, чем в исходном сырье, что позволит использовать ППМ более активно в энергетических целях.

В таблице 2 представлен состав зольности птичьего помета [7].

Таблица 2

Зольность птичьего помета

Химическое соединение	Содержание в золе, %
SiO <sub>2</sub>	8,1
AlO <sub>3</sub>	1,9
TiO <sub>2</sub>	0,2
Продолжение таблицы 2	
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	1,16
CaO	17,3
MgO	5

Na <sub>2</sub> O	9,2
K <sub>2</sub> O	16,3
P <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	24,4
SiO <sub>3</sub>	6,7
Остальное	5,5

Зольность птичьего помета представляет собой смесь ряда оксидов металлов. Под графой “остальное” подразумевается различные осадения в виде сажи и пыли.

**Примем ряд допущений:**

1. При нахождении условной формулы ПП и ППМ не будем учитывать содержание окислов металлов в зольности. Их концентрация мала и большинство из них не вступают в реакцию;

2. Пересчитываем массовые доли пропорционально на 100 процентов, а так же в составе зольности учитываем только массовое содержание кислорода;

3. Расчет условной формулы производим по отношению к условной молекулярной массе  $\mu_m = 100$ ;

4. Расчет производим при нормальных условиях ( $T = 20^\circ\text{C}$ ,  $P = 1 \text{ атм}$ ), термодинамическую систему считаем изолированной.

**Термодинамический расчет.** Подсчет условной формулы ПП по методике из [8]. Химический состав ПП задан массовыми долями:  $g_C = 0.539$ ;  $g_H = 0.079$ ;  $g_N = 0.058$ ;  $g_S = 9.6 \times 10^3$ ;  $g_O = 0.398$ . Число атомов элемента в условной формуле при условной молекулярной массе равно вычисляется по формуле:

$$b_{im} = \frac{g_i \mu_m}{\mu_i}, \quad (1)$$

где  $\mu_i$  – молекулярная масса  $i$ -го химического элемента в компоненте,  $g_i$  – массовая доля  $i$ -го химического элемента в компоненте.

Вычисляя по формуле (1) получим:  $b_C = 4.489$ ;  $b_H = 7.852$ ;  $b_N = 0.411$ ;  $b_S = 0.03$ ;  $b_O = 2.485$ .

Условная формула ПП:  $H_{7,852}C_{4,489}O_{2,385}N_{0,441}S_{0,03}$

Подсчет условной формулы ПП аналогичен алгоритму подсчета для ППМ.

Условная формула ППМ:  $H_{6,756}C_{4,171}O_{2,623}N_{0,5}S_{0,004}$

Условная формула воздуха:  $O_{0,42}N_{1,59}$

Для анализа температур, теплотворных характеристик, продуктов сгорания и нахождения оптимального коэффициента избытка воздуха – воспользуемся программой термодинамических расчетов TERMOCOM [9]. Для работы в данной программе необходимо определить условную формулу горючего (ПП/ППМ) и окислителя (воздуха).

$$\alpha = \frac{\sum_{i=1}^m (-) b_{i_T} \nu_i}{\sum_{i=1}^m (+) b_{i_T} \nu_i'} \quad (2)$$

где в числителе сумма произведений числа атомов окислительных элементов на их высшую отрицательную валентность; в знаменателе сумма произведений числа атомов горючих элементов на их высшую положительную валентность, определяющая стехиометрическое соотношение. Фактически это соотношение между окислительными и горючими элементами в многокомпонентном топливе [8].

Зададим входные условия: давление в камере  $P_k = (1,0 - 10) \text{ МПа}$ , коэффициент избытка окислителя (воздуха)  $\alpha = (0,1 - 2)$ .

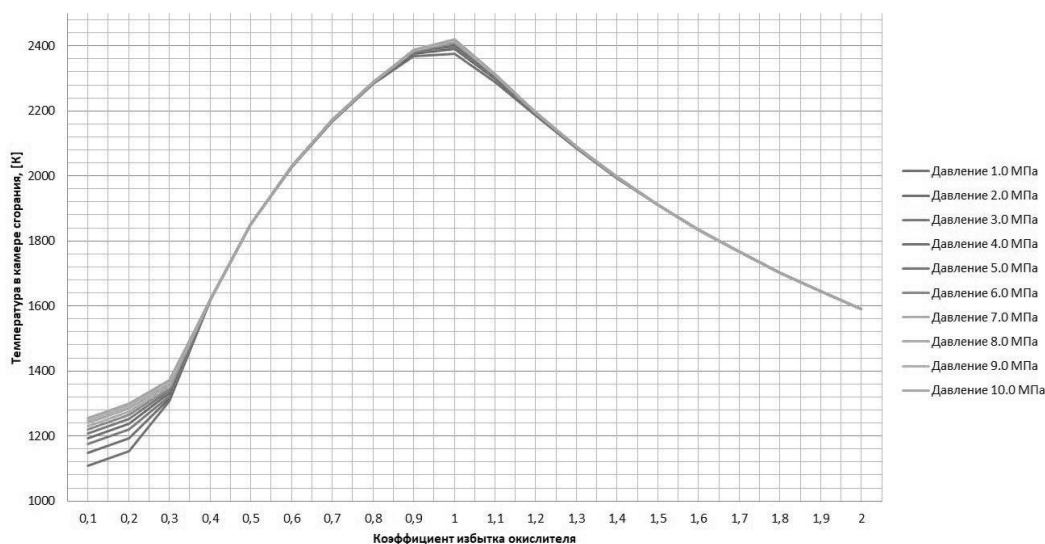


Рис. 1.  $T(\alpha)$  в камере сгорания (ПП)



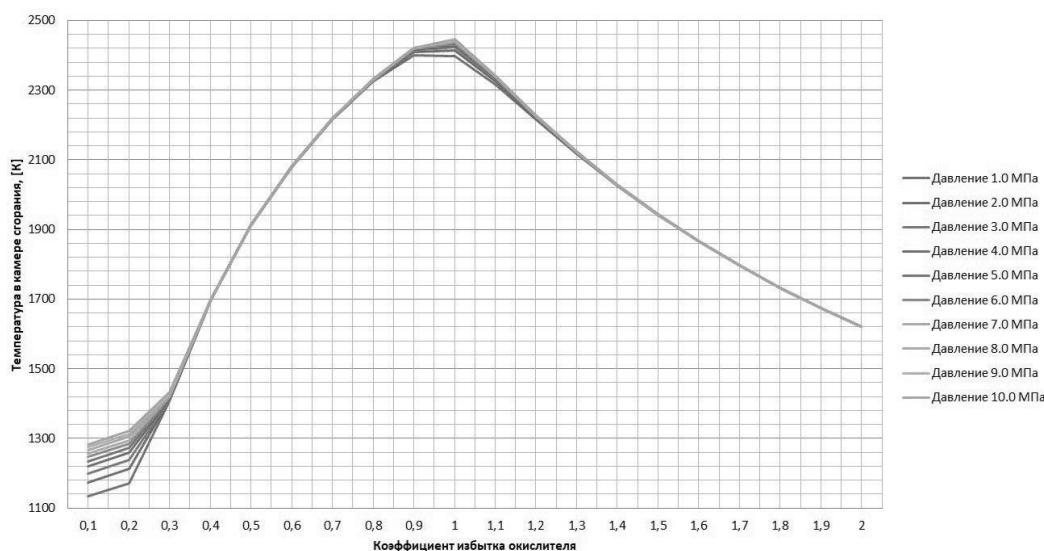


Рис.2. Т(α) ,в камере сгорания (ППМ)

Как видно из графиков: изменение давления практически ни как не влияет на параметры в камере сгорания (КС), в отличие от коэффициента избытка окислителя α. В качестве давления в камере сгорания зададим 4 МПа. Это значение соответствует максимальным мощностям большинства недорогих поршневых компрессоров, например, А39В/200 СТ4 [10]. Данный компрессор имеет небольшие габариты, длительный срок службы, из-за масляного типа смазки, а также низкую стоимость, по сравнению с аналогами. На графиках ниже - представлена зависимость температуры в КС от α, при давлении 4 МПа.

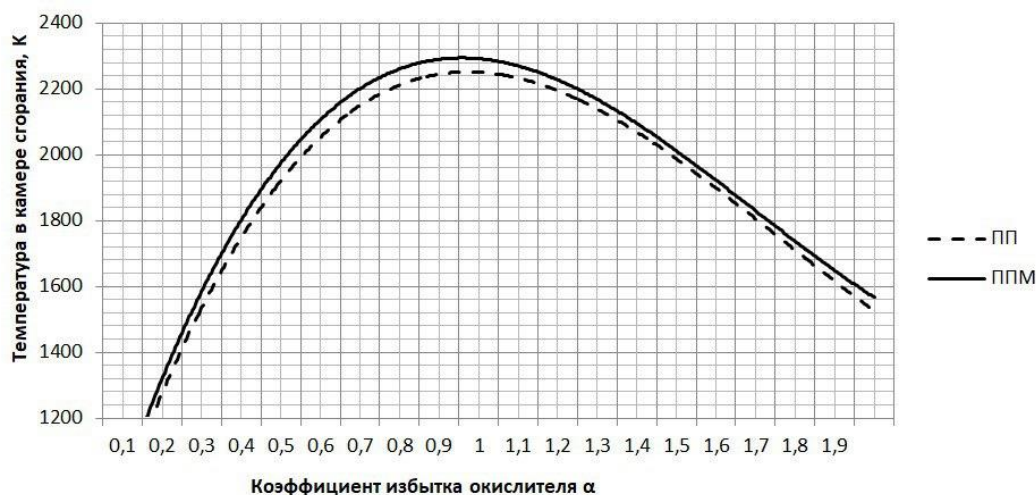


Рис.3. Т(α) ,в камере сгорания, при горении ПП и ППМ при 4 МПа.

Как видно из графиков, максимальные значения температуры на выходе газ имеет при коэффициенте α = 0.8, после чего начинается падение температуры. Одним из важнейших условий при работе с биомассой является полнота сгорания топлива. При значениях α < 1, топливо сгорает не полностью, вследствие чего образуется большое количество сажи и твердого остатка. При значениях α > 1 происходит полное сгорание с последующим падением температуры в камере сгорания.

**Продукты сгорания.** Основными продуктами сгорания ПП и ППМ являются CO, N<sub>2</sub>, CH<sub>4</sub>, CO<sub>2</sub>, NH<sub>3</sub>, NO. Окиси углерода являются токсичными веществами для организма человека и могут вызывать отравление с последующим летальным исходом при превышении предельной допустимой концентрации (ПДК). Ниже приведены графики зависимостей CO и CO<sub>2</sub> при различных коэффициентах α.

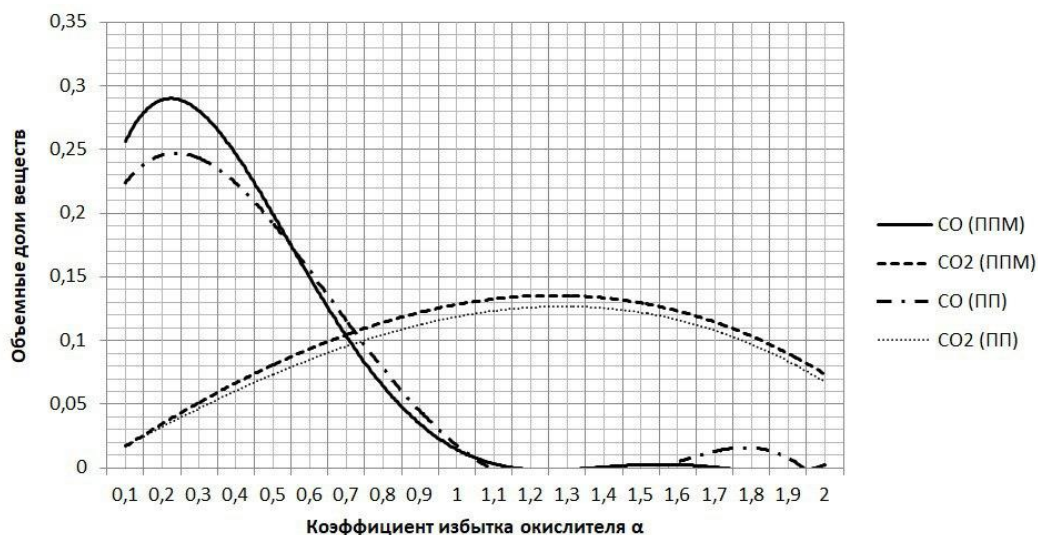


Рис.4. Зависимость объемного содержания CO и CO2 от  $\alpha$ .

Объемное содержание окиси и двуокиси углерода практически одинаково для ПП и ППМ на всем диапазоне  $\alpha$ . При  $\alpha = 1,1$  значения CO практически нулевые и не возрастают на исследуемом диапазоне значений. После  $\alpha = 1,3$  объемное содержание двуокиси углерода начинает уменьшаться.

Большой интерес вызывает поведение аммиака, метана, оксидов серы и азота. Данные соединения вредны как для человека, так и для окружающей среды. Ниже приведены графики зависимостей вышеперечисленных веществ, при различных коэффициентах  $\alpha$ .

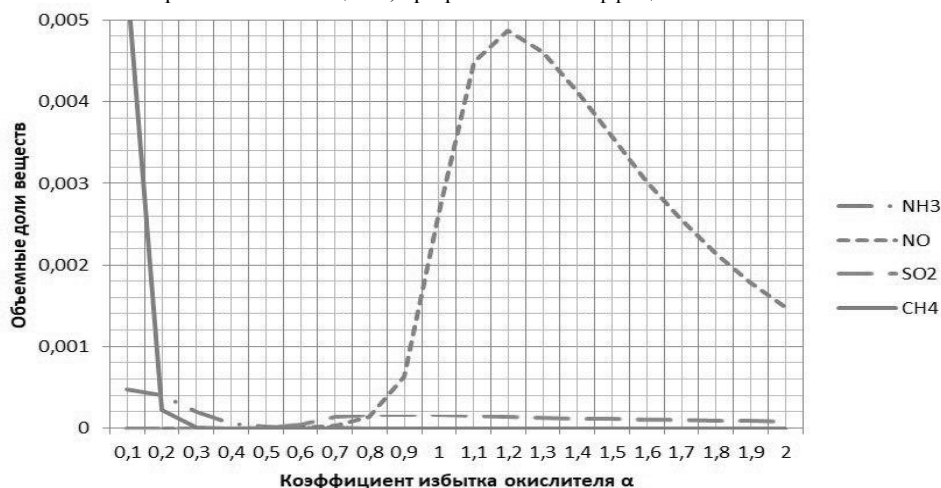


Рис.5. Зависимость объемного содержания вредных для человека веществ, при горении ППМ

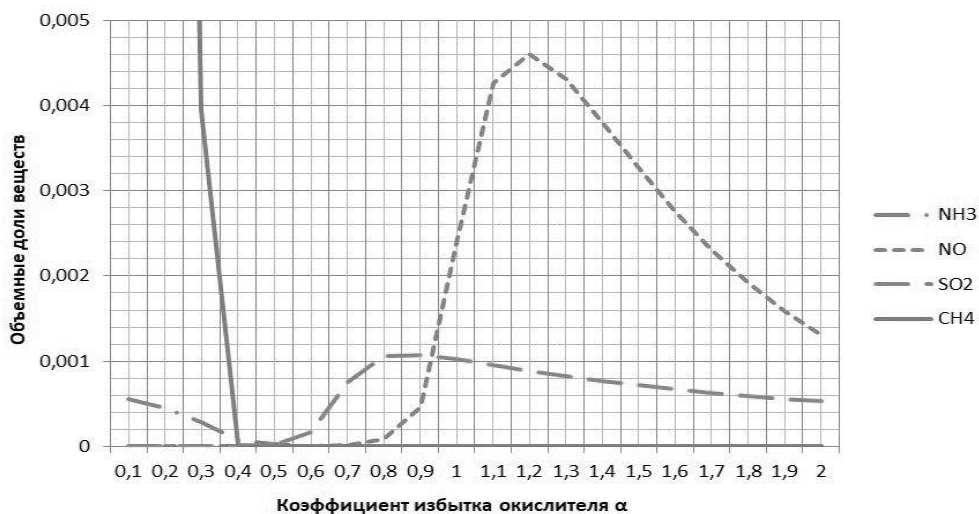


Рис.6. Зависимость объемного содержания вредных для человека веществ, при горении ПП

Объемное содержание аммиака и метана падает практически до нуля при небольших значениях  $\alpha$  ( $\sim 0,3$ ). Интереснее поведение окисей азота и серы. Количество NO падает при  $\alpha > 1,1$ . Окись серы падает при  $\alpha = 0,8$ .

#### **Выводы по проделанной работе:**

1. Давление в КС практически не влияет на процесс, для поддержания заданного давления необходимо изолировать термодинамическую систему.

2. При проектировании энергоустановки по сжиганию птичьего помета и получению тепловой энергии, требуется обратить внимание на зависимость  $T(\alpha)$ , при полном сжигании горючего ( $\alpha > 1$ ). Газ на выходе имеет большие значения температур, для работы с таким газом необходимо продумать грамотное охлаждение потока и подобрать материалы выдерживающие высокие температуры. Охлаждать такой газ можно при помощи испарительной камеры с впрыском дополнительного компонента. При полном дроблении капли можно снизить температуру на несколько сотен градусов и подать его уже в теплообменный аппарат или на турбину электрогенератора.

3. Термическое уничтожение токсичных соединений происходит при  $\alpha > 1,2$ . Объемное содержание оксидов азота и серы начинает уменьшаться, при этом содержание аммиака, метана и окиси углерода практически нулевое.

#### **Библиографический список**

1. Птицефабрики и производители яиц и мяса птицы [Электронный ресурс] / Энциклопедия современной промышленности России. URL: <https://www.wiki-prom.ru/161/pticefabriki.html>. (Дата обращения: 02.02.2023).

2. Ларина О.М., Экспериментальные исследования особенностей пиролизической переработки органических отходов жизнедеятельности в синтез-газ: дис. канд. тех. наук: 05.14.01. – ФГБУН Объединенный институт высоких температур РАН, Москва, 2017 – 156с.

3. Федеральный классификационный каталог отходов – КОД: 11271101333: [Электронный ресурс] / Федеральная служба по надзору в сфере природопользования. URL: <https://rpn.gov.ru/fkko/11271101333/>. (Дата обращения 29.01.2023).

4. Утилизация и обезвреживание отходов производства и потребления по видам экономической деятельности [Электронный ресурс] / Федеральная служба государственной статистики. URL: <https://rosstat.gov.ru/folder/11194>. Дата обращения 29.01.2023).

5. Башкиров В.Н., Грачев А.Н., Забелкин С.А., Макаров А.А. и [и др.], способ и установка переработки птичьего помета / Патент РФ № 2012100523А, Дата публикации: : 20.07.2013, Бюл. № 20.

6. Яковлев Ю.В., Способ сжигания птичьего помета и котел для осуществления способа / Патент РФ № 2538566, Дата публикации: 10.01.2015.

7. Д.Г.Иванов, Метод энергетической переработки помета / Сборник научных трудов ГНУ СЗНИИМЭСХ Россельхозакадемии, 2010. Вып. 82. С. 135 – 140.

8. Левихин А.А., Юнаков Л.П., Рабочие тела и топлива ракетных двигателей. Учебное пособие для вузов. Санкт-Петербург: Балт. гос. техн. ун-т, 2015 – 78 С.

9. Баранкевич А.А., Кузьмин А.М., Левихин А.А., Программа термодинамических расчетов TERMOCOM / Патент РФ № 2022617278, Дата публикации: 19.04.2022.

10. Компрессор АВАС А39В/200 СТ4 4116024166: [Электронный ресурс] / Интернет – магазин Всеинструменты.ру. URL: <https://spb.vseinstrumenti.ru/product/kompressor-abac-a39v-200-st4-4116024166-552328/>. (Дата обращения 05.02.2023).

#### **УДК 629.7.036**

### **ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАСТРОЕК ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ СОПЛОВОГО АППАРАТА ОСЕВОЙ МАЛОРАЗМЕРНОЙ ТУРБИНЫ НА ЕЁ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

*А.И. Щербань<sup>1</sup>, А.А. Харитонов<sup>1</sup>, С.А. Мельников<sup>1</sup>*

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

При проектировании и газодинамической доводке авиационных турбин возникает необходимость в частом определении газодинамических характеристик турбины. В настоящее время широко применяется моделирование рабочих процессов турбин при помощи средств вычислительной гидрогазодинамики, позволяющее без проведения эксперимента получать характеристики исследуемого объекта.

К численным моделям рабочего процесса турбин, используемым при проектировании и оптимизации, выдвигаются два основных требования. С одной стороны, они должны с высокой точностью описывать рабочие процессы, происходящие в турбине. С другой стороны, затрачивать минимальное количество времени на получение решения.

В работе [1] описан способ выбора параметров численных моделей рабочего процесса осевых неохлаждаемых турбин с аэродинамически длинными лопатками. Особенностью данных лопаток является не смыкание вторичных вихрей. В тоже время, современное развитие ТРДД по параметрам рабочего процесса приводит к уменьшению длины лопаток турбины высокого давления. В таких лопатках вторичные потери смыкаются и становится невозможным выделение ядра потока и вторичных потерь (аэродинамически короткие лопатки). Рекомендации по выбору параметров численных моделей рабочего процесса таких лопаток отсутствуют.

В связи с этим сформулирована цель работы: разработка рекомендаций по настройке численных моделей рабочего процесса сопловых аппаратов (СА) осевых малоразмерных турбин (ОМТ) с аэродинамически короткими лопатками, предназначенных для выполнения оптимизационных и поверочных расчетов.

В качестве объекта исследования был выбран сопловой аппарат осевой малоразмерной турбины, для которого были получены экспериментальные данные на кафедре теории двигателей летательных аппаратов имени В. П. Лукачёва Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева. Основные геометрические параметры выбранного СА приведены в таблице 1, а форма профиля сопловых лопаток – на рисунке 1.

Таблица 1 – Основные геометрические параметры соплового аппарата

№ СА	Средний диаметр Дср, мм	Число лопаток Z, шт.	Высота лопаток h, мм	Конструктивный угол на выходе $\alpha_{1k}$
СА №1	46	23	1,25	18°

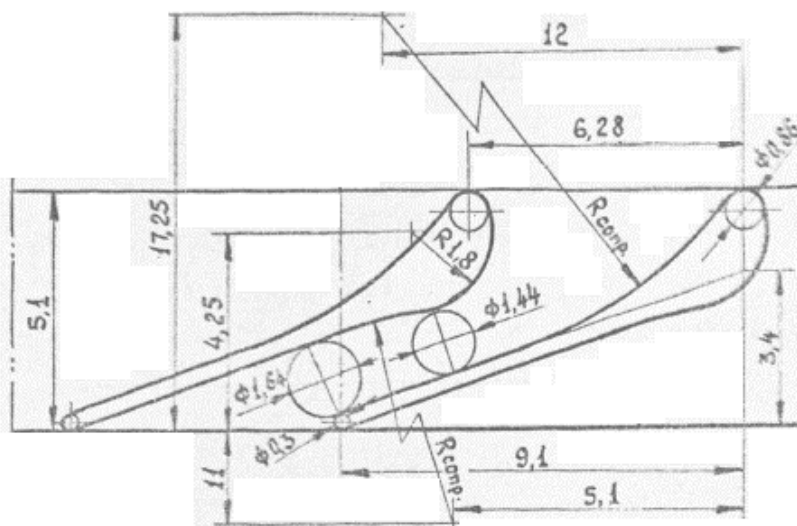


Рис. 1. Профиль исследуемого СА [2]

Геометрия проточной части, представленная на рисунке 2, была построена в программном комплексе Siemens NX 8,5 на основе исследуемых профилей СА и рабочих чертежей установки, используемой в эксперименте. Геометрическая модель включала в себя СА, колесо-ловушку, перетечки над колесом-ловушкой, а также учитывала наличие перекрыш на периферии и втулке, осевого и радиального зазора, значения которых брались из экспериментальных данных. Структурированная гексагональная сетка была построена в программном комплексе Numesa AutoGrid5 [3, 4], сеточная модель содержала 6,5 млн. узлов, значение параметра  $y^+$  расчетной сетки составляет 1. Так же сеточная модель была построена с помощью программного комплекса Ansys [5] с сохранением настроек двумерной сетки и количества элементов по высоте лопаток. Сетка для программного комплекса Ansys составила 8,1 млн. узлов.

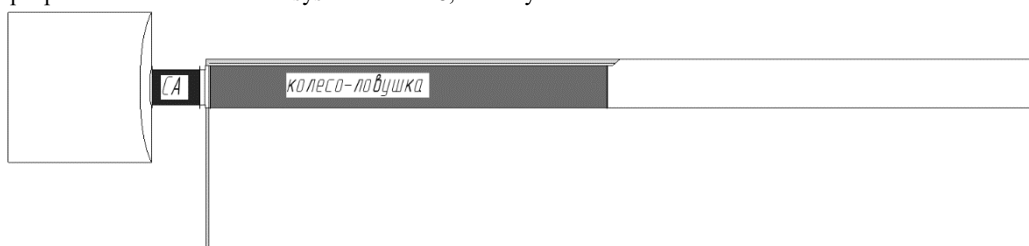


Рис. 2. Геометрия проточной части СА ОМТ

Численный расчёт характеристик компрессора был выполнен с использованием CFD программного комплекса NUMECA FINE/Turbo и Ansys CFX в трёхмерной постановке. Численные модели для двух этих вариантов представлены на рисунках 3-4,

Расчет проводился с помощью модели турбулентности Spalart-Allmaras в случае моделирования рабочего процесса в Numesa и модели турбулентности  $k-\omega$  SST в случае моделирования рабочего процесса в Ansys CFX. В качестве рабочего тела в соответствии с экспериментом был задан воздух. Для граничных условий на входе задавались полное давление и температура, на выходе – статическое давление  $p=101325$  Па. В ходе расчетов изменялось значение полного давления на входе в СА ОМТ для обеспечения требуемого режима работы СА.



Рис. 3. Численная модель в Numeca

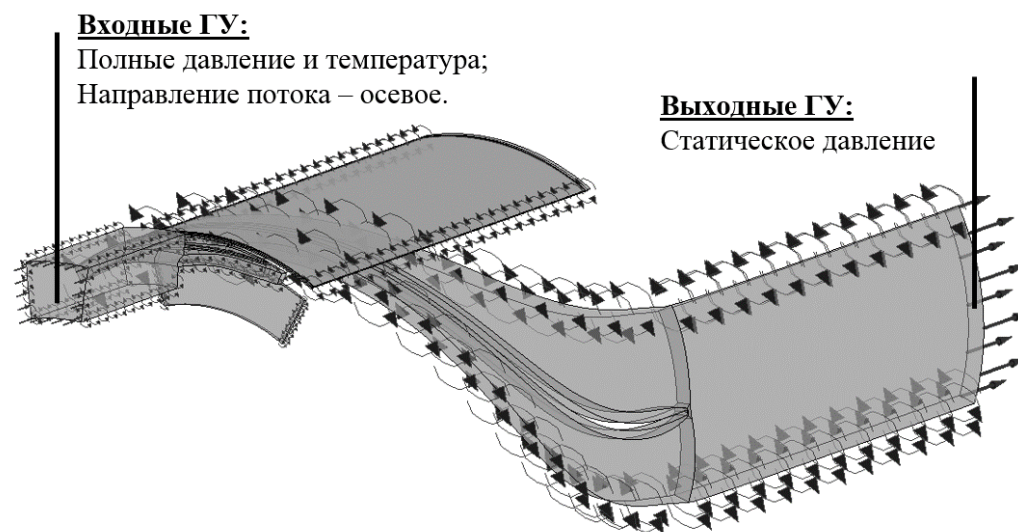


Рис. 4. Численная модель в Ansys CFX

Расчет выполнялся в двух разных программных комплексах для обеспечения достоверности результатов, более детального анализа численных моделей, с целью выявления неточности и ошибок на ранней стадии моделирования и повышения качества выдаваемого результата.

Обработка полученных в результате моделирования данных выполнялась по методике обработки результатов эксперимента.

По результатам обработки в сечении на выходе из СА выполнялось построение зависимости коэффициента скорости СА от изоэнтропического числа Маха в сечении на выходе из СА. Полученная расчетная зависимость была сопоставлена с экспериментальной (рисунок 5). Расчетная зависимость находится в пределах экспериментальной погрешности.

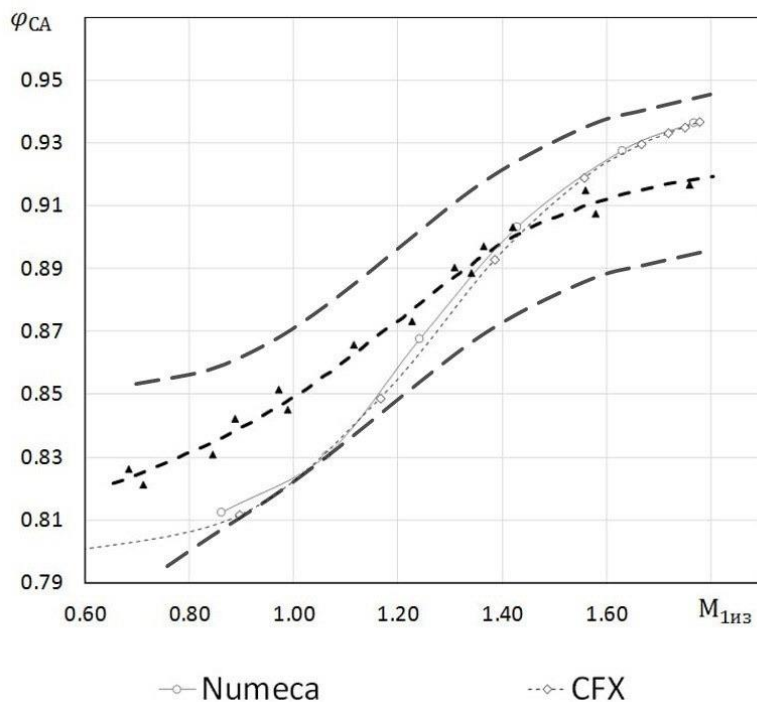


Рис. 5. Результаты моделирования рабочего процесса СА в программных комплексах Numeca и Ansys CFX

На следующем этапе работ с использованием разработанной модели выполнялись исследования по влиянию числа элементов двухмерной сетки B2B на погрешности определения характеристик соплового аппарата осевой малоразмерной турбины. Число элементов 2D-сетки B2B варьировалось от 6700 до 89000. Каждая из сеток рассчитывалась с использованием модели турбулентности Spalart-Allmaras. Всего было получено 7 расчётных характеристик вида  $\varphi_{CA} = f(M_{1из})$  (рисунок 6). Характеристики, полученные с использованием двухмерных сеток B2B-2 и B2B-1 в области изоэнтропического числа Маха  $M_{1из}=0,8$  выходят за границы предельной погрешности эксперимента. Изменение двухмерной сетки не оказывает влияния на характер рассчитываемой характеристики.

Для оценки количественного влияния числа элементов двухмерной сетки B2B на определяемые в ходе моделирования характеристики СА были построены зависимости рассчитываемого коэффициента скорости от количества элементов двухмерной сетки при различных изоэнтропических числах Маха на выходе из СА (рисунок 7). Анализ полученных зависимостей показал, что с увеличением числа элементов двухмерной сетки B2B свыше 34 600 количественное влияние числа элементов двухмерной сетки на коэффициент скорости  $\varphi_{CA}$  становится несущественным. Похожая тенденция проявляется в поведении расчётных зависимостей распределения потерь по высоте проточной части в сечении на выходе из СА (рисунок 8).

Абсолютные и относительные погрешности определения коэффициента скорости  $\varphi_{CA}$  меняются в диапазоне от 1,60% до 1,76% и в диапазоне от 0,0140 до 0,0154 соответственно, что свидетельствует о несущественном влиянии. При этом ускорение расчёта S (Speed up), возрастает в 3 раза при снижении числа элементов двухмерной сетки до 6700 (рисунок 9). Тем не менее, увеличение числа элементов двухмерной сетки приводит к локальному уточнению моделируемой структуры потока (рисунок 10).

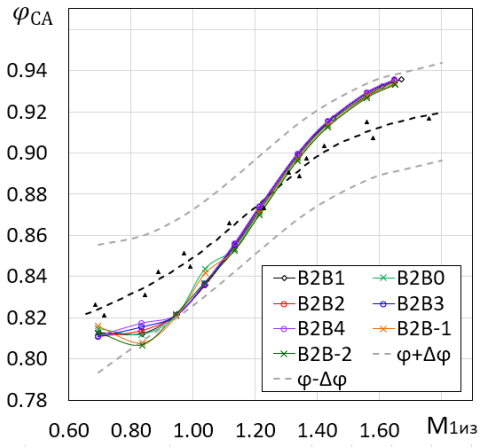


Рис. 6. Сопоставление экспериментальных и расчетных характеристик СА, полученных с использованием различных двумерных сеток межлопаточного канала

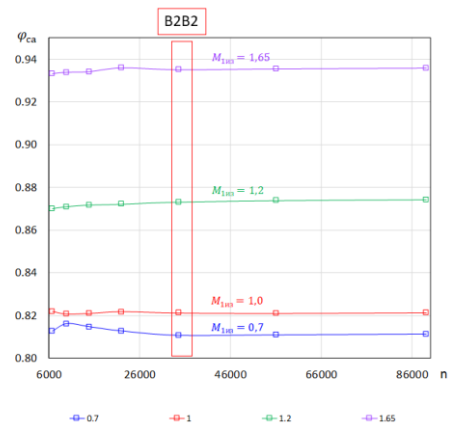


Рис. 7. Влияние числа элементов двумерной сетки B2B на расчёт коэффициента скорости при различных изоэнтропических числах Маха

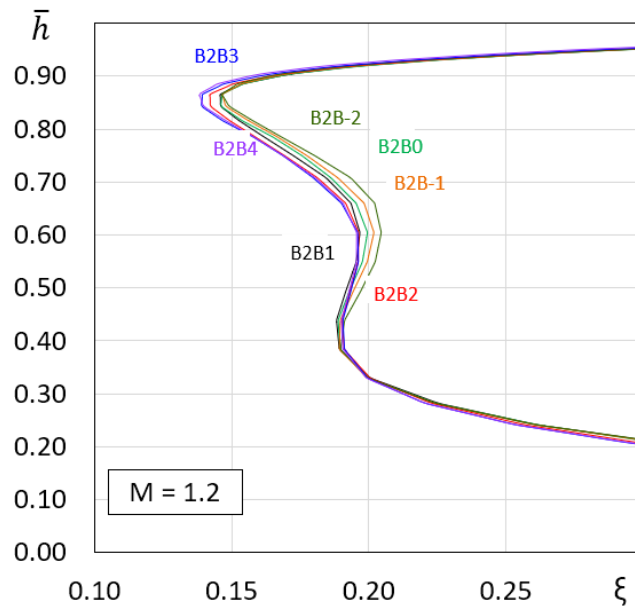


Рис. 8. Распределение потерь по высоте проточной части, полученное с использованием модели турбулентности Spalart-Allmaras и различных двумерных сеток межлопаточного канала

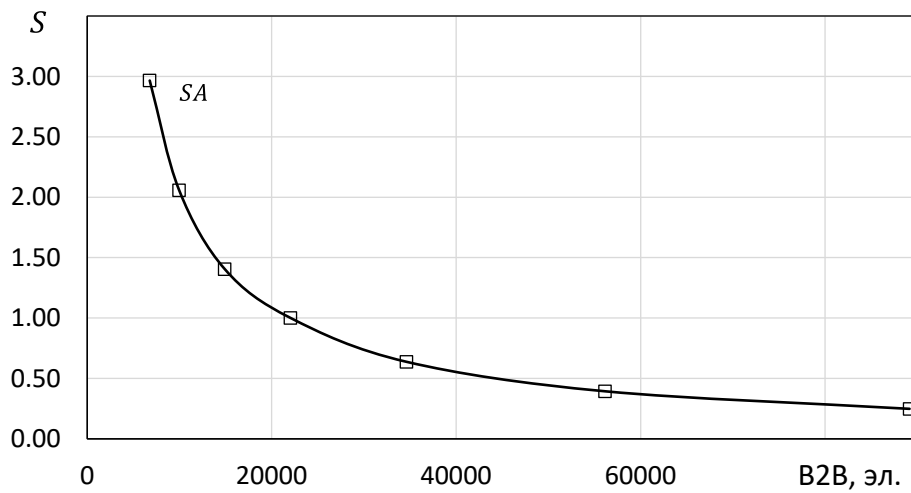


Рис.9. Зависимость ускорения  $S$  от числа элементов двумерной сетки

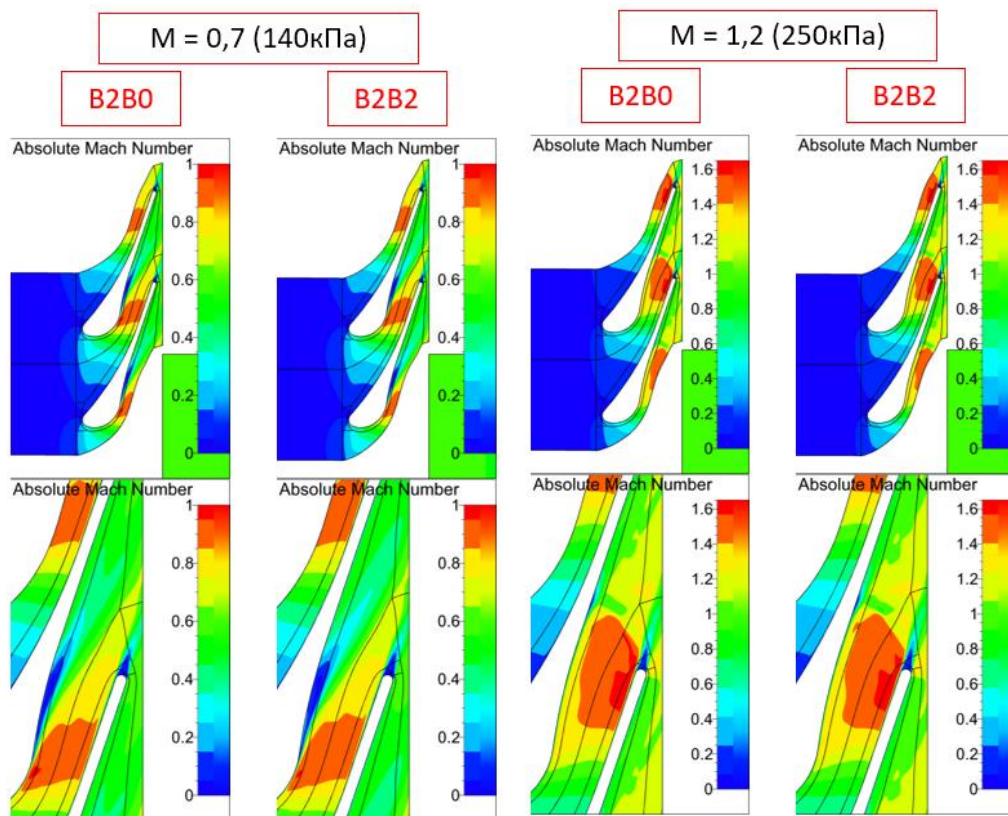


Рис. 10. Полученные в результате моделирования с использованием модели турбулентности Spalart-Allmaras и различных двумерных сеток межлопаточного канала поля числа Маха в среднем сечении СА

Таким образом, для оптимизационных расчётов стоит применять сетку B2B0 (14900 элементов), поскольку она существенно сокращает время расчёта при обеспечении удовлетворительной точности определения  $\varphi_{CA}$ . Для поверочных расчётов стоит применять сетку B2B2 (34600 элементов), так как она даёт возможность детально воспроизводить картину потока по высоте проточной части СА.

В результате проведенной работы были разработаны рекомендации для проведения исследований по выбору значений параметров численных моделей рабочего процесса осевых малоразмерных турбин, которые отличаются учётом сложной структуры потока в малоразмерных межлопаточных каналах, характеризующихся смыканием вторичных течений и их смешением с ядром потока, и предназначены для выполнения оптимизационных и поверочных расчётов.

*Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2023-0008, «Фундаментальные проблемы динамики и виброакустики в гидравлических и газовых системах машин и энергетических установок»).*

#### Библиографический список

1. Marchukov E., Egorov I., Popov G., Salnikov A., Goriachkin E., Kolmakova D. Multidisciplinary optimization of the working process of uncooled axial turbine according to efficiency and strength criteria // Proceedings of ASME Turbo Expo 2017. 2017. GT2017 64843.
2. Мусаткин, Н.Ф. Экспериментальный выбор оптимального профиля соплового аппарата и рабочего колеса воздушной осевой микротурбины [Текст] /Н.Ф. Мусаткин, Н.Т.Тихонов // Реф.ж. Рипорт.- ВИМИ.- М. 1976.-№24.- 16 с.
3. NUMECA Theoretical manual FINETM/Turbo v9.0. Brussels: NUMECA International, 2013. 151 p.
4. NUMECA International: сайт. [Электронный ресурс] // – URL: <https://www.numeca.com> (дата обращения: 25.12.2021).
5. Engineering Simulation & 3D Design Software | Ansys [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.ansys.com/> (дата обращения: 27.12.2021)

УДК 621.396

ЦЕНТР УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТАМИ. ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДА ОБРАБОТКИ TLE

*К.М. Инталев<sup>1</sup>, Суров М.Д.<sup>1</sup>*

*ГБНОУ «Санкт-Петербургский городской Дворец творчества юных», Юношеский клуб космонавтики им. Г.С.Титова*

Центр управления полётами Юношеского Клуба Космонавтики им. Г. С. Титова (ЦУП ЮКК) - одна из важнейших составляющих, поскольку без него невозможно будет связываться со спутниками, которые планируется запустить. Основной задачей ЦУП ЮКК является управление космическими, воздушными и наземными объектами и их математическими моделями. Для ЦУПа неотъемлемой



частью является математическая модель расчётов по определению координат спутника. Поэтому эта работа посвящена именно описанию конкретных преобразований.

#### Цель работы:

Исследование метода обработки TLE.

Необходимость в такой работе возникла на основе того, что Юношеский Клуб Космонавтики разрабатывает полностью свою систему. В данной работе, хотелось бы затронуть такую тему, как переход от окружности к эллипсу.

Для начала рассмотрим объект нашего изучения. Спутники, в небесной механике - объекты, обращающиеся по определённой траектории (орбите) вокруг другого объекта. Мы будем рассматривать Искусственные спутники Земли, то есть запущенные человеком. Для определения их положения существует TLE (аббр. two-line element) - двухстрочный формат данных, представляющий собой набор элементов орбиты для спутника Земли. Причиной, по которой мы используем TLE можно назвать то, что он находится в открытом доступе на сайте Celestrak, а также что он обновляется примерно раз в три дня, что даёт нам всегда актуальные данные.

Немного истории.

В начале 1960-х Макс Лейн разработал математические модели для прогнозирования местоположения спутников на основе минимального набора элементов данных. Его первая статья по этой теме, опубликованная в 1965 году, представила аналитическую теорию сопротивления, которая касалась в первую очередь эффектов сопротивления, вызванных сферически-симметричной не вращающейся атмосферой. Вместе с К. Крэнфордом они опубликовали улучшенную модель в 1969 году, в которую добавлены различные гармонические эффекты из-за взаимодействий Земля-Луна-Солнце и различные другие исходные данные.

Модели Лейна широко использовались военными и НАСА с конца 1960-х годов. Усовершенствованная версия стала стандартной моделью для NORAD в начале 1970-х годов, что в конечном итоге привело к созданию формата TLE. В то время для перфокарт было разработано два формата: «внутренний формат», в котором использовались три карты, кодирующие полные данные о спутнике (включая имя и другие данные), и «формат передачи» с двумя картами, в котором перечислялись только те элементы, которые могут быть изменены. Последние сэкономили на картах и производили колоды меньшего размера при обновлении баз.

Сам формат выглядит таким образом рис. 1.

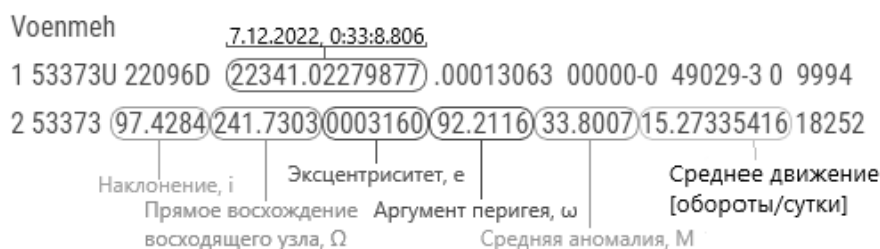


Рис. 1. TLE спутника

Для работы с ним, необходимо его расшифровать. На рис. 1 подписаны те данные, которые необходимы нам для расчёта.

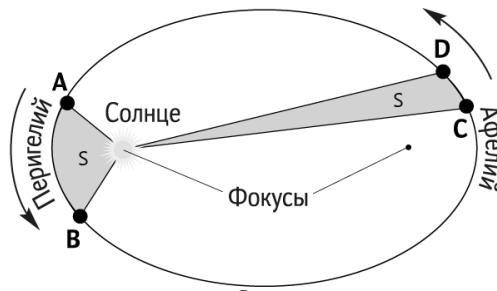
- Наклонение,  $i$  – угол между плоскостью орбиты и плоскостью экватора.
- Прямое восхождение восходящего узла,  $\Omega$  – угол между направлением на восходящий узел орбиты и точкой весеннего равноденствия.
- Эксцентриситет,  $e$  – величина, характеризующая отклонение фигуры от окружности.
- Аргумент перигея,  $\omega$  – угол между направлением на перигей орбиты и спутник.
- Средняя аномалия,  $M$  – угол направления на спутник на теоретической окружности.
- Среднее движение,  $n$  – скорость движения спутника (обороты/сутки).
- Эпоха - время на момент которого TLE было составлено.

Метод обработки TLE основан на замене истинной эллиптической орбиты окружностью с таким же периодом обращения. Этот приём обусловлен тем, что точка по эллипсу движется неравномерно. И её положение довольно сложно определить. А вот в окружности, наоборот, точка движется с постоянной скоростью и поэтому легче установить её положение.

Теперь же, когда нам известно, что из себя представляет TLE, стоит рассказать каким образом считать координаты. В работе хочется подробно остановиться на преобразовании углов Средней аномалии в Истинную. Стоит пояснить, что Истинная аномалия и средняя похожи по своей сути, только истинная аномалия — это угол между направлением на спутник от точки фокуса в эллипсе. А средняя аномалия - угол направления на спутник на теоретической окружности.

Для начала необходимо перевести положение спутника от положения на окружности к положению на эллипсоиде. Для этого нужно использовать уравнение Кеплера. Но в данном проекте предполагается свой вариант этого перехода, основанный на втором законе Кеплера. Надобность в этом возникла, поскольку для ЮКК нужен свой собственный метод.

Во-первых, стоит вспомнить второй закон Кеплера. Он утверждал, что за равные промежутки времени, радиус-вектор, соединяющий тело, вокруг которого вращаются и спутник, описывает равные площади рис. 2.



Эллипс  
Рис. 2. Второй закон Кеплера

На основе этого закона можно выдвинуть гипотезу, что за равные промежутки времени тело по эллипсу и окружности, с одинаковыми периодами обращения, проходят равные доли площади рис. 3.

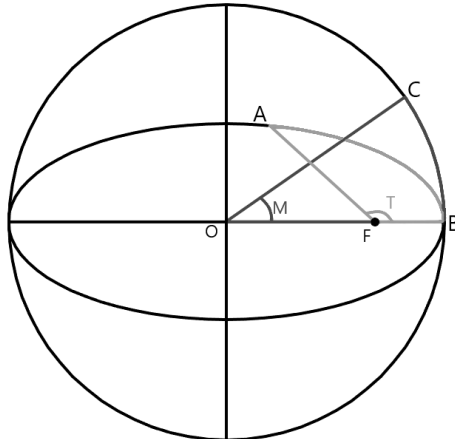


Рис. 3. Сравнение площадей

Долю площади (S(OBC)) в окружности, можно высчитать по формуле:

$$S(OBC)_{\text{дол.}} = \frac{\left(\frac{\pi R^2}{360}\right) * M}{\pi R^2} * 100\%$$

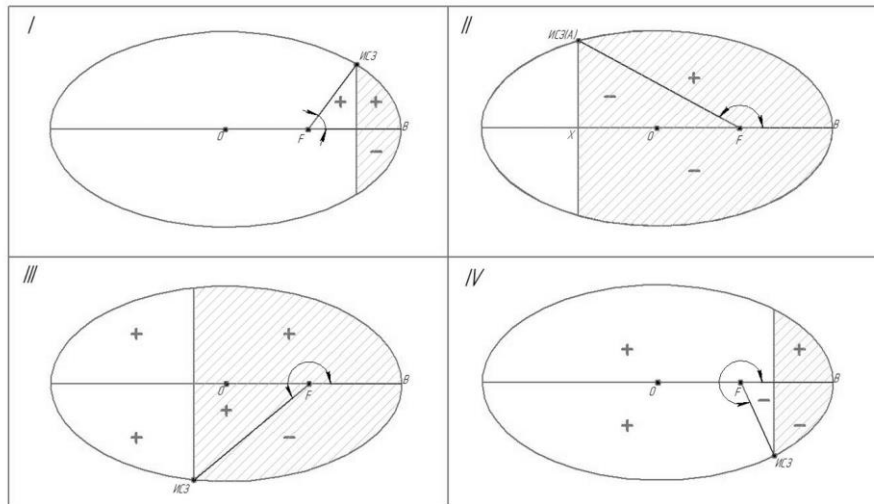


Рис. 4. Случаи пересчёта площади

Обратимся теперь к рисунку 4. На нём показаны 4 случая расчёта доли площади S(AFB). Сейчас я хочу рассмотреть второй случай. Существует формула площади сегмента эллипса, в данном случае прямая разграничивающая эллипс будет перпендикулярна большой полуоси эллипса (а). Эта прямая будет иметь координату x, отсчитываемую от точки O, вдоль OB.

$$a = \sqrt[3]{\frac{\mu}{\omega_{\text{срси}}^2}}$$

где  $\mu$  – это гравитационная постоянная равная  $3,98199 * 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ . А  $\omega_{\text{срси}}$  – это скорость вращения спутника в рад/сек, считается по формуле:

$$\omega_{срс} = (2\pi * n)/86400$$

Также нам понадобится малая полуось (b). Она считается по формуле:

$$b = a\sqrt{1 - e^2}$$

Эта прямая отмечена толстой линией, а сегментом является часть эллипса, справа от неё. Формула выглядит так:

$$S_{сегм.} = \frac{\pi ab}{2} - \frac{b}{a} \left( x\sqrt{a^2 - x^2} + a^2 \arcsin\left(\frac{x}{a}\right) \right)$$

Нам нужна половина этой площади, поэтому

$$S = \frac{S_{сегм.}}{2}$$

Состоит отметить, что определение доли площади можно поделить на две части:

При  $M < 180$

И при  $M > 180$

На данном этапе стоит вспомнить, что нам нужна площадь, ограниченная радиус-векторами, проведёнными от точки фокуса к эллипсу. Поэтому просто площади сегмента нам недостаточно. В следствии этого возникает треугольник АНФ. В зависимости от положения прямой, ограничивающей сегмент, нам следует прибавить его площадь или вычесть.

Таблица. 1. Условия для площади сегмента ( $M < 180$ ).

Условие	Операция
$X > OF$	+S(АНФ)
$X < OF$	-S(АНФ)

Площадь прямоугольного треугольника АНФ будет равна:

$$S(АНФ) = \frac{1}{2} AH * HF$$

HF мы можем найти с помощью X и фокусного расстояния (OF).

$$OF = ae$$

$$HF = |x - OF|$$

АН будет равно y в данной точке. Из канонического уравнения эллипса, мы можем выразить y, так как x мы задаём.

$$y = \sqrt{\left(1 - \frac{x^2}{a^2}\right) * b^2}$$

Теперь воспользовавшись таблицей. 1 мы получаем искомую площадь. Осталось найти долю и сравнить с долей в окружности.

$$S_{дол.} = \frac{S + S(АНФ)}{S_{эл.}}$$

$$S_{эл.} = \pi ab$$

На основании сравнения двух долей, мы либо двигаем сегмент влево, либо вправо. То есть уменьшаем x или увеличиваем. Соответственно, методом итераций. То есть, выбрав изначальный шаг мы приближаемся к искомому значению. А как только полученная доля площади становится больше нужной, возвращаемся на изначальный шаг назад и двигаемся уже с половиной выбранного шага. Таким образом мы приближаемся к нужному значению, и по достижении заданной изначальной точности шага, завершаем процесс.

На последней итерации, останется лишь посчитать угол истинной аномалии (Т) рис. 4. Чтобы его определить, необходимо обратиться к таблице 2.

Таблица. 2. Условия для угла истинной аномалии ( $M < 180$ ).

Условие	Операция
$X > OF$	T=q
$X < OF$	T=180-q

Сначала вычисляем угол в треугольнике АНФ

$$\angle q = ATAN(y/HF)$$

Мы осуществили переход от угла средней аномалии  $M$  в окружности к углу истинной аномалии  $T$  в эллипсе.

При  $M > 180$ , следует к искомой площади прибавить площадь слева от сегмента рис. 4 (3 и 4 случаи).

$$S_{\text{слев.}} = S_{\text{эл.}} - S_{\text{сегм.}}$$

Также нужно изменить условия для добавления площади треугольника.

Таблица 3. Условия для площади сегмента ( $M > 180$ )

Условие	Операция
$X < OF$	$+S(AHF)$
$X > OF$	$-S(AHF)$

Метод итерации остаётся таким же, за исключением того, что доля площади считается по формуле:

$$S_{\text{доля}} = \frac{S_{\text{сегм}}}{2} + S_{\text{слев.}} \pm S(AHF)$$

На последнем шаге угол истинной аномалии считается в соответствии с таблицей 4.

Таблица 4. Условия для угла истинной аномалии ( $M > 180$ )

Условие	Операция
$X < OF$	$T = 180 + q$
$X > OF$	$T = 360 - q$

Стоит отметить, что при  $M = 180$  или  $M = 360$ , угол средней и истинной аномалии совпадут. Потому что именно в этих точках эллипс касается окружности.

Теперь мы рассмотрели все варианты, и сможем осуществить переход к эллипсоиду от любого угла в окружности.

#### Вывод

Данная работа, может и не рассматривает лучший и удобнейший способ рассмотренного перехода от окружности к эллипсу, но она представляет из себя понятную и простую в использовании базу для дальнейших идей. В дальнейшем планируется разработать более совершенный способ, а именно сократить количество шагов и увеличить точность.

#### Библиографический список

1. Чагина, В.А. Расчёт движения космического аппарата на околокруговой орбите по данным TLE по упрощённой модели SGP /В.А. Чагина, Д.А. Гришко, В.И. Майорова. — Москва: Сетевое научное издание, 2016. — 15с.
2. Баяндин, А.В. Некоторые свойства эллипса /А.В. Баяндин. — 9с.
3. Суров, М.Д. Система управления антенной. Прогнозирование траектории спутника —Санкт-Петербург: Выпускная работа Юношеского Клуба Космонавтики им. Г. Титова, 2020. — 81с.

УДК 621.454

### КЛИНОВОЗДУШНОЕ СОПЛО КАК СПОСОБ УВЕЛИЧЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЖРДМТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*А.А. Чижов*

*Самарский национальный исследовательский университет им. ак. С.П.Королёва*

В настоящее время в качестве исполнительных органов систем управления космическими аппаратами (КА) широко используются двухкомпонентные жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ). Повышение энергетических параметров ЖРДМТ ведётся в том числе за счёт увеличения геометрической степени расширения сопла Лаваля, однако это ведёт к увеличению массы и габаритов двигателя. При это отметим, что в зарубежной практике давно используются двигатели с геометрическими степенями расширения  $\bar{F} = 150 \dots 300$  [1]. Даже неполный анализ современных ЖРДМТ указывает на перспективность пути увеличения энергетических параметров через увеличение геометрической степени расширения сопла Лаваля, что связано с определёнными сложностями.

Для решения этой задачи предлагается исследовать эффективность применения сопел внешнего расширения, в частности клиновоздушного сопла. Сопло типа Aegospike (клиновоздушный) считается более эффективным по сравнению с соплом Лаваля [2] за счет почти оптимальной регулировки “соотношения эффективной площади” к изменению высоты. Это называется компенсацией по высоте. Возможность компенсации высоты делает такие сопла более эффективными, чем обычные, в широком диапазоне изменения давления окружающей среды [3].

Концепт клиновоздушного двигателя был предложен ещё в 1940 годах и был подробно исследован в США с 1950-е по 1970-е годы. Повторные широкие исследования во всё мире были начаты в 1990-х из-за роста интереса к многократным многоступенчатым ракет-носителям, особенно

после разработки США аэрокосмического корабля X-33 с водород-кислородным клиновоздушным ракетным двигателем (КВРД).

Основные компоненты потока клиновоздушного двигателя хорошо отображены на рис. 1

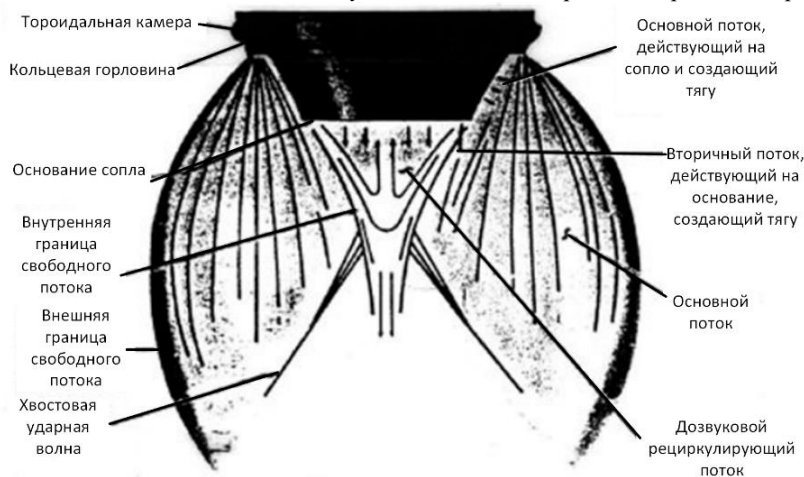


Рис.1. Поток в клиновоздушном усечённом сопле

Несмотря на их преимущества перед обычными соплами с точки зрения компенсации высоты, практическое применение идеальных аэродинамических сопла имеет конструктивные и тепловые ограничения из-за острого конца заглушки. Этих проблем можно в значительной степени избежать, укоротив идеальную заглушку до некоторой части ее полной длины, уменьшив вес и длину сопла при одновременном увеличении его прочности. Одним из основных преимуществ центрального тела является то, что усечение существенно не снижает его производительность, даже если оно усечено на небольшую часть длины. Как и в обычных соплах, контур на нижнем конце перпендикулярен оси сопла. Поскольку сила, действующая на стенку клина в этой точке, направлена перпендикулярно центральной линии, она составляет лишь очень небольшую часть общей тяги сопла. Таким образом, усечение не приводит к существенной потере тяги из контура.

Однако усечение приводит к образованию следа в основании сопла, что приводит к некоторой потере производительности. Но область рециркуляции в основании отсечки создает осевую силу, и потери на усечение могут быть в значительной степени компенсированы за счет сравнения вторичного выхлопного потока в эту область, увеличивая противодавление. Экспериментальные результаты показывают, что укорочение основания оказывает незначительное влияние на тягу в условиях недорасширения. Было обнаружено, что потеря тяги увеличивается с большими значениями усечения в условиях перерасширения. Однако, усеченное сопло в условиях перерасширения по-прежнему сохраняло лучшие характеристики, чем классическое сопло.

Таким образом, правильный выбор величины усечения зависит от режима полета аппарата. Если большая часть активной фазы полета должна проходить на высотах ниже расчетной высоты – условия перерасширения, следует выбрать меньшее значение усечения сопла, что дает более длинное сопло. Если большая часть полета с тягой будет проходить выше расчетной высоты – условия недорасширения), рекомендуется более высокое значение усечения, что дает более короткое сопло [4]. Именно в режиме недорасширения и проходит вся работа двигателя космического аппарата.

У сопла можно выделить три компонента тяги [5]. Во-первых, от двигателей в тороидальной камере, расположенной в основании сопла, создают тягу по мере сгорания и израсходования топлива. Мы обозначим этот компонент тяги двигателем  $F_e$ . Мы можем вычислить эту тягу, используя уравнение:

$$F_e = (\dot{m}V_e + (p_e - p_n)A_e) \cos \theta,$$

где  $F_e$  – компонент тяги, действующий на выходе из камеры,  $\dot{m}$  – массовый расход,  $V_e$  – скорость газа на выходе из сопла,  $p_e$  – давление на выходе из сопла,  $p_n$  – давление атмосферы,  $A_e$  – площадь поперечного сечения выходного отверстия сопла.

Выше мы обсуждали, как сопла создают тягу, когда газы расширяются относительно стенок сопла. Хотя мы использовали сопло Лавалья для иллюстрации, выхлопные газы в клиновоздушном сопле расширяются относительно центрального тела, а не внешних стенок. Таким образом, расширение выхлопных газов создает силу тяги, которую мы будем называть  $F_{цт}$ .

$$F_{цт} = \int A_e (p_e - p_n) dA,$$

где  $F_{цт}$  – компонент тяги, действующий на центральное тело,  $A_e$  – площадь поперечного сечения выходного отверстия сопла,  $p_e$  – давление действующее со стороны рабочего тела на центральное тело вдоль его оси,  $p_n$  – давление атмосферы.

Вернёмся к эффекту создания вторичного циркулирующего потока за плоским основанием за счет добавления вторичного циркулирующего потока за плоским основанием сопла. Поскольку сверхзвуковой первичный поток, состоящий из газов высокого давления, выходящих из двигателей, расширяется ниже по потоку от основания, первичный поток взаимодействует с дозвуковым вторичным потоком, вызывая его циркуляцию. Затем этот поток низкого давления повторно циркулирует вверх, оказывая дополнительное усилие на основание. Этот компонент существует только для укороченного сопла.

$$F_{\text{осн}} = (p_{\text{осн}} - p_{\text{н}})A_{\text{осн}},$$

где  $F_{\text{осн}}$  – компонент тяги, действующий на нижнее основание,  $p_{\text{осн}}$  – давление циркулирующего потока,  $p_{\text{н}}$  – давление атмосферы,  $A_{\text{осн}}$  – площадь основания.

Суммирование этих трех составляющих тяги дает следующее соотношение для общей силы тяги, создаваемой клиновоздушным соплом:

$$F = F_e + F_{\text{цт}} + F_{\text{осн}}.$$

Тяга ракетного двигателя с соплом Лавала при этом:

$$F = \dot{m}v_e + (p_e - p_{\text{н}})A_e$$

где  $F$  – результирующая тяга,  $\dot{m}$  – массовый расход,  $v_e$  – скорость газа на выходе из сопла,  $p_e$  – давление на выходе из сопла,  $p_{\text{н}}$  – давление атмосферы,  $A_e$  – площадь поперечного сечения выходного отверстия сопла.

Таким образом, параметры тяги КВРД также сильно зависят от внешнего давления, что наиболее выгодно в условиях вакуума. Однако, в условиях недорасширения перепад давлений превышает расчетный перепад давлений, поэтому требуется дополнительное расширение на основной кромке сопла, чтобы привести выходное давление в соответствие с атмосферным, рис.2. При этом для интересующего нас случая работы двигателя в условиях вакуума давление близко к нулевому, и угол поворота шлейфа будет приблизительно определяться теорией волн расширения Прандтля-Майера.

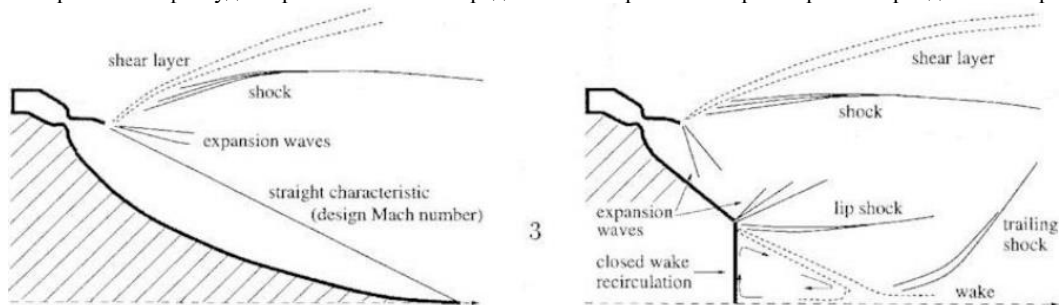


Рис.2. Течение в клиновоздушном сопле в условиях недорасширения

Дополнительные волны разрежения, необходимые для согласования давлений, не воздействуют на контур центрального тела, так что расчетное число Маха и распределение давления на стенке сохраняются из расчетного случая. Таким образом, недорасширенное клиновоздушное сопло ведет себя как идеальное сопло в расчетных условиях. Однако клиновое сопло с недорасширением ведет себя как обычное сопло в том смысле, что оно теряет способность к дополнительной компенсации высоты. Как и в классическом сопле с недорасширением, тяга увеличивается только за счет члена тяги давления.

Таким образом, для исследования потенциала использования клиновоздушного сопла в вакууме необходимо проводить более глубокие исследования касающиеся оптимизации его профиля. Однако, подход к использованию КВРД малой тяги может быть изменён за счёт стремления к созданию многоразовых систем и увеличения эффективности существующих систем.

Предлагается рассмотреть эффективность использования главного преимущества КВРД – компенсации по высоте на рулевых агрегатах современных ракет-носителей. Также, использование КВРД может в некоторой степени продлить время работы КА работающих на низких высотах.

К новым многоразовым системам, например, относится проект ракет-носителя компании STOKE, использующим ЖРДМТ на верхней ступени, работающей по схеме клиновоздушного сопла в первую очередь в области высокого вакуума и в атмосферных условиях при посадке ступени на землю [6].

#### Библиографический список

1. Агеенко Ю.И., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.А., Шустов С.А. Исследование энергетических параметров ЖРДМТ с геометрической степенью расширения сопла  $F_a=200$  // Вестник СГАУ, 2013. №2 (40), С. 9 – 40.
2. Mori, H., Taniguchi, M., Nishihira, R., and Nimi, T., "Experimental Analyses of Linear-Type Aerospike Nozzles with and without Sidewalls," AIAA 2005-1350, 2005, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. DOI: 10.2514/6.2005-1350
3. Ruf, J. H. and McConnaughey, P.K., "The Plume Physics Behind Aerospike Nozzle Altitude Compensation and Slipstream Effect," AIAA-97-3218, 1997, 37rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. DOI: 10.2514/6.1997-3218
4. Mark C. Schnabel. Pressure distribution and performance impacts of aerospike nozzles on rotating detonation engines, Naval postgraduate school, 2017.
5. Mohammed I. Introduction to Aerospike and its Aerodynamic Features, International Journal of Scientific and Research Publications, № 6, 2016, С.49 – 52.
6. Reusable rocket [Электронный ресурс] // Stokespace: URL: <https://www.stokespace.com/rocket/> (дата обращения: 22.03.2023)

УДК 629.7.085.22

#### КОНСТРУКЦИЯ СТАРТОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ЗАПУСКА РАКЕТЫ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В.А. Салтыков<sup>1</sup>, О.И. Голованских<sup>1</sup>, А.К. Юманов<sup>1</sup>, Д.Р. Позняк<sup>1</sup>

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

Запуск ракеты подразумевает решение задачи предполетного обслуживания и обеспечение стабильного старта. Для решения данной задачи необходимы стартовые установки.

Целью данной работы является разбор особенностей конструкции стартового стола для ракет метеорологического зондирования.

Стартовая установка (см. рисунок 1) состоит из 2 основных частей: стрелы (см. рисунок 2) и основания (см. рисунок 3). В качестве основного материала применяется алюминиевый сплав АД31, который, благодаря своей относительно невысокой плотности, позволяет значительно снизить массу всей конструкции. Однако данный материал не обладает достаточной стойкостью к воздействию реактивной струи, в связи с чем возникла необходимость применить газоотражатель, выполненный из стали.

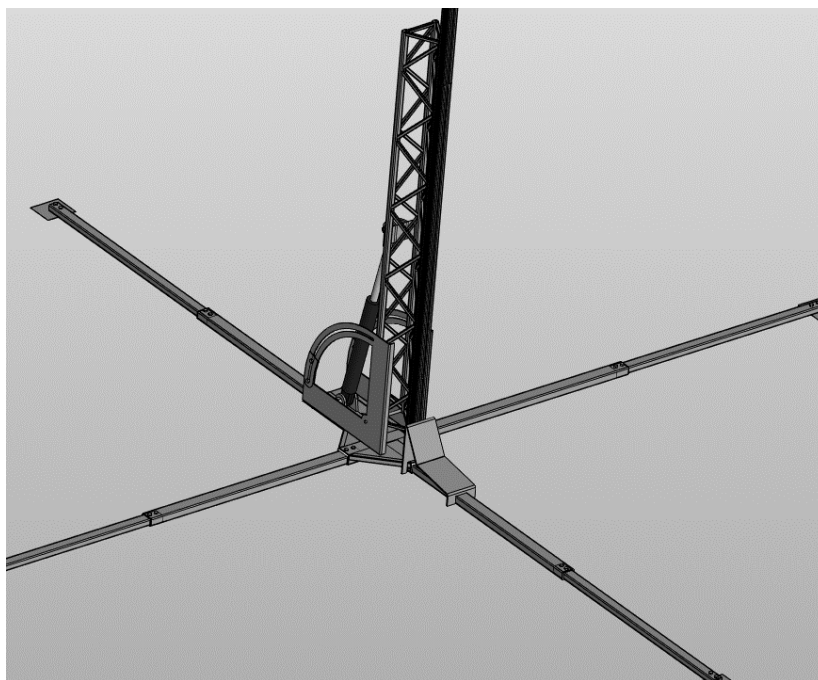


Рис. 1. Стартовая установка



Рис. 2. Стрела

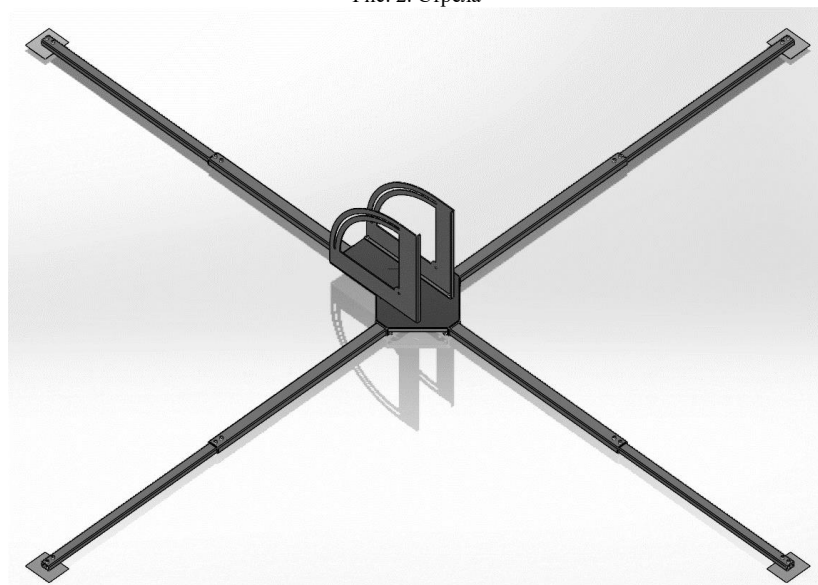


Рис. 3. Основание стартовой установки

Стрела стартовой установки представляет собой сборку, состоящую из сварной ферменной конструкции и направляющей.

Направляющая включает в себя 2 части: нижнюю, длиной 1400 мм, и верхнюю, длиной 1600 мм. Части скреплены друг с другом специальными линейными соединителями и жестким стержнем переменного диаметра (см. рисунок 4). Направляющая соединяется с ферменной конструкцией посредством шести винтов с потайной головкой и шести резьбовых заклепок (см. рисунок 5). Для обеспечения гладкости поверхности, направляющей после ее сборки с головок винтов, снимается слой материала толщиной 0.1 мм.

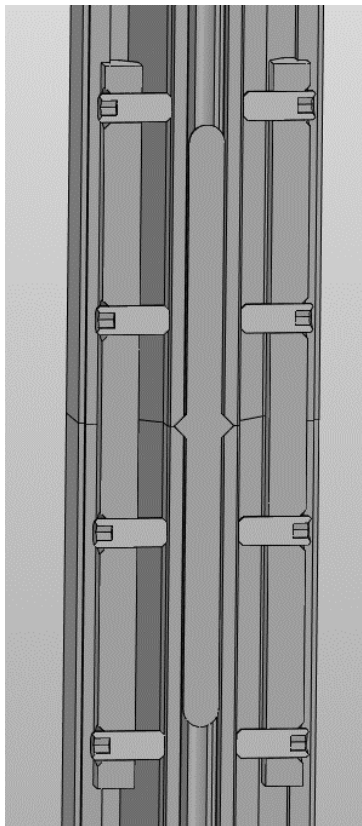


Рис. 4. Соединение направляющей

Ферменная конструкция [1], служащая для увеличения жесткости стрелы, в длину составляет 1512 мм и имеет треугольное основание со стороной 150 мм. В основании конструкции закреплены две стойки, в отверстия которых устанавливаются оси: основная, являющаяся собственно осью вращения стрелы, и дополнительная, размещаемая на расстоянии 325 от основной. Дополнительная ось стрелы состоит из двух соединений, каждое из которых представляет собой пару из резьбовой заклепки и ввинченной в нее шпильки. Также к ферменной конструкции привариваются специальные проушины, необходимые для крепления механизма возведения стрелы.

В качестве механизма подъема рассматриваются различные варианты, как например: гидроцилиндры [2], пневмоцилиндры [3], механические подъемники [4] и многое другое.

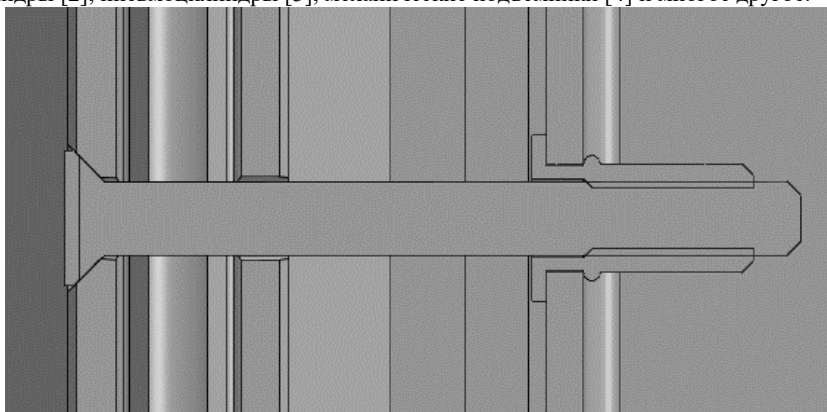


Рис. 5. Соединение направляющей с фермой

Основание стола состоит из платформы, четырех двухзвенных лап, двух радуг и упора.

Платформа – сварная конструкция, состоящая из листа 1,5 мм усиленного по осям и краям профилем.

В оси платформы через компенсаторы толщины посредством болтовых соединений устанавливаются лапы, каждая из которых состоит из трех частей: двух профилей разных размеров,



соединенных через компенсатор толщины и зафиксированных болтовыми соединениями, и упора, зафиксированного болтовым соединением и кольшком.

В конструкции радуги (см. рисунок 6) имеются прорезь, выполняющая роль направляющей, и отверстия для установки оси фермы. К платформе радуга крепится посредством болтовых соединений.



Рис. 6. Радуга

Также были проведены прочностные расчеты фермы в среде математического моделирования SOLIDWORKS Simulation [5]. В результате симуляции отклонения при постоянной нагрузке в 1000 Ньютон максимальное смещение составило 4.4 мм (см. рисунок 7). В расчетах принимались следующие допущения: Нагрузка постоянна по всей поверхности направляющей фермы и равна по модулю 1000 Н. Возникающие в процессе симуляции прочностные характеристики не превышают располагаемых нагрузок (см. рисунок 7).

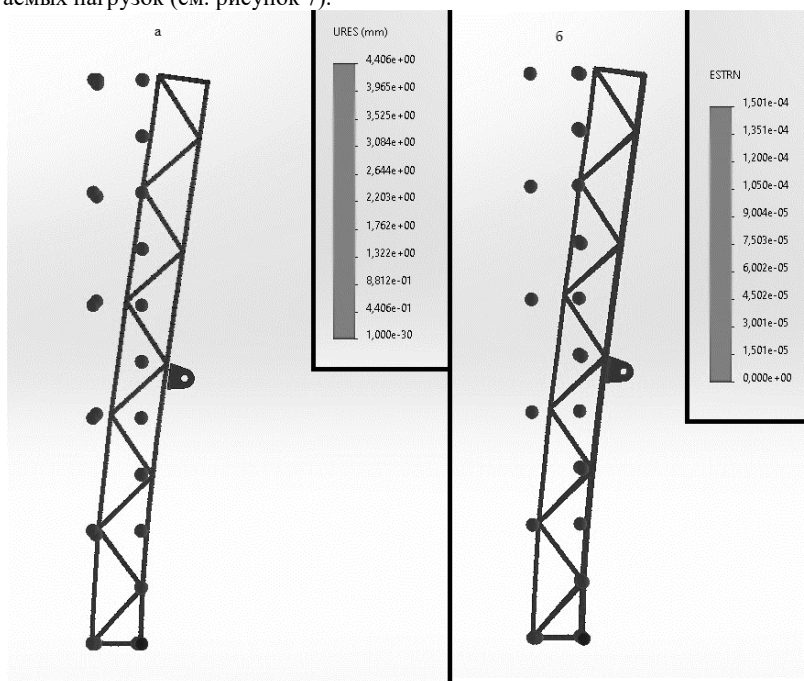


Рис. 7. Расчеты SOLIDWORKS Simulation

Упор представляет собой профиль, совпадающий с профилем направляющей, и служит элементом для жесткой связи возведенной стрелы и платформы. К платформе он крепится через специальные угловые соединители посредством болтовых соединений. К возведенной стреле упор крепится на специальные линейные соединители.

Помимо прочего, для удержания стрелы в положение технического обслуживания предусмотрены специальные упоры.

### Библиографический список

1. В.В. Фролов. Дуговая сварка алюминия. Технология, 2003г.
2. Иванов В.И., Сазанов И.И., Схиртладзе А.Г., Трифонова Г.О. Гидравлика. В 2 т. Т 1: Гидравлические машины и приводы: Учебник для студ. учреждений высш. проф. образования. М.: Академия, 2012.
3. Герц Е.В., Крейнин Г.В. Расчет пневмоприводов. М.: Машиностроение, 1975.
4. Н. Н. Романюк, доцент К. В. Сашко, В. А. Агейчик, А. И. Осирко, А. Л. Вольский, П. В. Клавсуть. Подъемно-транспортные машины и механизмы. Подъемно-транспортные машины и механизмы. Минск : БГАТУ, 2015.
5. Интернет-ресурс SOLIDWORKS Simulation URL: <https://www.solidworks.com/ru/product/solidworks-simulation> (дата обращения: 01.02.2023)

УДК 629.783

### МЕТОД ПРИНЯТИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ КОМПОНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СВЯЗИ

*Е.А. Сушонкова<sup>1</sup>, Н.С. Жуль<sup>1</sup>*

*Акционерное общество «Информационные спутниковые системы»  
имени академика М.Ф. Решетнёва»*

**Цель:** Данная статья призвана продемонстрировать принятие решения относительно компоновки космического аппарата связи исходя из минимизации массы, энергозатрат и высокого показателя вероятности безотказной работы (ВБР) при помощи метода альтернатив.

**Предмет:** космический аппарат (КА).

**Объект:** массовые и энергетические характеристики КА, значение коэффициента вероятности безотказной работы.

**Актуальность обусловлена сокращением сроков проектных работ, увеличением подробности проектируемых параметров, что приводит к повышению качества проекта.**

На системном уровне, взаимодействие между элементами системы может не быть столь очевидным и приводит к появлению нескольких вариантов КА. Повышение сложности изделия и требований к его эксплуатационным характеристикам на фоне роста напряженности графика разработки приводит к нарастанию конфликтных ситуаций между заинтересованными сторонами при выполнении работ по основным направлениям проектирования. Проблема принятия правильного технического решения стоит очень остро в силу наличия рисков и неопределенностей, связанных с теми или иными методами. Также не стоит забывать о наличии «парадокса», когда принятый выбор может привести к худшему решению или вообще отказу принять решение.

Иногда это может объясняться «аналитическим параличом» - когда чрезмерное обдумывание ситуации приводит к отказу. Человек хочет найти идеальное решение, но на пути к лучшему опасается принятия ошибочного решения или считает, что оптимальное решение где-то близко, и продолжает поиск. Противоположностью паралича является ситуация «погиб от инстинкта» - когда решение принимается на основе поспешного суждения или интуитивной реакции.

Еще одной проблемой может быть «рациональное невежество» - эффект, при котором стоимость самостоятельного изучения предмета достаточно высока и может превзойти любые потенциальные преимущества, которые можно ожидать от тщательного продуманного принятия решения. Одно из значительных следствий этого явления заключается в качестве решений, принимаемых большим количеством людей, которое не всегда бывает высоким.

Принятие правильного технического решения существенно влияет и на создание космического аппарата в зависимости от его назначения, массы и параметров орбиты. Например, при определении его первичного облика может быть использовано два и более практических метода для достижения наилучшего результата.

Для исключения «парадокса», методы принятия решений, используемые на практике, должны быть простыми (не предусматривающими слишком углубленный анализ), эффективными (позволяющими принимать качественное решение за короткий срок) и энергоемкими (не требующие использование труда большого количества людей).

#### **Описание метода альтернатив**

Альтернативы – возможные действия, которые можно предпринять для разрешения идентифицированной проблемы. Другими словами – это независимые друг от друга решения проблемы и их как минимум два.

Тогда метод разработки альтернатив можно описать следующим образом: он предусматривает выработку таких вариантов принятия решения, которые удовлетворяли бы решению проблемы, однако были бы разными при оценке их эффективности и по значениям выходных показателей, в той или иной мере удовлетворяющих ограничениям и допустимым значениям выходных показателей.

Подспорьем для разработки множества альтернатив могут послужить методы решения изобретательских задач, такие как мозговой штурм, синектика и морфологический анализ.

Анализ вариантов компоновок КА связи

Компоновка №1

Компоновка КА характеризуется следующими признаками:

- наличием приборного отсека с размещением на нем части приборов;
- наличием антенного блока с антеннами различной размерности, расположенных на верхнем основании силового отсека;

- наличием солнечных батарей, выполненных в виде плоских панелей, складываемых при транспортировании, закрепленных с помощью трубчатых штанг на устройстве поворота, закрепленном на силовом отсеке приборного блока;
- наличием двигательных блоков ориентации и коррекции и баков хранения рабочего тела;
- наличием устройством отделения с переходником, установленного на нижнем основании силового отсека;
- общей композицией, обладающей симметрией;
- выполнением антенного блока в виде плоской панели;
- выполнением приборного отсека в виде выпуклого многогранника разделенного поперечной мембраной на два модуля.

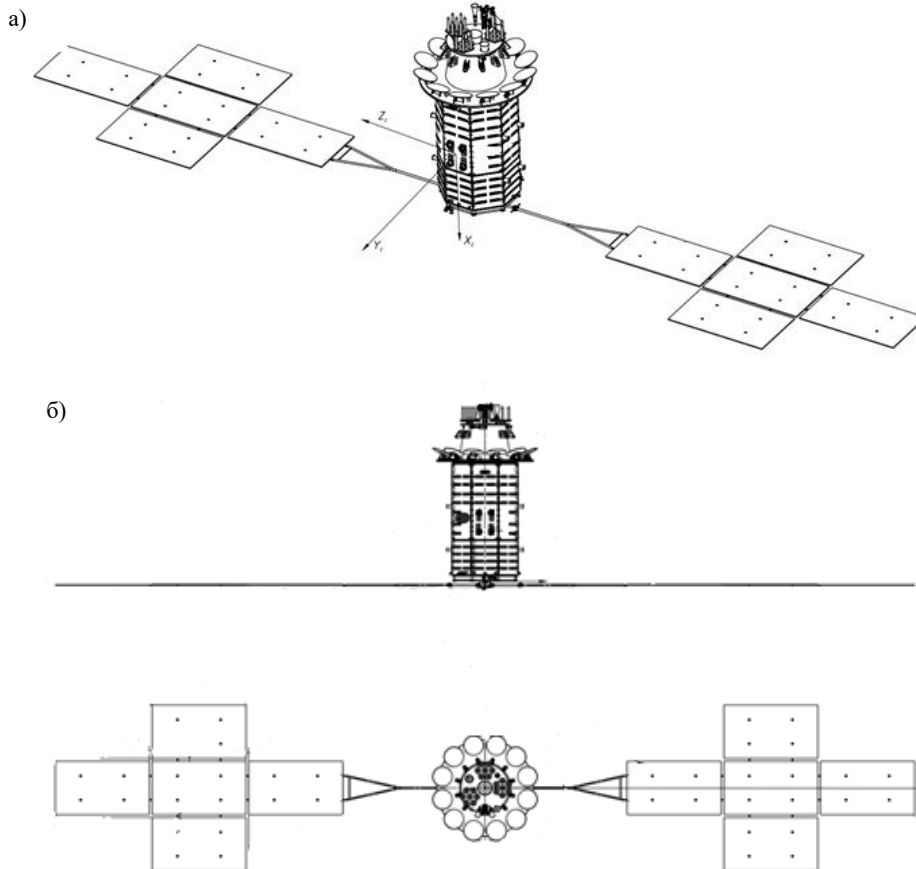


Рисунок 1. Вариант компоновки №1 КА связи

Т.к. цель работы - демонстрация метода, при анализе компоновок был сделан ряд допущений:

- При расчёте целевых показателей учитывались не все составные части КА
- Были выбраны минимальные изменения компоновки, позволяющие наглядно показать зависимость целевых показателей от принимаемых технических решений.

В качестве целевых параметров были выбраны суммарная масса, энергопотребление и значение вероятности безотказной работы (ВБР) космического аппарата. Значения масс и энергопотребления систем берутся из бюджетов масс и энергопотреблений соответственно.

Таблица 1. Сводка масс систем КА для компоновки №1

Наименование системы	Масса, кг
Система электропитания	408,200
Система ориентации и стабилизации	78,790
Система коррекции	162,312
Система терморегулирования	154,010
Конструкция КА	570,800

Таблица 2. Сводка энергопотребления систем КА для компоновки №1

Наименование системы	Энергопотребление по шине 100 В, Вт		Энергопотребление по шине 27 В, Вт
	В, Вт	Вт	
Система электропитания	100,0	40,0	
Система ориентации и стабилизации	40,0	480,0	
Система коррекции	5250,0	5,3	
Система терморегулирования	3300,0	1206,0	
Конструкция КА	0,0	0,0	

ВБР систем считаются согласно формулам надежности. На примере системы коррекции (СК) показан расчет.

Наименование	Вид резервирования	Число рабочих элементов	Таблица 3. ВБР оборудования СК	
			Число общих элементов	ВБР элемента
КБВД	Нет	1	1	0,999
БПК	Нет	1	1	0,9962
СПУ	Ненагруженное	2	3	0,99949
БК	Ненагруженное	4	8	0,9952
ДБО	Нет	8	8	0,998
БПГ	Нет	1	1	0,9962
МБТ (с горловиной)	Нет	-	-	1
ПО СК	Нет	-	-	1

Структурно-функциональная схема надежности для системы коррекции выглядит так:

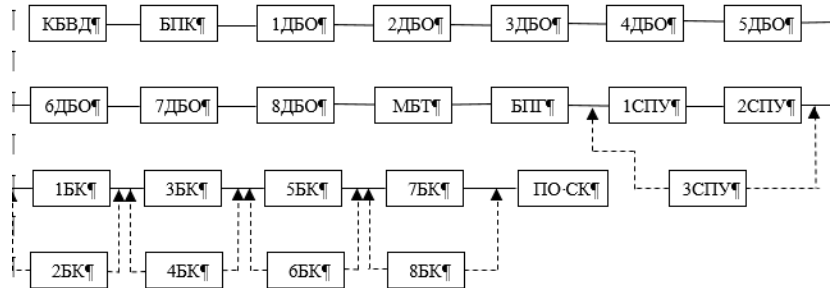


Рисунок 2. Структурно-функциональная схема надежности системы коррекции

Расчет ВБР (вероятности безотказной работы системы) определяется по формуле:

$$P_{СК} = P_{КБВД} * P_{БПК} * P_{ДБО}^8 * P_{МБТ} * P_{БПГ} * (P_{СПУ}^2 * (1 - \ln P_{СПУ})) * (P_{БК} * (1 - \ln P_{БК}))^4 * P_{ПО\ СК};$$

где  $P_i$  – вероятность безотказной работы  $i$ -ого элемента.

$$P_{СК} = 0,999 * 0,9962 * 0,998^8 * 1 * 0,9962 * (0,99949^2 * (1 - \ln 0,99949)) * (0,9952 * (1 - \ln 0,9952))^4 * 1 = 0,975127031.$$

ВБР СК составляет 0,975127 на 15,25.

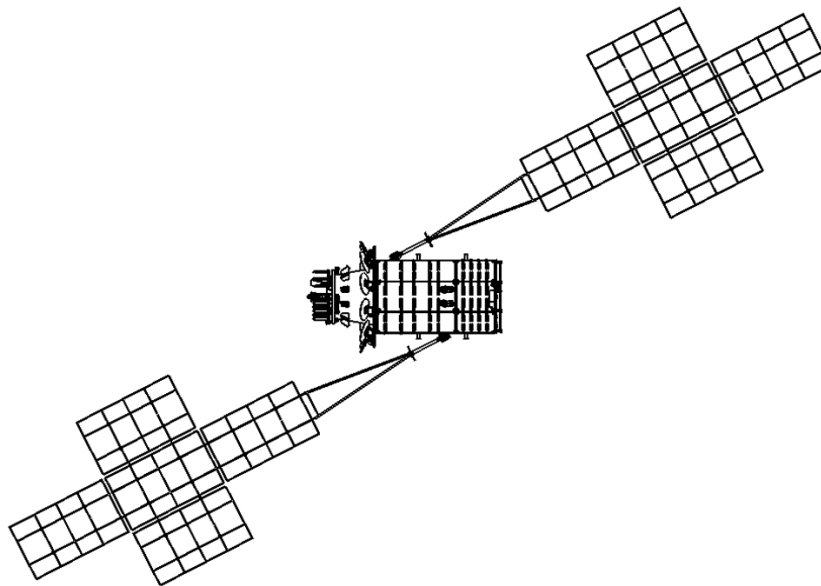
По аналогии рассчитываются ВБР для остальных систем. Полученные значения приведены в таблице 4.

Таблица 4. ВБР систем КА

Наименование системы	ВБР
Система электропитания	0,991965
Система ориентации и стабилизации	0,98943
Система коррекции	0,975127
Система терморегулирования	0,9979
Конструкция КА	1

Вторая компоновка

а)



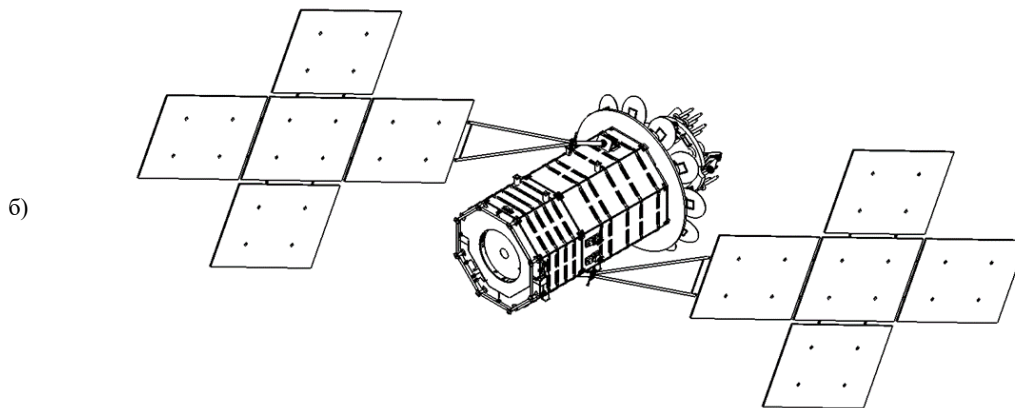


Рисунок 3. Вариант компоновки №2 КА связи

В компоновке №2 вместо одного двухступенного привода используются два для каждого крыла БС.

Также имеется различие в массе СБ в силу их расположения (для захвата большего количества солнечного света они расположены под углом относительно оси z КА).

Масса равна:  $M_{БС} = \frac{123,7}{\cos(23,5)} = 134,9$  кг. Тогда масса СЭП составит 419,6 кг.

Так как в БС компоновки №2 присутствует большее количество фотопреобразователей, их ВБР будет ниже, чем у БС компоновки №1.

Состав приборов МСС не меняется, следовательно, различий в энергопотреблении и параметрах служебных систем компоновок не имеется (двухступенной привод БС поглощает такое количество энергии, что и два одноступенных).

#### Сравнение альтернатив

На основе полученных данных для каждого параметра составлены две диаграммы (для большей наглядности используются гистограммы):

Таблица 5. Значения целевых показателей для обоих вариантов компоновок

	Альтернатива №1	Альтернатива №2
Масса КА (без ПН), кг	1374,112	1385,512
Энергопотребление общее (без ПН), Вт	10421,3	10421,3
ВБР КА (без ПН)	0,95506	0,95496

Диаграмма масс компоновок

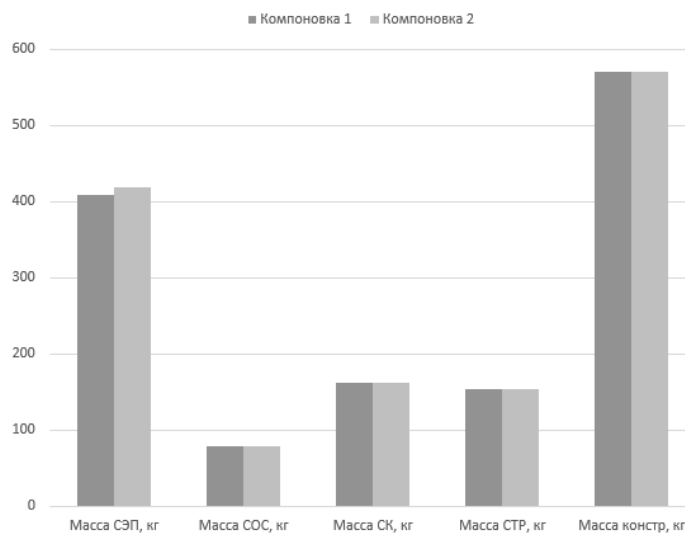


Рисунок 3. Диаграмма для сравнения суммарных масс вариантов компоновок КА

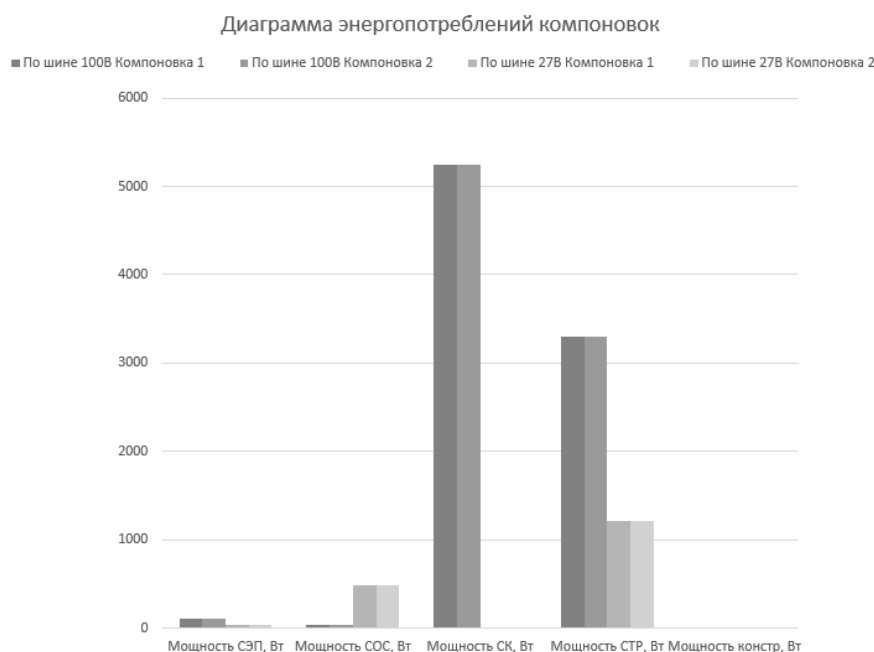


Рисунок 4. Диаграммы для сравнения суммарных энергопотреблений вариантов компоновок КА  
Диаграмма значений ВБР компоновок

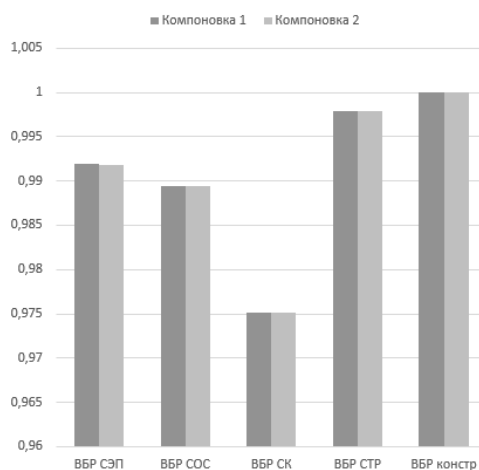


Рисунок 5. Диаграмма для сравнения значений ВБР вариантов компоновок КА

### ВЫВОД

Полученные диаграммы (рисунки 3-5) позволяют наглядно продемонстрировать различия значений целевых показателей и принять решение относительно компоновки космического аппарата. На рисунке 3 показаны отличия массы систем. Масса СЭП второго варианта превышает массу СЭП первого на 11,2 килограммов. На рисунке 5 – значения ВБР. ВБР СЭП первого варианта превышает ВБР СЭП второго на 0,0001. Исходя из критерия минимизации массы, энергозатрат и максимального показателя ВБР выбран вариант 1.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе для демонстрации метода рассматривалось всего два варианта компоновки космического аппарата с ограниченным набором целевых показателей. При реализации «реального» проекта может быть большее количество альтернатив с большим количеством целевых показателей, могут быть добавлены финансово-экономические показатели, время создания изделия, необходимость модернизации производства и т.д.

Представленный метод можно комбинировать с другими методами принятия решений, нередко вариантов получает так много, что из них составляют древо идей, а потом выбирают определенные ветви вариантов для их дальнейшей проработки.

Следовательно, еще на начальной стадии проекта необходимо проводить предварительный разбор альтернатив и постараться сузить (опираясь на формальные критерии качества) множество на ранних этапах анализа.

При правильном использовании метод альтернатив может стать быстрым и энергоемким инструментом для принятия проектных решений в спутниковой промышленности.

### Библиографический список

1. Юревич Е.И. Основы проектирования техники. Учеб. пособие. – СПб, 2012 г. 135с.  
Дата обращения: 07.02.2023.

2. Кулешова Е.В. Управление рисками проектов: учебное пособие: 2-е изд., доп. - Томск: Эль Контент, 2015 – 188с. Дата обращения: 07.02.2023.
3. Карпушкин С.В. Теория принятия проектных решений. – Тамбов 2015г. – 86с. Дата обращения: 07.02.2023.
4. Методы выбора альтернатив управленческого решения [Электронный ресурс]. URL: [https://vuzlit.com/1603920/metody\\_vybora\\_alternativ\\_upravlencheskogo\\_resheniya](https://vuzlit.com/1603920/metody_vybora_alternativ_upravlencheskogo_resheniya). Дата обращения: 07.02.2023.
5. Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва». Космический комплекс. Основные положения. Часть 2. Книга 1. Дата обращения: 07.02.2023.
6. Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва». Программа обеспечения надежности космического аппарата на стадии опытно-конструкторской разработки. Часть 1. Программа обеспечения надежности КА. Дата обращения: 07.02.2023.
7. Генерирование альтернатив [Электронный ресурс]. URL: <https://studfile.net/preview/5375631/page:13/>. Дата обращения: 07.02.2023.

**УДК 629.7.018**

## **МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

***М.О. Ромашова***

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

*Аннотация:* рассмотрена методика исследовательских испытаний лабораторного образца высокочастотного ионного двигателя научного стенда лаборатории «Исследование характеристик электроракетных двигателей», разработаны методы и средства для оценки влияния погрешности измерений на характеристики распределения контролируемых параметров ЭРД, разработана методика оценки рисков измерительных процессов.

*Ключевые слова:* электроракетный двигатель, исследовательские испытания (ИИ), методика, погрешность результатов измерений

В настоящее время решение многих научных и прикладных задач в космосе связано с широким использованием космических электроракетных двигателей (ЭРД). К числу таких задач относятся вопросы ориентации, стабилизации и коррекции орбит искусственных спутников и долговременных орбитальных станций, а также обеспечение межорбитальных и дальних космических полетов к планетам Солнечной системы. За многие годы проведена большая работа по разработке ЭРД различных типов. Многие из созданных космических ЭРД успешно прошли стендовые испытания, имитирующие воздействия условий космического пространства и факторов космического полета, и лётно-космические испытания. Прогресс в разработке и создании высокоэффективных космических ЭРД был достигнут благодаря широкому использованию достижений многих областей современной науки и техники.

При создании ЭРД для космических летательных аппаратов различного назначения большое внимание уделяется метрологическому обеспечению экспериментальных исследований, а именно, разработке новых методик испытаний, созданию испытательных стендов, оснащению их современными информационно-измерительными системами с поддержанием необходимого уровня качества измерительных процессов и измерительного оборудования.

Целью данной работы является создание методики исследовательских испытаний лабораторного образца высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) на научном стенде лаборатории «Исследование характеристик электроракетных двигателей» кафедры № 208 «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки» МАИ (НИУ).

Объектом исследовательских испытаний является лабораторный образец высокочастотного двигателя, работающий на газообразном рабочем теле. В состав лабораторного образца ВЧИД входят: двигательный блок (1 штука), включающий следующие основные подузлы: устройство ионизации – разрядная камера (РК) с индуктором (рис. 1); узел ускорения – ионно-оптическая система (ИОС), нейтрализатор электрического заряда струи (КН) – нить накала; защитный кожух; монтажно-установочный (вакуумный) фланец (1 штука) с электро- и газо-вводами.

Лабораторный образец ВЧИД предназначен для проведения исследовательских испытаний – испытаний, проводимых с целью определения основных интегральных параметров двигателя.

Задача ИИ лабораторного образца ВЧИД состоит в проведении комплекса испытаний по оценке возможностей использования метода управления подводимой мощностью и расходом рабочего тела для оптимизации рабочих режимов с повышенной экономичностью.

Испытания параметров ВЧИД проводятся на вакуумном стенде объемом 0,7 м<sup>3</sup>. Система вакуумирования стенда должна обеспечивать требуемое давление в испытательной камере в процессе всего испытания. Все испытания, связанные с включением и работой двигателя, должны проводиться при динамическом давлении в вакуумной камере не более 0,0066 Па (5,0·10<sup>-5</sup> мм рт. ст.).

Исследовательские испытания ВЧИД включают в себя 2 этапа: первый – подготовка и испытания ЭРД, а именно, внешний осмотр ВЧИД, проверка качества сборки, проверка электрического сопротивления изоляции и сопротивления электрических цепей; второй – испытания по определению интегральных параметров ВЧИД.

Испытательный стенд оснащен современной информационно-измерительной двухуровневой системой: нижний уровень – измерительная подсистема; верхний уровень – информационная подсистема.

Нижний уровень составляют датчики, исполнительные механизмы, система управления, контроллер, демонстрационная панель. Подсистема обеспечивает регистрацию и обработку интегральных параметров двигателя в режиме реального времени, а также локальных измерений (например, снятие зондовых характеристик, а также измерение физических полей (температур, концентраций) спектральными методами).

Верхний уровень включает сервер базы данных, автоматизированные рабочие места операторов. Подсистема обеспечивает проведение научно-технических расчетов, приведение и представление результатов испытаний в необходимом виде, архивацию и внешний доступ к результатам испытаний.

Управление процессом подготовки и испытания двигателя возможно как в автоматическом, при помощи управляемых контроллером исполнительных механизмов, так и в ручном режиме.

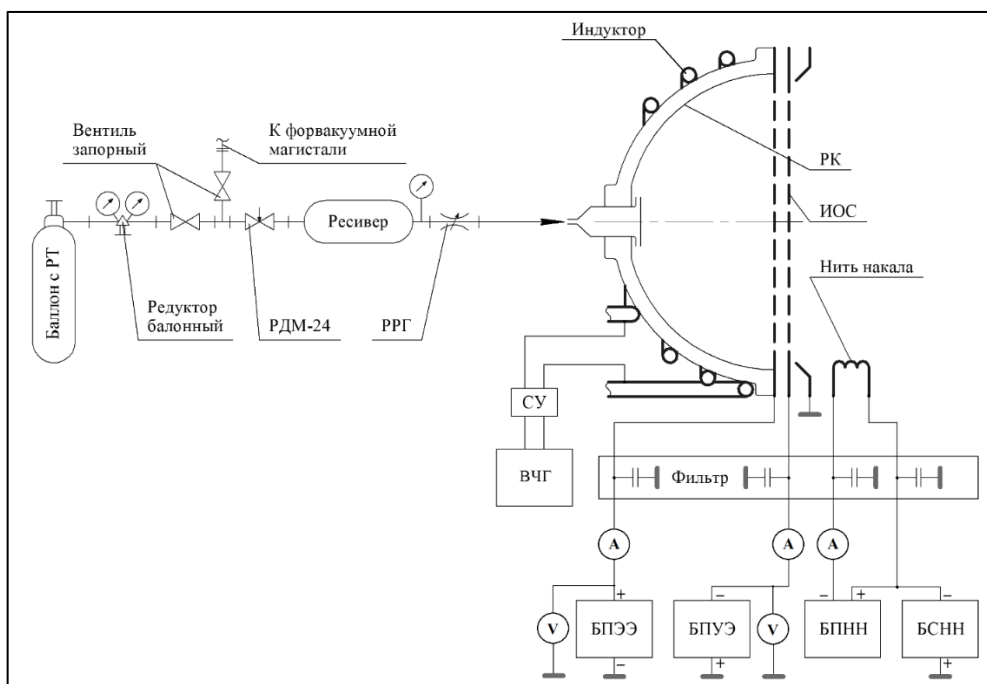


Рис. 1. Принципиальная схема измерений:

РК – разрядная камера; ИОС – ионно-оптическая система; ВЧГ – высокочастотный генератор; СУ – согласующее устройство; БПЭЭ – блок питания эмиссионного электрода; БПУЭ – блок питания ускоряющего электрода; БПНН – блок питания нити накала; БПСН – блок смещения нити накала; V – вольтметр; А – амперметр; РДМ-24 – механический регулятор давления; РРГ – регулятор и измеритель расхода газа; круги со стрелками – механические манометры.

При проведении исследовательских испытаний по определению интегральных параметров двигатель выдерживают на режиме стабильного горения разряда не менее 20 минут, после чего измеряют параметры ВЧИД (табл. 1).

Таблица 1

Измеряемые при исследовательских испытаниях параметры ВЧИД

Наименование параметра	Обозначение	Ед. изм.	Измеренное значение
Расход рабочего тела в РК	$\dot{m}$	мг/с	
Расход рабочего тела через КН	$\dot{m}_n$	мг/с	(при наличии)
Ток ионного пучка	$I_{\text{п}}$	А	
Напряжение на ЭЭ	$U_{\text{ээ}}$	В	
Ток в цепи УЭ	$I_{\text{уэ}}$	А	
Напряжение на УЭ	$U_{\text{уэ}}$	В	
Падающая мощность от ВЧГ	$N_{\text{вч}}$	Вт	
Отраженная мощность	$N_{\text{от}}$	Вт	

В информационной подсистеме проводятся научно-технические расчеты по определению интегральных параметров ВЧИД (табл. 2).

Таблица 2

Расчет интегральных параметров ВЧИД

Наименование параметра	Обозначение	Ед. изм.	Измеренное значение
Потребляемая мощность	$N$	Вт	$N = N_{\text{п}} + N_{\text{вчг}} + N_{\text{кн}}$ , где



			$N_{\Pi} = I_{\Pi} \cdot U_{ЭЭ}$ – мощность пучка; $N_{ВЧГ} = I_{\Pi} \cdot C_i$ – мощность, затраченная на ионизацию ( $C_i$ – цена иона (Вт/А)); $N_{КН}$ – мощность, затрачиваемая на нагрев нити накала катода нейтрализатора
Энергетическая цена иона	$C_i$	Вт/А	$C_i = \frac{N_{ВЧГ}}{I_{\Pi}}$
Коэффициент использования рабочего тела	$\eta_m$	-	$\eta_m = \frac{I_{\Pi}}{(e/M_i) \cdot \dot{m}_{\Sigma}}$ , где $e = 1,6 \cdot 10^{-19}$ [Кл] – заряд электрона; $M_i = 2,18 \cdot 10^{-25}$ [кг] – масса иона ксенона; $M_i = 1,4 \cdot 10^{-25}$ [кг] – масса иона криптона; $\dot{m}_{\Sigma} = \dot{m}_{\Pi} + \dot{m}_{Н}$ [кг] – полный расход рабочего тела; $\dot{m}_{\Pi}$ – расход рабочего тела через газоразрядную камеру (РК); $\dot{m}_{Н}$ – расход рабочего тела через катод-нейтрализатор (КН), если он присутствует
Энергетический коэффициент полезного действия (КПД)	$\eta_{Э}$	-	$\eta_{Э} = \frac{U_{ЭЭ}}{U_{ЭЭ} + C_i}$
Удельный импульс тяги	$I_{уд}$	м/с	$I_{уд} = \eta_m \cdot \eta_{\alpha} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot q_i}{M_i} \cdot U_{ЭЭ}}$ , где $q_i$ – величина заряда иона рабочего тела, равная 1, 01 заряда электрона $e$ , (по оценкам доля многозарядных ионов в пучке не более ~1%); $\eta_{\alpha} = \frac{1 + \cos \alpha}{2}$ – КПД по расходимости пучка ионов ( $\alpha$ [°] – угол расходимости ионного пучка)
Тяговый КПД	$\eta_T$	-	$\eta_T = \eta_m \cdot \eta_{\alpha} \cdot \eta_{Э}$
Мощность, потребляемая двигателем	$N$	Вт	$N = \frac{N_{\Pi}}{\eta_{Э}}$
Тяга ВЧИД	$T$	мН	$T(\alpha, I_{\Pi}, U_{ЭЭ}) = I_{\Pi} \frac{1 + \cos \alpha}{2} \sqrt{\frac{2 \cdot U_{ЭЭ} \cdot M_i}{q_i}}$

В процессе проведения испытаний важным требованием является обеспечение необходимой точности измерений. В работе рассматриваются вопросы правильности, точности, прецизионности, повторяемости и воспроизводимости результатов измерений [1-6], характеризующих качество полученных экспериментальных данных.

#### Библиографический список

1. ГОСТ Р ИСО 5725-1 «Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Часть 1. Основные положения и определения»
2. ГОСТ Р ИСО 5725-2 «Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Часть 2. Основной метод определения повторяемости и воспроизводимости стандартного метода измерений»
3. ГОСТ Р ИСО 5725-3 «Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Часть 3. Промежуточные показатели прецизионности стандартного метода измерений»
4. ГОСТ Р ИСО 5725-4 «Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Часть 4. Основные методы определения правильности стандартного метода измерений»
5. ГОСТ Р ИСО 5725-5 «Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Часть 5. Альтернативные методы определения прецизионности стандартного метода измерений»
6. ГОСТ Р ИСО 5725-6 «Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Часть 6. Использование значений точности на практике»
7. Яковлев Е.А. Испытания космических электроракетных двигательных установок: Учебник для вузов. – М: Машиностроение, 1981. – 208 стр

УДК 621.45.01

**МЕТОДИКА РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОКАСКАДНЫХ ОХЛАЖДАЕМЫХ  
ТУРБИН С УЧЕТОМ ВЗАИМНОГО ВЛИЯНИЯ КАСКАДОВ ДРУГ НА ДРУГА,  
ШЕРОХОВАТОСТИ ЛОПАТОК И УПРОЩЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫХОДНОЙ  
КРОМКИ**

*Г.М. Попов<sup>1</sup>, В.М. Зубанов<sup>1</sup>, Е.С. Горячкин<sup>1</sup>*

<sup>1</sup>. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

Одним из основных направлений современного авиационного двигателестроения является увеличение эффективности и надежности узлов газотурбинного двигателя при одновременном снижении стоимости их жизненного цикла. Увеличение параметров рабочего цикла газотурбинного двигателя (ГТД), в частности, температуры газа на выходе из камеры сгорания, привело к необходимости использования охлаждаемых лопаток с теплозащитным покрытием (ТЗП) для турбин высокого давления (ТВД).

В рамках разработки перспективного газогенератора авиационного двигателя авторами решалась задача проектирования двухкаскадной охлаждаемой турбины, состоящей из турбины высокого давления (ТВД) и турбины среднего давления (ТСД). На лопатках турбины предусматривалось нанесение теплозащитного покрытия (ТЗП).

Характеристики спроектированных каскадов турбин должны были передаваться в термодинамическую модель двигателя для увязки работы узлов ГТД. При этом характеристики должны учитывать поправки на взаимное влияние каскадов турбин друг на друга, учёт шероховатости поверхности лопаток и упрощенное моделирование выходных кромок лопаток при газодинамическом расчете. Данные поправки по опыту Заказчика могут оказывать значительное влияние на параметры турбины.

Традиционные методики предполагают газодинамическое моделирование с использованием идеально гладких трактовых поверхностей и поверхностей лопаток, а аэродинамические профили лопаток не учитывают наличие отверстий для выпуска охлаждаемого воздуха с выходной кромки.

Обозначенные выше факторы создают дополнительный риск при проектировании ГТД, поэтому в работе была поставлена задача разработки методики расчета характеристик многокаскадных охлаждаемых турбин с учетом взаимного влияния каскадов друг на друга, шероховатости лопаток и упрощенного моделирования выходной кромки

Внешний вид исследуемой двухкаскадной турбины показан на рис. 1. Для аэродинамического моделирования использовалась расчетная модель в программе Numeca FineTurbo, сеточная модель была создана в Numeca AutoGrid5 [2]. Настройки сеточной модели соответствуют настройкам, которые ранее были верифицированы и валидированы при изучении рабочего процесса турбин [3]. Общее количество сеточных элементов составило 20 млн. Использовалась модель турбулентности Spallart-Almaras (SA). Охлаждение лопаток при проектировочном расчёте в Numeca FineTurbo было задано в виде выдувов с поверхности ячеек. Схема охлаждения турбины представлена на рис. 2.

**Входные ГУ:**

Распределение полных давления и температуры;  
Осевой вход потока.

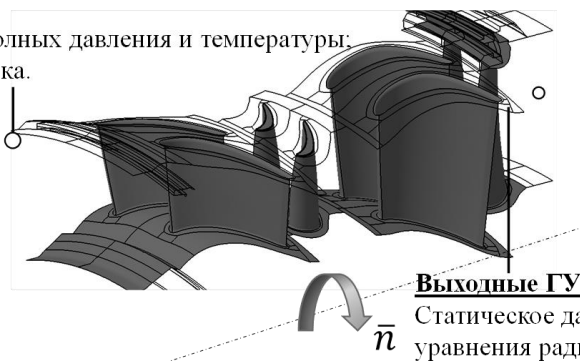


Рис. 1. Конфигурация исследуемой турбины

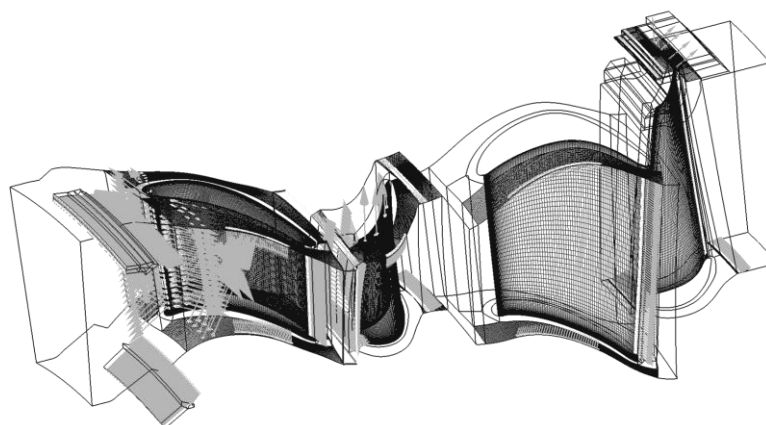


Рис. 2. Схема охлаждения исследуемой турбины

Вначале с использованием совместной модели ТВД и ТСД определялись параметры турбин на номинальном режиме:

- степень понижения давления в турбине  $\pi_T^*$ ;
- пропускная способность турбин  $A$ ;
- эффективный КПД, который определялся с помощью  $\pi - i - T$  функций [4].

Затем создавались отдельные модели ТВД и ТСД для определения характеристик каскадов турбин. Настройки сеточных моделей каскадов ТВД и ТСД остались теми же, что и в совместной модели. Граничные условия были заданы из совместной модели на номинальном режиме работы.

С использованием отдельных моделей были определены базовые характеристики ТВД и ТСД без учёта коррекции:

- КПД-характеристики – зависимость эффективного КПД от степени понижения давления в турбине  $\eta_{т.эф}^* = f(\pi_T^*)$ ;
- пропускные характеристики – зависимость пропускной способности турбины от степени расширения рабочего тела в турбине  $Af(\pi_T^*)$ .

Авторы данной работы предлагают следующий алгоритм последующей коррекции характеристик турбин. Коррекцию КПД-характеристик турбин необходимо выполнять в два шага:

1. Учесть абсолютную разность значений КПД между моделью для расчёта характеристик и совместной моделью (ТВД и ТСД) (рис. 3).

2. Учесть абсолютную разность значений КПД из-за учета шероховатости. Значение разности необходимо определить с использованием модели турбулентности, которая позволяет учитывать шероховатость, например, *Spallart-Allmaras* с расширенной функцией стенки *Extendent Wall Function* (*SA\_EWF*). Абсолютное значение разницы определить между значениями шероховатости лопаток, например,  $Ra = 1,25$  мкм и  $Ra = 5$  мкм, соответствующими шероховатости металла и ТЗП соответственно (рис. 4).

При моделировании рабочего процесса турбины с учётом шероховатости необходимо проверять удовлетворение настроек сеточной модели турбины дополнительным требованиям, возникающих при моделировании шероховатости [2].

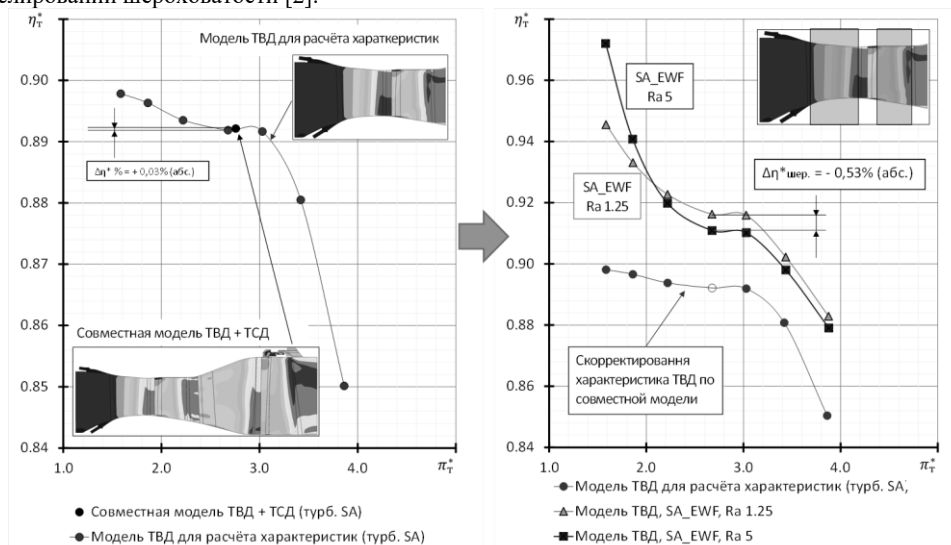


Рис. 3. Коррекция КПД-характеристик на величину абсолютной разности значений КПД между моделью для расчёта характеристик и совместной моделью (шаг 1)

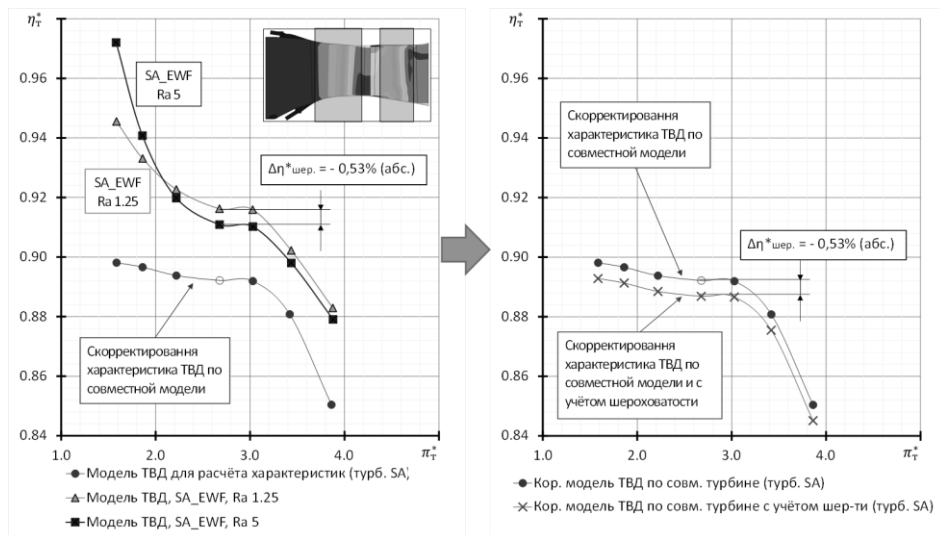


Рис. 4. Коррекция КПД-характеристик с учётом шероховатости поверхности лопаток (шаг 2)

Коррекцию пропускной способности турбин необходимо выполнять в три шага:

1. Учесть абсолютную разность значений пропускной способности между моделью для расчёта характеристик и совместной моделью (ТВД и ТСД) (рис.5).
2. Учесть абсолютную разность значений пропускной способности из-за шероховатости. Аналогично коррекции КПД - характеристик, абсолютное значение разницы пропускной способности определить между значениями шероховатости лопаток, например,  $Ra = 1,25$  мкм и  $Ra = 5$  мкм с использованием модели турбулентности SA\_EWF (рис. 6).
3. Учесть относительную коррекцию пропускной способности из-за упрощения выходной кромки лопатки при аэродинамическом проектировании турбины (рис.7).

Оценка влияния упрощения выходной кромки на пропускную способность исследуемой турбины была выполнена в программном комплексе ANSYS CFX 2021. Сравнение значений пропускной способности выполнялось между моделью с учетом внутренних полостей лопатки (рис. 8), в том числе геометрии щелей для выдува охлаждающего воздуха, и моделью с моделированием выпуска охлаждающего воздуха с поверхности ячеек расчетной сетки (рис. 9). Следует отметить, что в рассматриваемом случае ТВД, у которой охлаждающий воздух выдувается через щели на выходной кромке в виде «окошек», коррекция пропускной способности в относительном виде составила  $\delta A = -0,05\%$ . Это коррекция может достигать до  $\delta A = 2\%$  в случае использования на выходной кромке редана, а не щелей в виде «окошек».

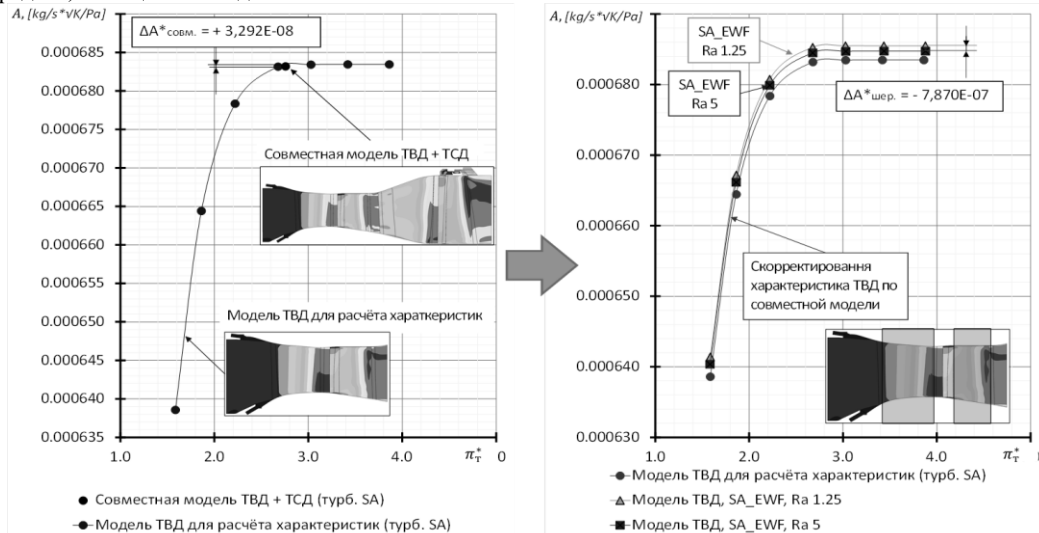


Рис. 5. Коррекция пропускной способности турбины на величину абсолютной разности значений между моделью для расчёта характеристик и совместной моделью (шаг 1)

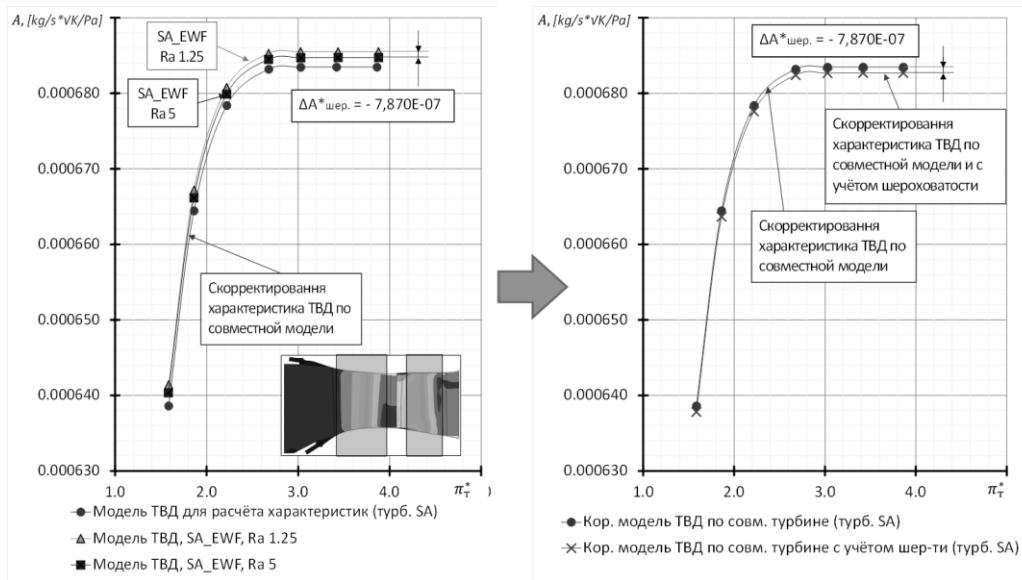


Рис. 6. Коррекция пропускной способности с учётом шероховатости поверхности лопаток (шаг 2)

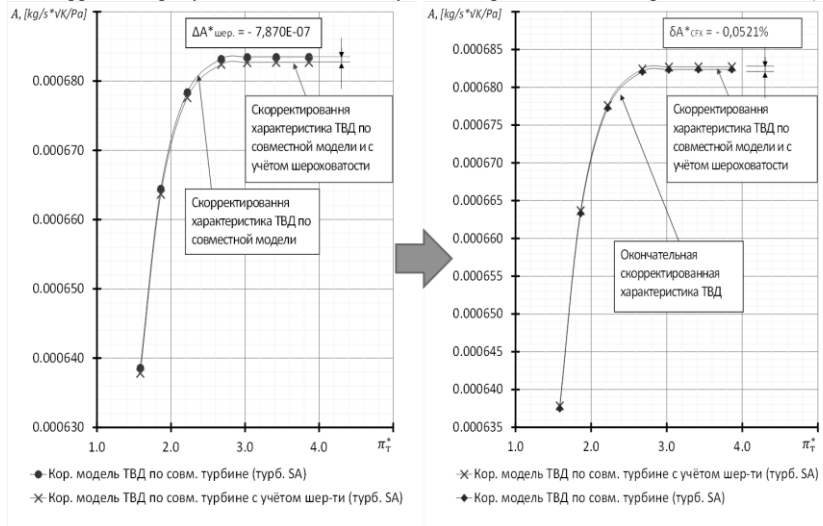


Рис. 7. Коррекция пропускной способности из-за упрощения выходной кромки лопатки при аэродинамическом проектировании турбины (шаг 3)

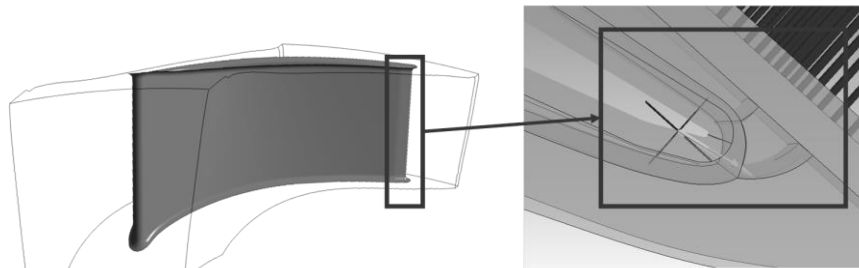


Рис.8. Модель ТВД в CFX с моделированием выпуска воздуха с поверхности ячейек расчетной сетки

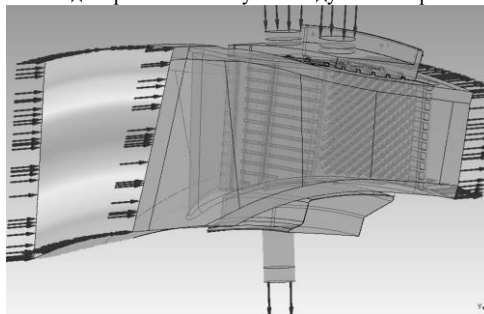


Рис.9. Модель ТВД в CFX с моделированием выпуска воздуха с поверхности ячейек расчетной сетки

Выполненные расчёты (рис. 3-7) показали, что наибольшая коррекция потребовалась для КПД-характеристики из-за учёта шероховатости поверхности лопаток. В исследуемой турбине учёт шероховатости привел к снижению КПД ТВД более чем на 0,5%

Скорректированные предложенным способом характеристики ТВД и ТСД были использованы в термодинамической модели двигателя для определения рабочей точки узлов ГТД.

*Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2023-0008, «Фундаментальные проблемы динамики и виброакустики в гидравлических и газовых системах машин и энергетических установок»).*

#### Библиографический список

1. Результаты экспериментального исследования лопаток турбин с различной поверхностной шероховатостью / В. Т. Хайрулин, Н. Ю. Самохвалов, А. С. Тихонов, С. И. Сендюров // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2015. – № 42. – С. 20-33. – DOI 10.15593/2224-9982/2015.42.2. – EDN TZQUDL.
2. NUMECA International. Официальный сайт. – URL: <https://www.numeca.com/home> (Дата обращения 05.02.2022).
3. Верификация численной модели двухступенчатой турбины высокого давления современного ГТД для гражданской авиации / Г. М. Попов, Е. С. Горячкин, В. М. Зубанов [и др.] // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П. А. Соловьева. – 2022. – № 3(62). – С. 7-15. – EDN SDLJOR.
4. Термогазодинамический расчёт газотурбинных силовых установок [Текст] / В. М. Дорофеев, В. Г. Маслов, Н. В. Первышин, С. А. Сватенко, Б. Д. Фишбеин. – М. : Машностроение, 1973. – 144 с

УДК 62-841

#### МЕТОДЫ КОНВЕРСИИ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

*Д.А. Степура<sup>1</sup>, К.А. Соломченко<sup>1</sup>*

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

##### Перечень сокращений и обозначений.

АГТД – авиационный газотурбинный двигатель;

ГТД – газотурбинный двигатель;

ГТУ – газотурбинная установка;

КПД – коэффициент полезного действия;

ПГТУ – паро-газотурбинная установка;

ПТУ – паротурбинная установка;

ТВД – турбовинтовой двигатель;

ТКА – турбокомпрессорный агрегат;

ТРД – турбореактивный двигатель.

**Введение.** Конверсия в технике является одной из важнейших задач развития экономики.

Очень эффективным является использование, в частности, АГТД, находящихся на высоком уровне развития и совершенства. Массовое применение авиадвигателей, отработавших летный ресурс и сохранивших способность к дальнейшему использованию, позволяет решить задачу, связанную с экономией дорогостоящих материалов, используемых при создании двигателей, а также огромного количества вложенного в них труда. Это позволяет не только затормозить дальнейший экономический спад, но и достичь роста экономики. При этом возможно как использование элементов конструкции базовых АГТД, в том числе и после наработки на самолете, так и создание новых ГТД авиационного типа.

В настоящее время АГТД, отработавшие свой летный ресурс, находят применение для привода газоперекачивающих и нефтеперерабатывающих агрегатов, буровых установок, электростанций, в качестве движителей наземного и водного транспорта, для генерации сжатого воздуха, для очистки поверхностей ото льда, снега, грязи, пыли и т.д. Общепринятым является определять любое новое использование двигателя типа ГТД для нужд, отличных от авиационных, как конвертирование АГТД, а сами двигатели как конвертированные АГТД.

Конвертация существенно снижает затраты на изготовление. Существует несколько путей реализации конвертирования в зависимости от базового авиадвигателя.

В стационарные энергетические установки можно конвертировать двигатели следующих типов: турбовальные, турбовинтовые и турбореактивные. Причем, турбовальные и турбовинтовые уже давно используются как основа для турбокомпрессорных агрегатов перекачки нефти/газа, и газотурбинных установок для получения электроэнергии.

Но все двигатели, работающие по циклу Брайтона – турбовинтовые, турбореактивные, ГТУ непрерывного действия и т.д. – имеют следующие недостатки:

– температура сгорания газов, полученных при стехиометрическом соотношении, в разы выше, чем температура работоспособности современных жаропрочных и жаростойких материалов, что вынуждает работать в области большого избытка окислителя. Это, в свою очередь, ведет к увеличению энергозатрат на собственные нужды установки (дополнительная мощность компрессора) и снижение КПД;

– температура отработанных газов за турбиной остаётся значительной, т.е. не полностью используется потенциальная химическая энергия горючего, что также ведет к снижению КПД.

### 1. Традиционные методы конверсии авиадвигателей в ТКА, ГТУ и ПГТУ.

Далее рассмотрим турбовинтовой двигатель. В целом, это уже готовая ГТУ, в которой вместо винта ставим электрогенератор (рис. 1). В таком двигателе вся работа турбины распределяется между работой компрессора и работой на валу, который мы можем пустить на электрогенератор. Реактивную тягу на ТВД можно не считать.

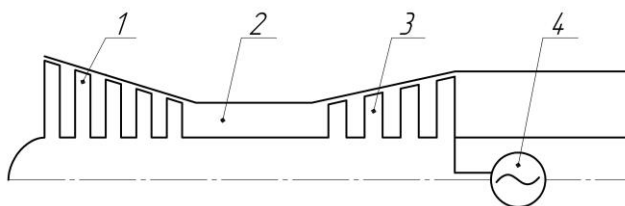


Рис. 1. Схема ГТУ: 1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – собственная турбина; 4 – электрогенератор

Недостаток, связанный с температурой выхлопных газов, компенсируется использованием теплообменника – экономайзера, который тормозит газ и переводит его скорость и разность температуры между газом и вторым теплоносителем в тепло. Установки, работающие по этой схеме, относятся к теплофикационным, в них полученную горячую воду используют для обогрева помещений или технологических нужд, и бинарным, в них второй теплоноситель после нагрева (и/или газификации) используется как рабочее тело в другой турбо-электроустановке или поршневом двигателе Стирлинга. К этому типу относятся все существующие парогазотурбинные установки (рис. 2).

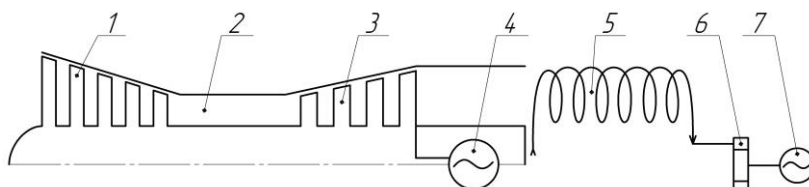


Рис. 2. Схема ГТУ с экономайзером: 1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – собственная турбина; 4 – первый электрогенератор; 5 – экономайзер; 6 – паровая турбина; 7 – второй электрогенератор

Сложнее осуществляется конверсия турбореактивного двигателя в энергетические и тепловые установки. Однако, современный уровень развития науки и техники позволяет сделать и это.

В отличие от ТВД у ТРД за турбиной сохраняется не только высокая температура, но и давление. Его можно использовать, установив за турбиной ТКА вторую – свободную – энергетическую турбину (рис. 3).

При использовании турбовальных двигателей с независимой свободной турбиной турбокомпрессор обеспечивает сжатие воздуха и работу собственной турбины, вторая же свободная турбина обеспечивает вращение винта.

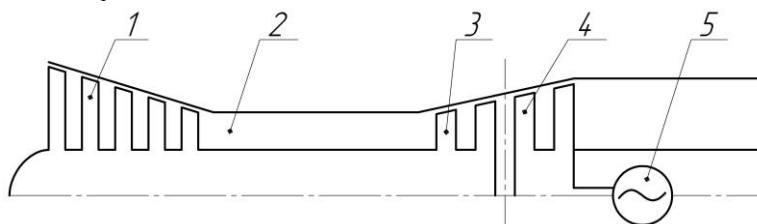


Рис. 3. Схема ГТУ со свободной турбиной: 1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – собственная турбина; 4 – свободная турбина; 5 – электрогенератор

Турбореактивный двигатель можно переделать в ГТУ со свободной турбиной. Для увеличения общего КПД добавляется ещё теплообменник с такой же дополнительной паровой турбиной и получается ПГТУ. То есть из турбореактивного двигателя делается ГТУ, дополняется ПТУ и получается ПГТУ (рис. 4).

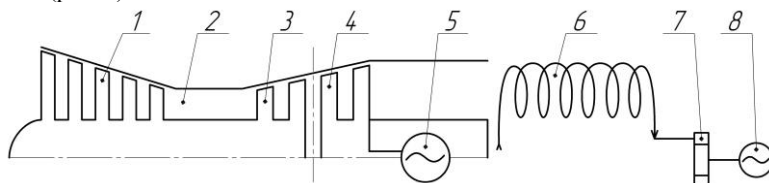


Рис. 4. Схема ПГТУ: 1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – собственная турбина; 4 – свободная турбина; 5 – первый электрогенератор; 6 – экономайзер; 7 – паровая турбина; 8 – второй электрогенератор

**Выводы.** В первом случае, при конверсии турбовинтового двигателя, требуется добавить только теплообменник и энергоустановку, работающую по паросиловому циклу. Во втором случае, при

конверсии турбореактивного двигателя, объем доработок выше: необходимо добавить и газовую, и паровую турбоустановку.

В любом из этих случаев результатом будет традиционная ПГТУ с двумя отдельными контурами: отдельный контур газа; отдельный контур пара. Описанные методы имеют неоспоримые достоинства: относительно небольшой объем работы по модернизации и, следовательно, сравнительно низкая стоимость полученного изделия. В основном переделка непосредственно двигателя касается деформирования двигателя и мер, связанных с переходом на другое горючее (замена топливной аппаратуры, форсунок и др.). Деформировать – значит снизить температуру газа перед турбиной, т.е. подавать меньше горючего, чтобы температура на лопатках турбины была меньше, следовательно, турбина служила дольше.

Однако, этот метод никак не решает первую проблему: значительные затраты мощности на собственные нужды. Решением может стать объединение парового и газового контуров.

## 2. Перспективные методы конверсии авиадвигателей в ПГТУ.

Проблема всех двигателей на основе циклов ГТУ – тот факт, что использование компрессора ограничено температурой газа на турбинных лопатках. Температура сгорания воздуха с керосином или дизтопливом, или жидкими углеводородами при стехиометрических соотношениях примерно 2300 К, а воздуха с метаном 2100 К. На данном момент нет таких лопаток, которые могли бы выдержать эти температуры. Следовательно, для их сохранения необходимо подавать больше воздуха и в таком случае мощность, которая отбирается компрессором от турбины, увеличиться. Так как на турбине должен стоять электрогенератор, получается, мы отбираем мощность от электрогенератора, чтобы просто охладить газ.

Помимо увеличения расхода воздуха есть и другие пути решения этой проблемы, причем некоторые даже используются в современных энергетических ГТУ, в частности двухкамерных ГТУ.

Один из таких путей сохранения работоспособности лопаток – это увлажнение газогенераторного газа путем впрыска в него воды или пара. Тем самым снижается температура рабочего тела с любых, даже самых высоких значений до допустимых по жаростойкости материалов.

На выходе с традиционно используемой турбины ТКА мы получаем горячий окислительный газ, в котором ещё много недогоревшего окислителя (воздуха). Если в такой газ дополнительно подать ещё горючего, то можно увеличить температуру до тех самых 2100 К (для метана) или 2300 К (для керосина). На этом принципе основана работа двухкамерной ГТУ.

Как говорилось ранее, одна из проблем двигателя – это увеличенные энергозатраты на собственные нужды. Их можно уменьшить путем добавления дополнительных агрегатов, которые будут брать на себя часть работы компрессора.

Располагаемая работа компрессора больше располагаемой работы насоса, что качает воду, которая в дальнейшем переходит в пар (рис. 5). На работу насоса потребуется несоизмеримо меньше мощности, чем на работу компрессора, чтобы поднять давление воды или в последующем пара (давление при испарении почти не теряем). Именно поэтому воду можно использовать как балластное вещество для снижения температуры с гораздо большей эффективностью, чем любой из газов.

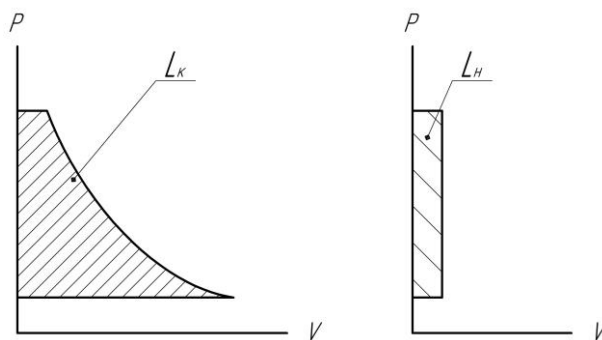


Рис. 5. График PV для насоса и компрессора:  $L_k$  – располагаемая работа компрессора;  $L_n$  – располагаемая работа насоса

Главное препятствие для практического использования такой системы – наличие в воде растворенных солей, которые при испарении оседают на стенках теплообменников и лопатках турбины, снижая их ресурс. Рационально в рабочий контур подавать не жидкофазную воду, а пар при параметрах, близких к параметрам насыщения. Температура такого пара будет ниже, чем у газа, и в результате теплообмена при непосредственном контакте и смешении пара с газом получим парогазовую смесь с допустимой температурой. Сам пар можно получить в системе теплообменников – экономайзеров, устанавливаемых за турбиной.

Эта система теплообменников позволяет снизить температуру отходящего парогаса до температуры ниже температуры кипения. Следовательно, для воды продуктовой это будет испаритель, для отходящего парогаса – конденсатор. Конденсация воды из парогаса позволит снизить водопотребление за счет возвращения её в работу (частичная регенерация) и, соответственно, эксплуатационные затраты. Также мы можем регулировать подачу пара, что даёт возможность регулировать вырабатываемую мощность элетрогенератора (рис. 6).



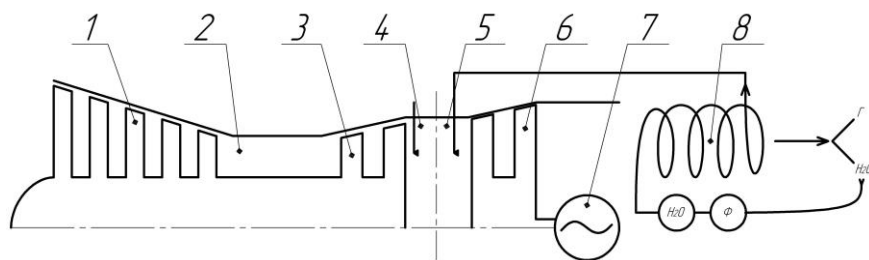


Рис. 6. Схема ПГТУ со смешением пара и газа: 1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – собственная турбина; 4 – форсажная камера; 5 – конденсатор; 6 – парогазовая турбина; 7 – электрогенератор; 8 – экономайзер

Это нетрадиционный метод конвертации. Сейчас он не применяется, т.к. степень новизны высока, присутствует сложный расчёт системы теплообмена и есть вопросы, касающиеся водоиспользования: эффективно-экономическое использование воды (дороговизна); также она должна проходить через систему фильтров. Часть воды всё равно будет уходить с газом, но в этом случае можно рассмотреть плавучую установку по типу атомной плавучей установки или по типу турецкой поршневой установки. Тогда у нас много воды на охлаждение и нам не нужно огромных резервуаров с водой.

Поскольку мы генерируем пар, то можно рассчитать долю испарённой воды, что идёт на турбину, и использовать её как частично опреснительную установку, а солёную воду сбрасывать.

**Выводы.** Парогазовая установка на основе смешения потоков газа и пара может оказаться наиболее перспективной для условий, в которых не предусмотрен дефицит воды: морские, речные и прибрежные энергоустановки. Очевидно, что целесообразно, в связи с высокой новизной предварительно отработать предлагаемые идеи на модельных и экспериментальных установках, которыми могут быть именно конвертированные из авиадвигателей с выработанным ресурсом. Также стоит обратить внимание на энергоэффективность и экономичность использования ПГТУ со смешением пара и газа. Необходимо произвести расчет мощностей компрессора для разных схем и сравнить полученные результаты.

В случае начала подобных работ можно выделить следующие этапы. Шаг первый: взять авиационный или вертолётный двигатель и переделать его в ГТУ без паровой ступени. Такое решение на сегодняшний день актуально. Шаг второй: добавить паровую ступень и сделать ПГТУ традиционной схемы. Актуальность данной схемы будет поддерживаться ещё некоторое время. Шаг третий: переделать двигатель в установку, работающую на парогазе. Данная разработка – до получения конечного изделия, включая её изготовление и экспериментальную отработку, – может занять от 3 до 10 лет при наличии достаточного финансирования и производственной базы.

Расчет ПГТУ со смешением пара и газа сложен. Для реализации такой схемы необходимо взять ТКА у ВРД, рассчитать после него форсажную камеру, а затем участок подачи пара и далее спроектировать новую турбину, на которую будет подаваться парогаз. Учитывая также прочие сложности, имеет смысл на первых этапах экономайзер не рассчитывать, т.к. его разработка займет слишком много времени. Потому рассмотрим ПГТУ в качестве экспериментальной установки и сделаем некоторые допущения, упрощающие расчет. Так как теперь экономайзера нет в установке, будем подавать вместо пара воду (рис. 7). Будем учитывать, что вода, поступающая в нашу установку, является идеально чистой, потому образование налета на лопатках не будет учитываться при расчетах. С учетом допущений стоит произвести расчет сначала для воды, а в дальнейшем делать полный расчет для парогаса.

Итоговая схема ПГТУ представлена на рисунке 7.

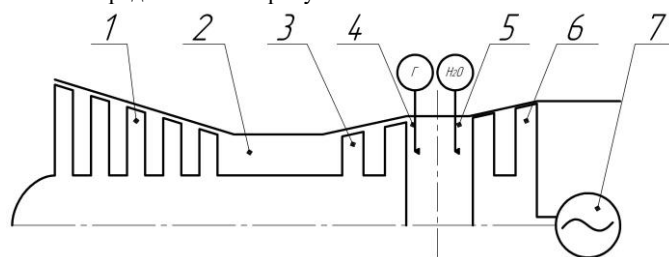


Рис. 7. Схема ПГТУ с подачей воды в испарительную камеру: 1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – собственная турбина; 4 – форсажная камера; 5 – испаритель; 6 – парогазовая турбина; 7 – электрогенератор

#### Библиографический список

1. Сахин, В. В. Устройство и действие энергетических установок. Кн. 1. Поршневые машины. Паровые турбины : учебное пособие / В. В. Сахин; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2015. – 172 с.
2. Сахин, В. В. Устройство и действие энергетических установок. Кн. 2. Газовые турбины. Теплообменные аппараты : учебное пособие / В. В. Сахин; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2015. – 133 с.
3. Медведев, С. Д. Использование конвертированных авиационных газотурбинных двигателей и технологий / С. Д. Медведев, В. Б. Балякин : сб. тр. науч.-практич. конф. – Самара : ГАУ, 2009. – № 3 (19). – С. 292 – 298.

4. Батурин, О. В. Проектирование свободной турбины в составе многокаскадной турбины ГТД [Электронный ресурс] : электрон. метод. пособие / Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); сост. О. В. Батурин, В. Н. Матвеев, Г. М. Попов – Самара, 2013. – 90 с.
5. Гриценко, Е. А. Моделирование условий эксплуатации при конвертировании авиационных ГТД: учебное пособие / Е. А. Гриценко, В. А. Зрелое, А. М. Идельсон; Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 1997. – 56 с.
6. Белоусов, А. И. Надёжность авиационных двигателей и энергетических установок : учебное пособие / А. И. Белоусов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Самара, 2011. – 193 с.
7. Зысин, Л. В. Парогазовые и газотурбинные тепловые электростанции : учебное пособие / Л. В. Зысин; Политехн. ун-т – СПб., 2010. – 368 с.

#### УДК 621.45.035

### МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В БЛОЧНЫХ СТРУЯХ В ОКРЕСТНОСТИ ФЮЗЕЛЯЖА СВЕРХЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Д.А.Кожневников<sup>1</sup>, Д.Б.Пасечник<sup>1</sup>*

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

В практике авиадвигателестроения реализованы или рассматриваются в качестве возможных к реализации схемы сопел трех типов [1]: круглые (или осесимметричные), плоские и пространственные (трехмерные) сопла. Наиболее часто встречающиеся в отечественной и зарубежной практике компоновки двигателей с реактивными соплами включают в себя от одного и более двигателей, расположенных в различном сочетании по их числу в гондole или фюзеляже самолета (см. рис. 1.1) [1]. Наличие нескольких сопел обуславливает необходимость рассмотрения задачи взаимодействия сверхзвуковых струй между собой, а также их взаимодействие со стенками летательного аппарата (ЛА).

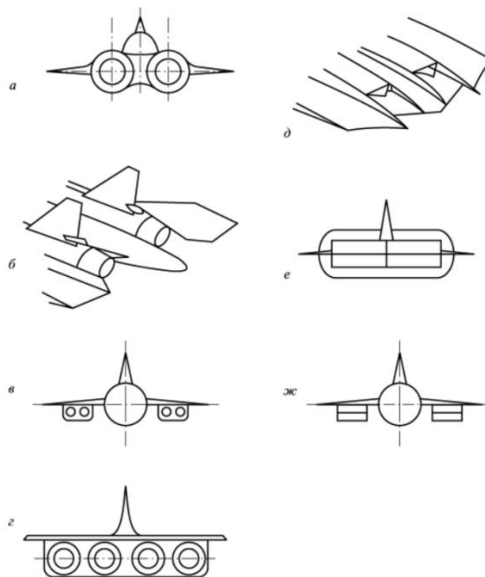


Рис. 1.1 – Компоновки сопел на самолетах [1]:

а – близкорасположенные сопла; б – разнесенные сопла; в – два сопла в каждой гондole; г – пакет из четырех сопел; д – близкорасположенные сопла; е – пакет из четырех сопел; ж – два сопла в каждой гондole.

В компоновках со средним разнесением сопел друг от друга (рис. 1.1а) просматривается наличие межсопловых стекателей различной формы. В компоновке с большим разнесением сопел друг от друга (рис. 1.1б) они разделены хвостовой частью фюзеляжа самолета [2]. В рамках работы исследуются газодинамические процессы, возникающие при взаимодействии сверхзвуковых струй с хвостовой частью фюзеляжа, которая образует центральное тело.

Особенности ударно-волновых процессов в окрестности взаимодействия двух сверхзвуковых струй [4] могут оказывать негативное влияние на аэродинамические характеристики ЛА [5], в частности приводить к увеличению донного сопротивления. Для уменьшения негативного эффекта, необходимо исследовать влияние центрального тела на образование вихревой зоны при взаимодействии двух сверхзвуковых струй.

Для решения данной задачи рассмотрены два варианта компоновки сопел: конфигурация №1 – без центрального тела (рис. 2.1), конфигурация №2 – с центральным телом (рис. 2.2). Сеточная модель представлена на рис. 3.1 и рис. 3.2.

Параметры расчета

Параметры в камерах сгорания принимаются одинаковыми: давление в камере сгорания 70 атм, температура 2500 К. Профили сопловых каналов идентичны. Скорость спутного потока 600 м/с, избыточное давление на высоте полёта ЛА составляет 0,26 атм, что соответствует высоте полёта 10 км [3].

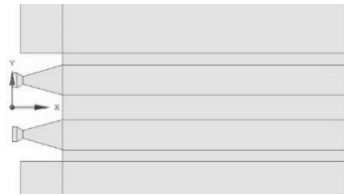


Рис. 2.1 – Геометрия расчетной области конфигурация №1



Рис. 2.2 – Геометрия расчетной области конфигурация №2

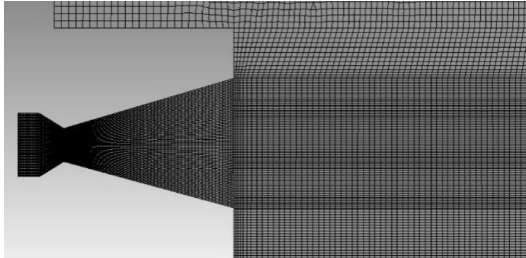


Рис. 3.1 – Приближенный вид расчетной сетки (конфигурация №1)

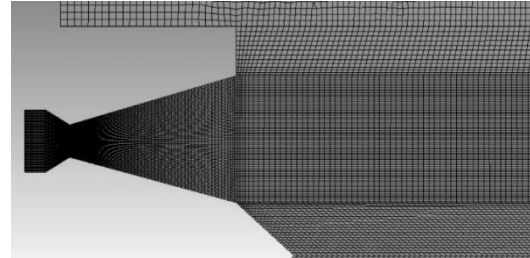
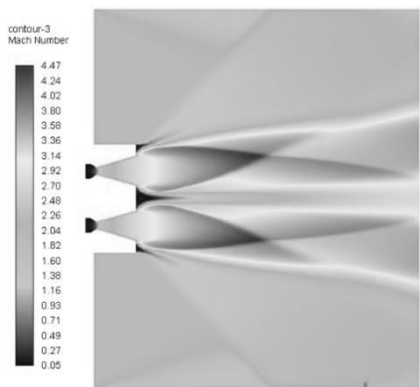


Рис. 3.2 – Приближенный вид расчетной сетки (конфигурация №2)

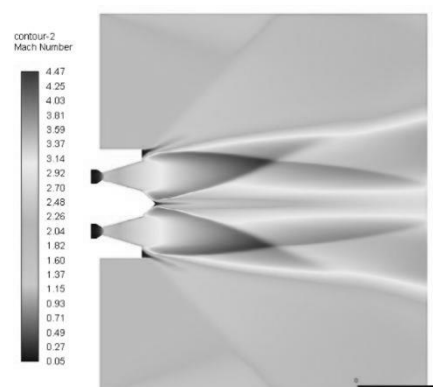
Математическая модель представляет собой систему уравнений Навье – Стокса, осреднённых по Рейнольдсу. В качестве рабочей среды выбран воздух со свойствами совершенного газа. Система уравнений замыкается уравнением состояния и моделью турбулентности k- $\omega$  SST:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u}) &= 0, \\ \frac{\partial (\rho \bar{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u} \bar{u}) &= -\nabla p + \nabla \cdot (\tau_m + \tau_t), \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u} H) &= \nabla \cdot [\bar{u} \cdot (\tau_m + \tau_t) + (\vec{q}_m + \vec{q}_t)], \\ p &= \rho RT, \\ \varepsilon &= C_\mu k \omega \\ \rho \frac{dk}{dt} &= \nabla \cdot ((\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k) + P_k - \rho \beta^* \omega k; \\ \rho \frac{d\omega}{dt} &= \nabla \cdot ((\mu + \sigma_\omega \mu_T) \nabla \omega) + \rho \frac{\gamma}{\mu_T} P_k - \rho \beta \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega}. \end{aligned}$$

На рис. 4.1 – 4.3 представлены результаты вычислительного моделирования: рис. 4.1 – поля распределения числа Маха в начальном участке блочной струи для конфигураций №1 и №2, рис. 4.2 – поля распределения температуры, рис. 4.3 – векторные поля скоростей в окрестности стенок ЛА.



а)



б)

Рис. 4.1 – Поле числа Маха: а) конфигурация №1, б) конфигурация №2

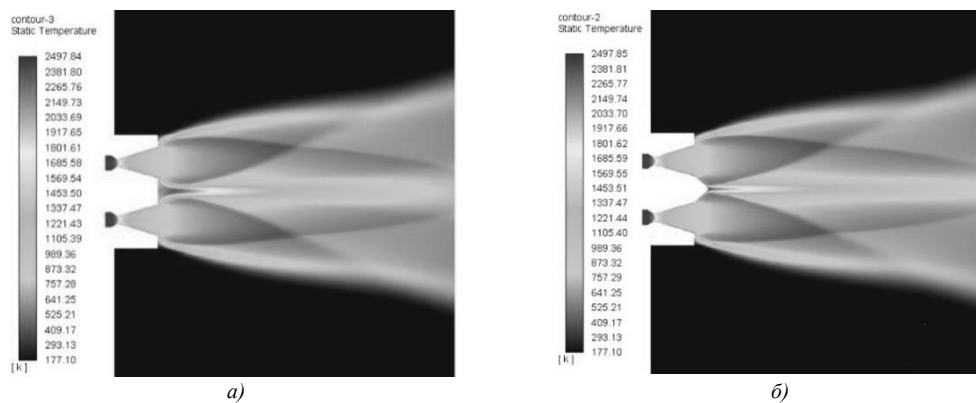


Рис. 4.2 – Поле температуры: а) конфигурация №1, б) конфигурация №2

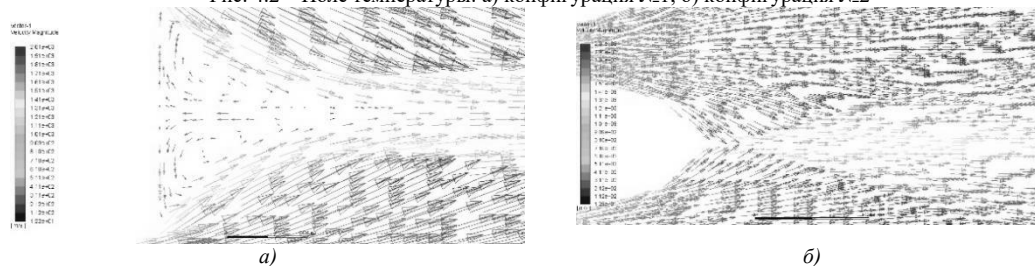


Рис. 4.3. – Векторное поле скорости: а) конфигурация №1, б) конфигурация №2

Анализ полученных результатов показывает, что в конфигурации №1 в области взаимодействия сверхзвуковых струй, возникает вихревая зона с пониженным давлением (рис. 4.3), с параметрами температуры порядка 2000 К (рис. 4.2), что приводит к необходимости теплоизоляции прилегающей к вихревой зоне стенки ЛА. При наличии центрального тела в данной области – конфигурация №2, отсутствует зона возвратного циркуляционного течения, что приводит к более равномерному ускорению потока нежели в случае с первой конфигурацией, что может положительно сказаться на тяговых характеристиках.

#### Заключение

Применение центрального тела, как способ увеличения тяговых характеристик, имеет большой потенциал. Исследование показало, что использование центрального тела в окрестностях хвостовой части фюзеляжа приводит к увеличению силы тяги на 200 Н, а также к устранению вихревой зоны. При этом очевидна необходимость исследования влияния геометрических параметров центрального тела на тяговые характеристики двигательной установки и структуру газодинамического участка начального участка блочной струи.

#### Библиографический список

1. Лаврухин Г.Н. Аэродинамика реактивных сопел, Том 1, Внутренние характеристики сопел. – М.: ФИЗМАЛИТ, с. 376, 2003 г.
2. Лаврухин Г.Н., Павлюков Е.В., Полищук Т.П. Проблемы компоновки реактивных сопел на современных сверхзвуковых самолетах. Часть I. Аэродинамика реактивных сопел ВРД (по материалам иностранной печати): Обзор ОНТИ ЦАГИ. № 533, 1978 г.
3. ГОСТ 4401-81 Параметры стандартной атмосферы.
4. Косых А.П., Михайлов Ю.Я., Нерсесов Г.Г., Чельшева И.Ф., Юмашев В.Л. Исследование пространственных течений около летательных аппаратов сложной формы методами вычислительной аэродинамики // Ученые записки ЦАГИ. 2005. Т. XXXV, №1.
5. Студенников Е.С.. Моделирование процессов аэрогазодинамики элементов конструкции сверхзвукового летательного аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации, 2019.

УДК 621.454.3, 621.45.022.7, 621.45.053.3

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ПРИ НАЛИЧИИ ПОДВИЖНОГО ЦЕНТРАЛЬНОГО ТЕЛА В СОПЛОВОМ БЛОКЕ

*Д.Б. Пасечник<sup>1</sup>, Д.А. Кожевников<sup>1</sup>*

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

Энергоустановки различных классов нашли широкое применение в космической и авиационной технике в качестве ускорителей взлёта самолётов, для отделения и увода отработавших ступеней космических ракет, обеспечения мягкой посадки при десантировании грузов, в системах аварийного спасения экипажей летательных аппаратов, в качестве газогенераторов и др. [1, 2, 3].

В качестве топлив в энергоустановках рассматриваемого типа могут использоваться как жидкие, так и твердые топлива. Особенности работы установок, работающих на твердотопливных зарядах, заключается в процессах горения и смешения продуктов сгорания (ПС), а также в газодинамических

процессах в камере сгорания, протекающих на фоне изменяемой геометрии из-за выгорания топлива. Выгорание заряда может быть неравномерным в силу неравномерности распределения газодинамических параметров в камере сгорания. Также к особенностям можно отнести то, что скорость горения твёрдого топлива является сложноконтролируемым в процессе эксплуатации установки параметром, так как зависит от давления в камере сгорания. Расход газа через выходное сечение соплового канала и изменение поверхности горения будут обуславливать величину давления в камере сгорания, давление же в свою очередь будет определять скорость горения заряда [4, 5].

На практике часто возникают ситуации, когда необходимо иметь возможность управлять скоростью газового подвода, например, для интенсификации выработки газов в газогенераторе. Для таких режимов необходимо разработать методы регулирования скорости горения в данных установках.

Один из используемых на практике способов регулирования скорости горения твёрдого топлива является изменение проходного сечения выходного сечения. Данный метод основывается на возможности управлять значением давления в камере сгорания, и таким образом влиять на скорость горения [6, 7].

Данная работа посвящена исследованию особенностей газодинамических процессов в газогенераторе при работе системы управления скоростью горения. На рис. 1 представлена схема расчетной области газогенератора с центральным телом в сопловом канале, ролью которого является перекрытие критического сечения с целью изменения площади проходного сечения. Рассматриваются три предельных случая:

1. Вариант а – крайнее левое положение центрального тела соответствующее диаметру проходного сечения равного 21 мм.
2. Вариант b – среднее положение центрального тела соответствующее диаметру проходного сечения равного 18 мм.
3. Вариант с – крайнее правое положение центрального тела соответствующее диаметру проходного сечения равного 22.75 мм.

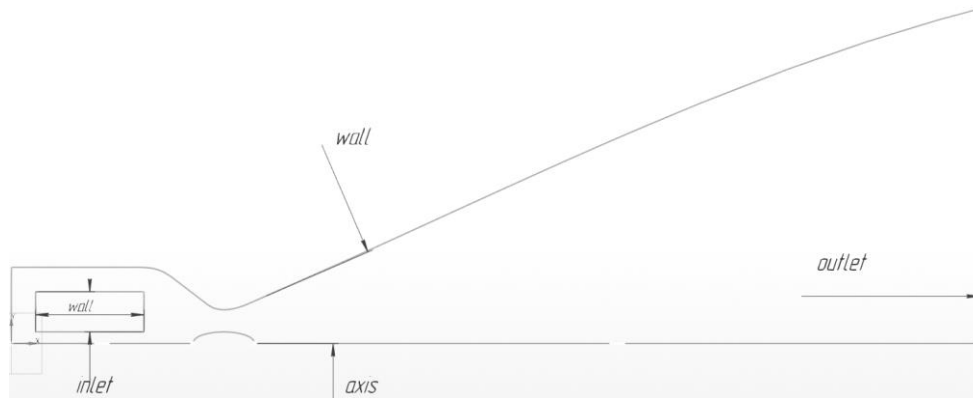


Рис. 1. Расчётная область с указанием типов граничных условий

Исследуется влияние положения центрального тела на давления в камере сгорания. Для решения задач газовой динамики используются уравнения Навье – Стокса, осредненные по Рейнольдсу для сжимаемого совершенного газа [8,9]:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u}) = 0 \\ \frac{\partial (\rho \bar{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u} \bar{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\tau_m + \tau_t) \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u} H) = \nabla \cdot [\bar{u} \cdot (\tau_m + \tau_t) + (\bar{q}_m + \bar{q}_t)] \\ \rho = p\mu / (RT) \end{cases} \quad (1)$$

где  $\bar{u}$  – вектор скорости осредненного течения с компонентами  $u, v$  и  $w$ ,  $\tau_m + \tau_t$  – молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений,  $E = c_v T + 0,5(u^2 + v^2 + w^2)$  – полная энергия газа,  $H = E + \frac{p}{\rho} = c_p T + 0,5(u^2 + v^2 + w^2)$  – его полная энтальпия,  $\bar{q}_m + \bar{q}_t$  – молекулярная и турбулентная составляющие вектора плотности теплового потока,  $T$  – температура,  $c_v$  – удельная теплоёмкость газа при постоянном объёме,  $c_p$  – удельная теплоёмкость газа при постоянном давлении,  $\mu$  – молярная масса газа,  $R$  – универсальная газовая постоянная. Для замыкания (1) используется модель турбулентности  $k$ - $\omega$  SST. Выражения для кинетической энергии турбулентности и удельная скорость её диссипации, как правило, связанной с кинетической энергией турбулентности и изотропной диссипацией соотношением [10]:

$$\begin{aligned} \varepsilon &= C_\mu k \omega \\ \rho \frac{dk}{dt} &= \nabla \cdot ((\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k) + P_k - \rho \beta^* \omega k; \end{aligned} \quad (2)$$

$$\rho \frac{d\omega}{dt} = \nabla \cdot ((\mu + \sigma_{\omega} \mu_T) \nabla \omega) + \rho \frac{\gamma}{\mu_T} P_k - \rho \beta \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega}$$

где  $\omega$  – удельная скорость диссипации;  $k$  – кинетическая энергия турбулентности;  $P_k$  – генерационный член в уравнении для кинетической энергии;  $\nu_t$  – турбулентная вязкость;  $D$  – коэффициент перемешивания (турбулентно-молекулярной диффузии). Здесь:  $\mu_T = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)}$ ,  $\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2$ ,  $\phi = \{\sigma_k \sigma_{\omega} \beta\}$ ,  $CD_{k\omega} = \max(D_{k\omega}, 10^{-20})$ ,  $\arg_2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{0.09\omega d}, \frac{500\nu}{d^2\omega}\right)$ ,  $D_{k\omega} = \frac{2\rho\sigma_{\omega}^2}{\omega} (\nabla k) \cdot (\nabla \omega)$ ,  $\arg_1 = \min\left[\max\left(\frac{2\sqrt{k}}{0.09\omega d}, \frac{500\nu}{d^2\omega}\right), \frac{4\rho\sigma_{\omega}^2 k}{CD_{k\omega} d^2}\right]$ ,  $F_1 = \tanh(\arg_1^4)$ .

Константы модели:  $\sigma_{k1} = 0.85$ ,  $\sigma_{\omega 1} = 0.5$ ,  $\beta_1 = 0.075$ ,  $\sigma_{k2} = 1.0$ ,  $\sigma_{\omega 2} = 0.856$ ,  $\beta_2 = 0.0828$ ,  $\beta^* = 0.09$ ,  $\kappa = 0.41$ ,  $\gamma = \beta/\beta^* - \sigma_{\omega} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*}$ ,  $a_1 = 0.31$ . Данная модель хорошо описывает пристенные течения, в том числе, с большими градиентами давления.

Температура горения заряда и массовый расход считаются постоянными и имеют следующие значения:  $T_0 = 2000$  К,  $G = 40$  кг/с. Постановка задачи двухмерная, осесимметричная.

Для построения геометрии был использован КОМПАС-3D. Для получения численного решения было выполнено разбиение геометрических моделей конечно-элементарной сеткой. Данный процесс выполнен в модуле ICEM.

На рис. 2 представлено поле распределения давления в камере сгорания при расположении центрального тела по варианту а. Наблюдаются области повышенного давления в центральном канале газогенератора и в донной области камеры сгорания. Данные области давления соответствуют максимальным температурам. Также можно заметить вихревые области, образующиеся в области стенок заряда. Видно, что при данном расположении центрального тела давление в камере сгорания минимальное. На рис. 3 представлено поле распределения давления в камере сгорания при расположении центрального тела по варианту б. Видно, что при данном расположении центрального тела давление в камере сгорания максимальное, а также из-за перемещения тела вглубь проходного сечения уменьшаются вихревые зоны вблизи стенки заряда. На рис. 4 представлено поле распределения давления в камере сгорания при расположении центрального тела по варианту с.

На рис. 5 представлены графики зависимостей давления от различного положения центрального тела в сопловом блоке. По графикам зависимостей можно сделать вывод, что при расположении тела по варианту а в камере сгорания происходят скачкообразные изменения давления, а также наблюдается наименьшее давление, связанное с наибольшим диаметром проходного сечения.

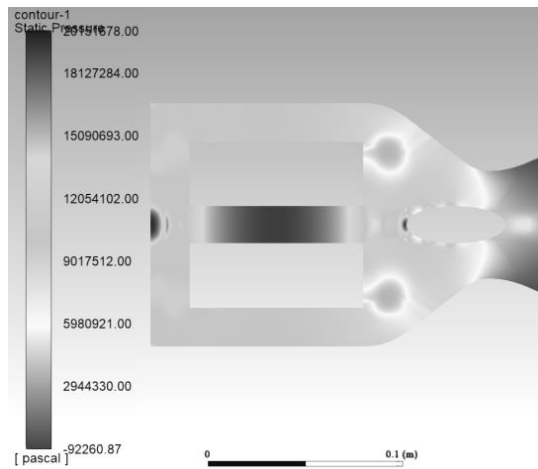


Рис. 2. Поле распределения давления а

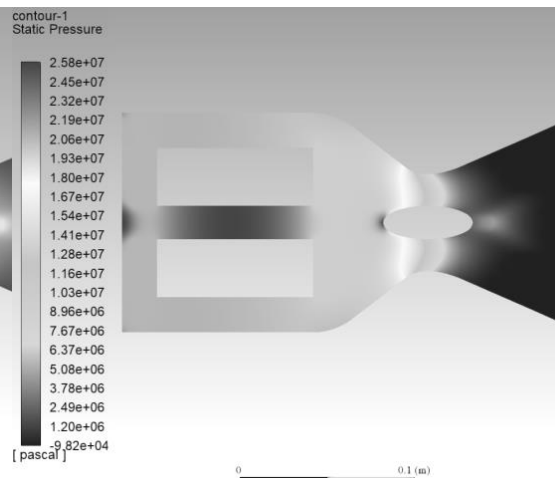


Рис. 3. Поле распределения давления б

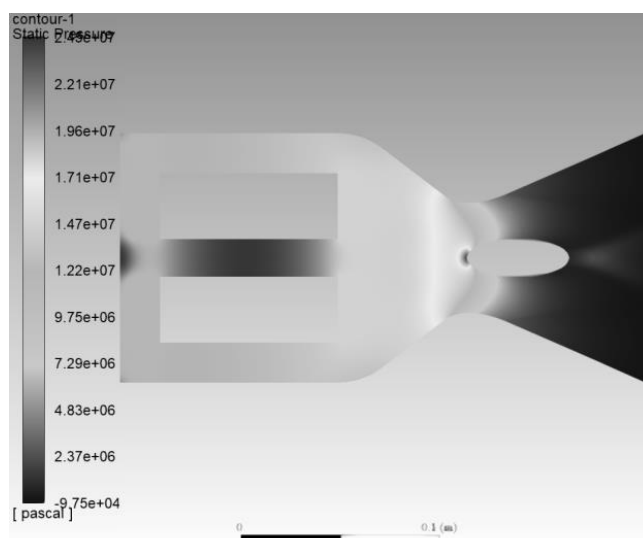


Рис. 4. Поля распределения давления с

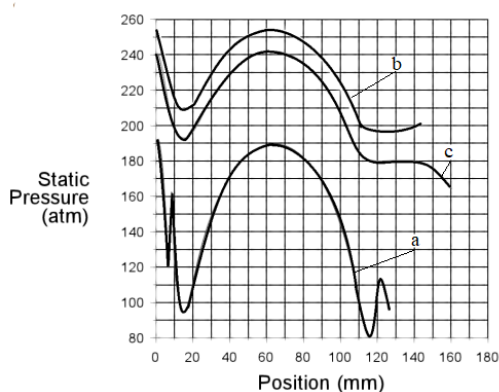


Рис. 5. Графики зависимости давления внутри камеры сгорания от положения центрального тела

### Заключение

Анализ полученных результатов численного моделирования позволяет сделать вывод, что благодаря наличию подвижного центрального тела в сопловом блоке газогенератора можно успешно изменять давление в камере сгорания, тем самым контролировать скорость горения заряда.

Особый интерес в рассматриваемом вопросе представляет исследование нестационарных процессов при перемещении центрального тела в новое положение, а также сопоставление данного метода с газодинамическим методом управления потоком, в котором осуществляется инжектирование газов с поверхности стенок сопла с целью сужения проходного сечения за счёт интенсивного вдува газа в сопловый канал.

### Библиографический список

1. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Тетерина И.В., Яковчук М.С. Газовые течения в соплах энергоустановок Москва.: Физматлит, 2017.
2. Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твёрдого топлива. Справочник Москва.: Машиностроение, 1989. – 240с.
3. Алиев А.М., Липанов А.М. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. - М.: Машиностроение, 1995. 400с.
4. Гречух Л.И., Гречух И.Н. Конструкция и проектирование РДТТ. Учебное пособие по курсовому и дипломному проектированию. Омск, 2003.
5. Лавров Л.Н. Конструкции ракетных двигателей на твёрдом топливе/ Л.Н. Лавров и [др.]; под общ. ред. Л.Н. Лаврова. – М.: Машиностроение, 1993. – 215 с.
6. Беляева А.С., Тетерина И.В. Моделирование течения газа с частицами в околосопловом пространстве/ Молодежь. Техника. Космос: труды XI Общероссийской молодежной науч.-техн. конф.Т.1/ Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; – 2019. – Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 56. – 403 с.
7. Губертов А.М., Миронов В.В., Борисов Д.М. и др.; под ред. Коротеева А.С. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива М.:Машиностроение, 2004. 512с.
8. Пирумов У.Г., Росляков Г.С. Газовая динамика сопел. М.: Наука, 1990 г. 368 с.
9. Запрягаев В.И., Кавун И.Н., Кундасев С.Г. Расчетно – экспериментальное исследование газодинамической структуры сверхзвуковой перерасширенной струи/ Вестник НГУ. Серия: Физика. Том 8, выпуск 4. – 2013.
10. Абугов Д.И, Бобылев В.М. Теория и расчет ракетных двигателей твёрдого топлива. Учебник для машиностроительных вузов. – М.: Машиностроение, 1987. – 272с.

11. Волков Е. Б., Мазинг Г. Ю., Сокольский В.Н. Твердотопливные ракеты. – М.: Машиностроение, 1992. – 288с.
12. Володин В.А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей.– М.: Машиностроение, 1971. – 336с.
13. Яскин А.В. Теория устройства ракетных двигателей: учебное пособие. – Бийск: Издательство государственного технического университета, 2013. – 262с.
14. Борисов В. А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебное пособие. — Клинбшнев: КуАИ, 1982. — 72 с.
15. Белов, В.П. Внутрикамерные процессы в ракетных двигателях на твердом топливе: учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018. – 56 с.

#### УДК 544.452

### МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ПАСТООБРАЗНЫХ ТОПЛИВ

*М.Д. Карзунов<sup>1</sup>, Бабук В.А.<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>. Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого (СПбПУ)

<sup>2</sup>. Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

На сегодняшний день в ракетно-космической технике обычно применяются двигатели на твердом или жидком топливе, однако РДТТ имеют сравнительно невысокие энергетические характеристики, а ЖРД - низкий уровень надежности и значительные габариты. В связи с этим интерес представляют двигатели на пастообразном топливе (ПТ). Подобные топлива представляют собой высоконаполненные (до 80%) пастообразные суспензии на основе активного самогорящего жидкого связующего, способные сохранять вязкотекучее состояние при температурах от +50 до -50 °С. Можно констатировать, что в настоящее время отсутствуют работы по моделированию горения ПТ. В настоящей работе предложены решения этой проблемы.

В рамках исследования было принято решение использовать в составе ПТ следующие компоненты: ХПЭПА-22Э (раствор перхлората полиэтиленполиамина в этиленгликоле - активное связующее с высоким энергетическим потенциалом), перхлорат аммония (дисперсный окислитель - наиболее распространенный окислитель в смесевых топливах), октоген и алюминий (высокоэнергетические добавки топлива). Для определения состава была решена оптимизационная задача, в рамках которой целевой функцией являлась величина удельного импульса тяги ( $J_{sp}$ ). Определялось содержание компонентов, обеспечивающее максимальное значение  $J_{sp}$ . При этом учитывались следующие ограничения. Массовая доля металла не должна превышать 24% для минимизации двухфазных потерь, также ограничено минимальное содержание горюче-связующего, что вызвано необходимостью обеспечения нужного значения вязкости. Оптимизационная процедура базировалась на использовании термодинамического метода [1]. Проанализируем существующие экспериментальные данные для различных модификаций вышеописанного состава [2] (рис. 1).

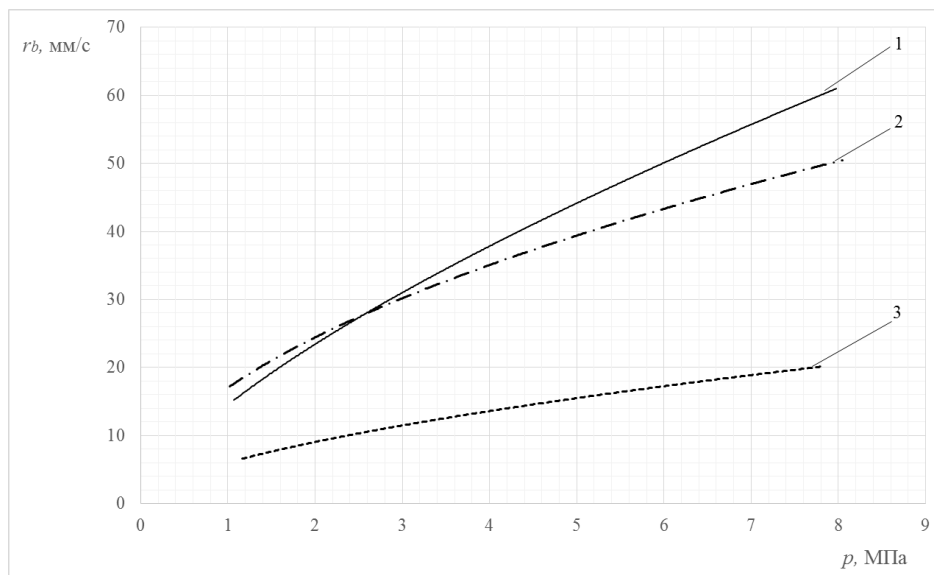


Рисунок 2 - Зависимость скорости горения разных модификаций состава от давления в камере сгорания

1 - Базовый состав с катализатором

2 - Базовый состав с катализатором и активированным углем

3 - Базовый состав

В исследуемый состав вводились добавки - катализатор и активированный уголь. Причем итоговая массовая доля добавок составляла менее 2%. Из рисунка видно, что даже такое незначительное изменение состава связующего может изменить скорость горения в 2-3 раза. Из этого можно сделать важный вывод о том, что именно процесс горения связующего оказывает определяющее влияние на скорость горения всей топливной композиции.

Важной особенностью исследуемой композиции является тот факт, что в ней применяется активное связующее, которое, в свою очередь, может гореть как гомогенное топливо. В этой связи



пастообразное топливо можно рассматривать как совокупность условных топлив, способных к самостоятельному горению. Знание скоростей горения этих топлив и долей в составе пастообразного топлива позволяет определить и скорость горения топлива в целом[3]:

$$r_b = 1 / \sum_{i=1}^3 \frac{\gamma_i}{r_{bi}} \quad (1)$$

где:

$\gamma_i, r_{bi}$  – объемные доли и скорость горения условных топлив.

Для решения задачи определения закона скорости горения разделим условно топливную композицию на три составляющие:

- Смесь горюче-связующего, порошка алюминия и мелкой фракции ПХА (гомогенное топливо);
- Смесь горюче-связующего, порошка алюминия, мелкой и крупной фракций ПХА (гетерогенное топливо);
- Октоген (гомогенное топливо).

Эти составляющие будем называть топливо 1, топливо 2 и топливо 3 соответственно. На рисунке 2 с помощью разделения пунктиром схематично показано взаимное расположение условных топлив в составе пастообразного топлива.

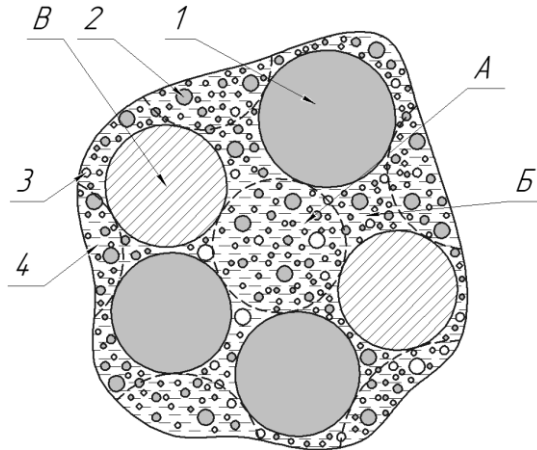


Рисунок 3 - Состав топлива

1 - крупная фракция перхлората;

2 - мелкая фракция перхлората;

3 - порошок алюминия;

4 - горюче-связующее;

А - первое условное топливо в составе второго условного топлива;

Б - первое условное топливо;

В - третье условное топливо (октоген).

Прокомментируем особенности выделения условных топлив 1 и 2. Считается, что в узких прослойках между частицами крупного окислителя происходит перемешивание продуктов разложения окислителя и горючего, что и приводит к реализации закономерностей горения гомогенных топлив.

Для определения объемных долей условных топлив возможно использовать модель структуры смесового топлива [4]. Она позволяет, зная входные данные, определить доли так называемых «карманов» и «межкарманных мостиков», которые, в свою очередь, позволяют рассчитать объемные доли условных топлив. Использование этой модели показало, что около 70% связующего относится ко второму условному топливу. Из этого следует, что именно второе условное топливо оказывает определяющее влияние на горение всей композиции. Процесс его горения опишем как горение гомогенного топлива при наличии диффузионного пламени окислителя. В итоге модель этого процесса будет базироваться на следующих уравнениях:

$$w_b = A \cdot e^{-\frac{E}{RT_s}} \quad (2)$$

$$q_c + q_g + q_d = r_p \rho_p [c_p (T_s - T_i) + \bar{Q}_v] \quad (3)$$

$$q_c = H_{ef} \cdot w_b \quad (4)$$

$$r_p = \frac{1}{\rho_p} \cdot w_b \quad (5)$$

$$q_g = \lambda_g \frac{T_g - T_s}{\delta} \quad (6)$$

$$\delta = w_g \tau_g \quad (7)$$

$$\tau_g = \frac{1}{A_g \tilde{\rho}_g^{v-1} \exp(-\frac{E_g}{RT})} \quad (8)$$

$$w_g = \frac{\Gamma_b \rho_p}{\tilde{\rho}_g} \quad (9)$$

$$\delta = \frac{\Gamma_b \rho_p}{A_g \tilde{\rho}_g \exp\left(-\frac{E_g}{R\tilde{T}}\right)} \quad (10)$$

$$\tilde{T} = \frac{T_g + T_s}{2} \quad (11)$$

$$\tilde{\rho}_g = \frac{p_g \tilde{\mu}}{R\tilde{T}} \quad (12)$$

$$q_d = \lambda_g \frac{T_{gd} - T_s}{\delta_d} \quad (13)$$

$$\delta_d = \frac{1}{\lambda_g} (c_v r_p \rho_p d_{ox}^2) \quad (14)$$

где:

$A$  – коэффициент;

$E$  – энергия активации;

$R$  – универсальная газовая постоянная.

$q_g$  – плотность теплового потока, поступающего из газовой фазы в конденсированную;

$q_c$  – тепловая мощность реакций разложения, отнесенная к единице площади поверхности;

$r_b$  – скорость горения топлива;

$\rho_p, c_p$  – плотность и удельная теплоемкость топлива;

$T_s, T_i$  – температура поверхности горения и начальная температура топлива;

$\tilde{Q}_v$  – удельная теплота испарения (сублимации).

$\lambda_g$  – коэффициент теплопроводности газа;

$T_g$  – температура продуктов сгорания;

$\delta$  – толщина газового слоя, в котором проходят химические реакции горения.

$w_g$  – скорость оттока газа;

$\tau_g$  – время протекания самой медленной реакции в газовой фазе.

$A_g$  – размерная кинетическая константа для газовой фазы;

$\tilde{\rho}_g$  – средняя плотность газа в зоне реакций;

$E_g$  – энергия активации для газозависимых реакций;

$\nu$  – порядок химической реакции в газовой фазе.

$\tilde{T}$  – средняя температура газа

$\tilde{\mu}$  – средняя молярная масса продуктов сгорания в зоне реакций.

$q_d$  – теплота, подводимая от диффузионного пламени;

$\delta_d$  – высота диффузионного пламени;

$c_v$  – теплопроводность газа при постоянном объеме;

$d_{ox}$  – диаметр частицы окислителя.

$T_{gd}$  – конечная температура диффузионного пламени

Допущения модели:

- Параметры модели зависят только от одной пространственной координаты.
- Градиент температуры в газовой фазе определяется с помощью линейной аппроксимации распределения температуры.
- Реакции в конденсированной фазе сосредоточены на поверхности топлива.
- Параметры диффузионного пламени определяются только молекулярной диффузией.

Данная модель требует информационного обеспечения, для его определения используется оптимизационная процедура.

В качестве варьируемых используются следующие параметры: коэффициент и энергия активации реакций в конденсированной фазе, удельная теплота испарения и сублимации, коэффициент и энергия активации реакций в газовой фазе, удельная тепловая мощность реакций разложения, порядок реакций в газовой фазе.

Целевая функция определяется как параметр, определяющий рассогласование между расчётными и экспериментальными данными по следующей формуле.

$$\sqrt{\sum_{i=1}^{10} \frac{(r_{bi} - r_{expi})^2}{r_{expi}^2}} \quad (15)$$

где:

$r_{bi}$  – расчетное значение для  $i$ -го давления

$r_{expi}$  – экспериментальное значение для  $i$ -го давления

Ограничения: температура поверхности горения в пределах от 600 до 750 К, удельная теплота испарения от  $1e+5$  до  $1e+7$  Дж/кг, энергия активации реакций в газовой фазе от  $5e+4$  до  $2e+5$  Дж/моль.

Методы оптимизации: метод покоординатного спуска, метод адаптивного случайного поиска.

После решения оптимизационной задачи были получены следующие результаты (табл. 1).

Таблица 1 - Результаты оптимизации

Величина	Итоговое значение			Размерность
	Состав 1	Состав 2	Состав 3	
$A$	2,42E+05	1,35E+05	2,48E+05	кг/м <sup>2</sup> с
$E$	4,64E+04	4,52E+04	5,15E+04	Дж/моль
$\bar{Q}_v$	4,69E+05	4,28E+05	1,20E+05	Дж/кг
$A_g$	6,96E+09	2,71E+10	1,20E+10	с <sup>-1</sup>
$E_g$	5,42E+04	5,14E+04	5,23E+04	Дж/моль
$H_{ef}$	-1,30E+08	-3,04E+08	-1,69E+09	Вт/м <sup>2</sup>
$\nu$	1,388	1,012	1,287	-
Целевая функция	3,42E-05	3,41E-05	3,43E-05	-

Первый и третий составы по своему составу близки, и результаты расчета показывает, что имеющиеся отличия связаны с характеристиками процессов в конденсированной фазе ( $\bar{Q}_v$ ,  $H_{ef}$ ,  $E$ ), что является следствием модификации связующего. Низкое значение целевой функции позволяет говорить о правомерности предложенной модели. Таким образом, описанную модель можно использовать для оценки влияния различных факторов на скорость горения. Второй состав принципиально отличается от первого и третьего составов, так как в нем используются добавки, которые обеспечивают увеличение доли поверхности, покрытой промежуточной структурой – каркасным слоем (КС), оказывающим существенное влияние на скорость горения. Данное обстоятельство не учитывается в рамках разработанной модели. Эта модель позволяет оценить влияние факторов, не затрагивающих формирование каркасного слоя. К их числу относятся, например, начальная температура, размер частиц окислителя. Развитие модели должно быть направлено на учет влияния КС на скорость горения.

Можно полагать, что предложенные решения являются базой для создания описания процесса горения пастообразных топлив.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 21-19-00044.

#### Библиографический список

1. В.А.Бабук Параметры продуктов сгорания в камере и на срезе сопла ракетного двигателя: методические указания к выполнению лабораторной работы. Изд. 2-е, перераб. и доп.; Балт. гос тех. ун-т. – СПб, 2007.
2. Бабук В.А., Куклин Д.И., Нарыжный С.Ю., Низяев А.А. Закономерности горения пастообразных конденсированных систем // Горение и взрыв, №1, 2023, с. 71-76.
3. G. Lengelle, J. Duterque, and J. F. Trubert, Physico-Chemical Mechanisms of Solid Propellant Combustion, in V. Yang, T. B. Brill, and W. Z. Ren, (Eds), Solid Propellant Chemistry, Combustion, and Motor Interior Ballistics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, 2000, p. 287.
4. Бабук В.А., Низяев А.А. Моделирование структуры смесевых твердых топлив и проблема описания процесса агломерации. Химическая физика и мезоскопия. 2014. Том 16, №1

УДК 533.69.048+621.311.243

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В УСЛОВИЯХ ИНТЕНСИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В ТЕПЛОМ СОПЛЕ

*А.Р.Степанов<sup>1</sup>*

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

Течение газа с подводом тепла извне или с отводом тепла во внешнюю охлаждающую среду довольно часто встречается в теплоэнергетических установках. Подводом и отводом теплоты можно ускорять и тормозить поток, что можно использовать не только в теплообменных аппаратах. В качестве примеров можно привести течение газа в теплообменниках систем термостабилизации космического аппарата или в тепловых соплах[2].

В работе проведено моделирование течения по трубе в условиях интенсивного теплообмена для оценки влияния теплообмена на скорость потока теплоносителя в трубе постоянного сечения. Рассмотрим задачу стационарного течения воздуха в круглой трубе при подводе теплоты через боковую поверхность трубы. Диаметр трубы  $D = 0,025$  м, длина трубы  $L = 0,625$  м. Течение по трубе рассматривается при следующих параметрах воздуха в начальном сечении трубы «0-0» (см. рис.1):

- 1) значения скорости:  $v_0 = (10, 40 \text{ и } 80) \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ , что соответствует числам Рейнольдса:  
 $Re = (15625, 63694 \text{ и } 127389) > 2300$ , то есть течение по трубе – турбулентное.
- 2) Температура  $T=290\text{K}$ , давление  $P=200\text{кПа}$ .
- 3) Плотность теплового потока:  $q = (0, 1000, 3000 \text{ и } 8000) \text{ Вт/м}^2$ .

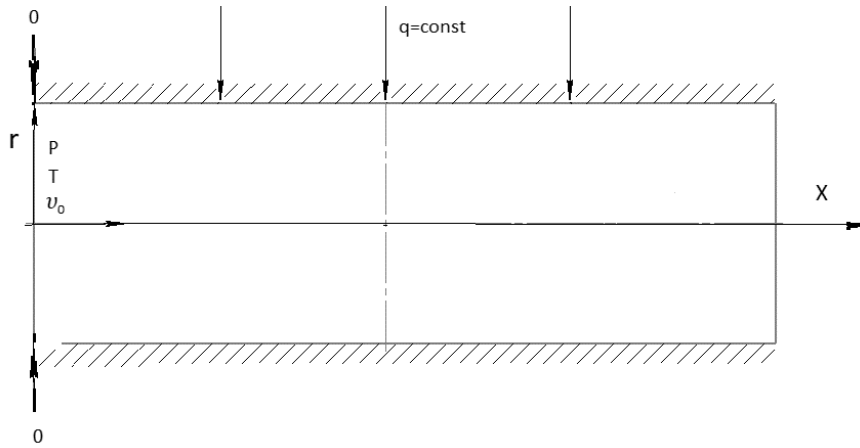


Рисунок 1 – Схема течения

Математическая модель

Уравнение Навье-Стокса (в цилиндрической системе координат):

$$\begin{cases} \rho(\vartheta_x \frac{\partial \vartheta_x}{\partial x} + v_r \frac{\partial \vartheta_x}{\partial r}) = \nu \left( \frac{\partial^2 \vartheta_x}{\partial x^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial \vartheta_x}{\partial r} + \frac{\partial^2 \vartheta_x}{\partial r^2} \right) - \frac{\partial p}{\partial x} \\ \rho(\vartheta_x \frac{\partial \vartheta_r}{\partial x} + v_r \frac{\partial \vartheta_r}{\partial r}) = \nu \left( \frac{\partial^2 \vartheta_r}{\partial x^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial \vartheta_r}{\partial r} + \frac{\partial^2 \vartheta_r}{\partial r^2} \right) - \frac{\partial p}{\partial r} \end{cases}$$

Уравнение неразрывности (в цилиндрической системе координат):

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \vartheta_r) + \frac{\partial \vartheta_x}{\partial x} = 0$$

Уравнение сохранения энергии (в цилиндрической системе координат):

$$\begin{aligned} c_p \left( \frac{\partial T}{\partial t} + \vartheta_r \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\vartheta_\theta}{r} \frac{\partial T}{\partial \theta} + \vartheta_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) &= \lambda \left( \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left( r \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left( \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial \theta} \right) + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + \Phi \\ \Phi &= \tau_{rr} \frac{\partial \vartheta_r}{\partial r} + \tau_{\theta\theta} \frac{1}{r} \left( \frac{\partial \vartheta_\theta}{\partial \theta} + \vartheta_r \right) + \tau_{zz} \frac{\partial \vartheta_z}{\partial z} + \tau_{r\theta} \left[ \frac{1}{r} \frac{\partial \vartheta_r}{\partial \theta} + r \frac{\partial}{\partial r} \left( \frac{\vartheta_\theta}{r} \right) \right] + \tau_{rz} \left( \frac{\partial \vartheta_r}{\partial z} + \frac{\partial \vartheta_z}{\partial r} \right) \\ &\quad + \tau_{\theta z} \left( \frac{\partial \vartheta_\theta}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial \vartheta_z}{\partial \theta} \right) \end{aligned}$$

Граничные условия:

- скорость на стенке равна нулю:  

$$\vartheta|_{r=R} = 0$$
- граничные условия второго рода (плотность теплового потока на стенке постоянна):  

$$q = \text{const}$$

### Моделирование течения в ANSYS FLUENT

Расчет исследования проводился в программе Ansys Fluent. Чтобы провести анализ влияния теплообмена на скорость течения в трубе, были построены профили скорости в конечном сечении канала с каждой начальной скоростью при всех вариантах плотности теплового потока. В задаче производилось двумерное построение течения газа по трубе постоянного сечения в осесимметричной постановке. Радиус трубы  $R = 0,0125$  м, длина трубы  $L = 0,625$  м. Сгенерированная сетка имеет 13460 ячеек и 67201 узлов.

### Обработка полученных результатов

Примеры полученных результатов:

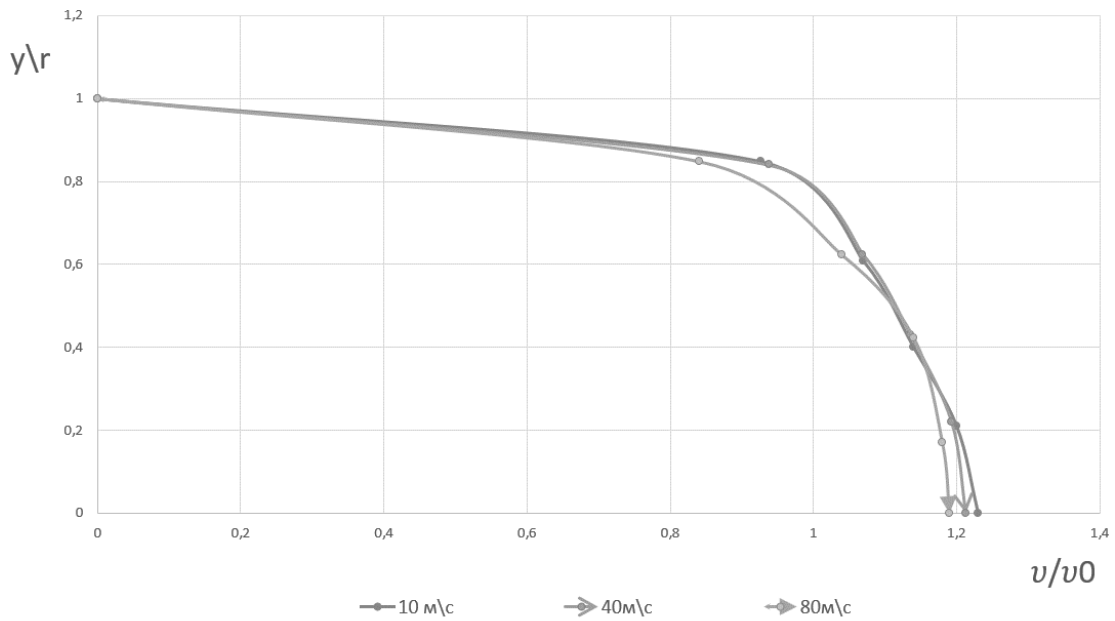


Рисунок 2 – профили скорости течений без теплообмена

Видно, что скорость потока в условиях без теплообмена увеличивается по сечению трубы, это связано с преодолением сил вязкого трения, что приводит к снижению его давления. При снижении давления плотность газа уменьшается и при постоянном массовом расходе это приводит к увеличению скорости течения газа[5].

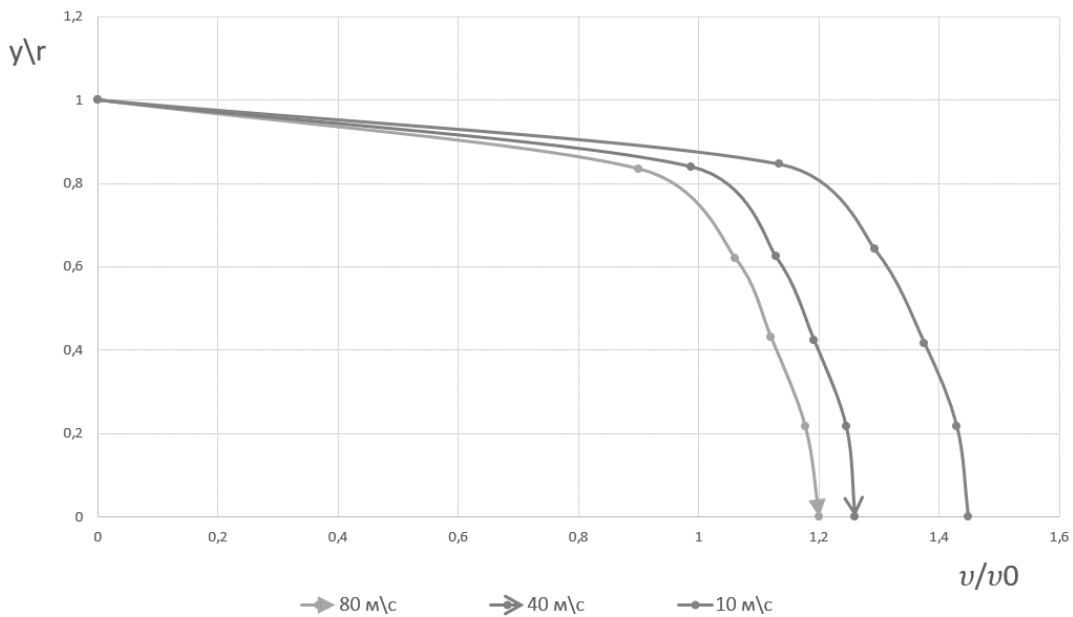


Рисунок 3 – профили скорости течений при  $q=8000 \text{ Вт/м}^2$

В условиях интенсивного теплообмена, скорость потока воздуха увеличивается больше, так как с увеличением температуры возрастает и кинетическая энергия молекул газа, плотность увеличивается, поэтому скорость возрастает.

#### Анализ расчетов

Чтобы оценить влияние теплообмена на скорость, построим графики в безразмерном виде: роста скорость по оси трубы с разной плотностью теплового потока:  $(\frac{v}{v_0}, \frac{x}{L})$ .

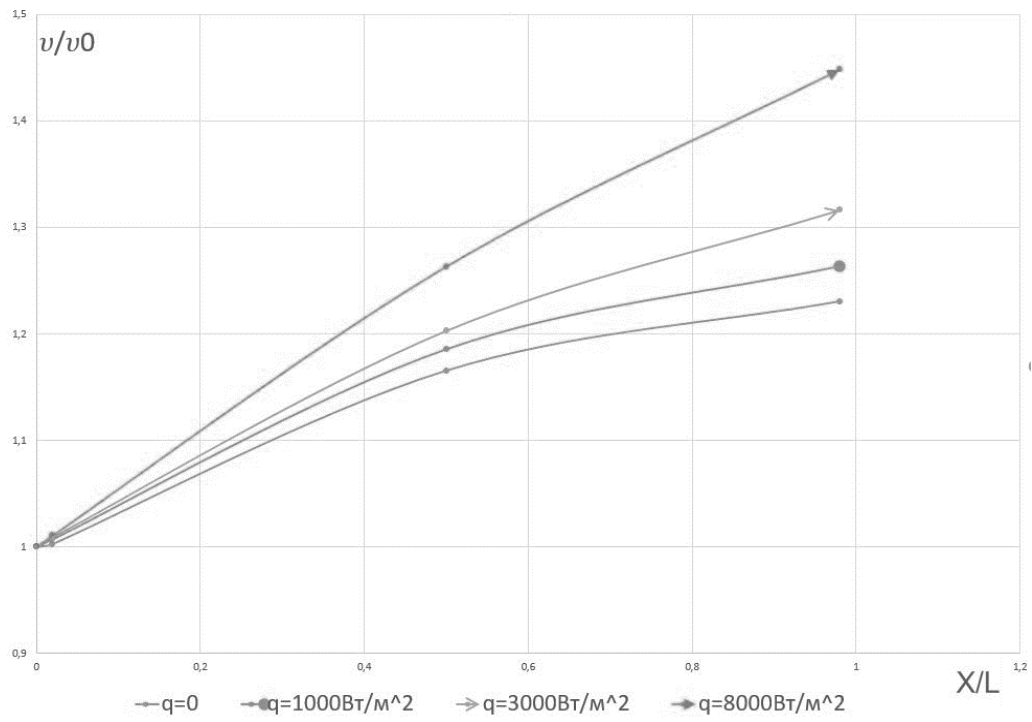


Рисунок 4 – изменение максимальной скорости (на оси) по длине с начальной скоростью 10м/с

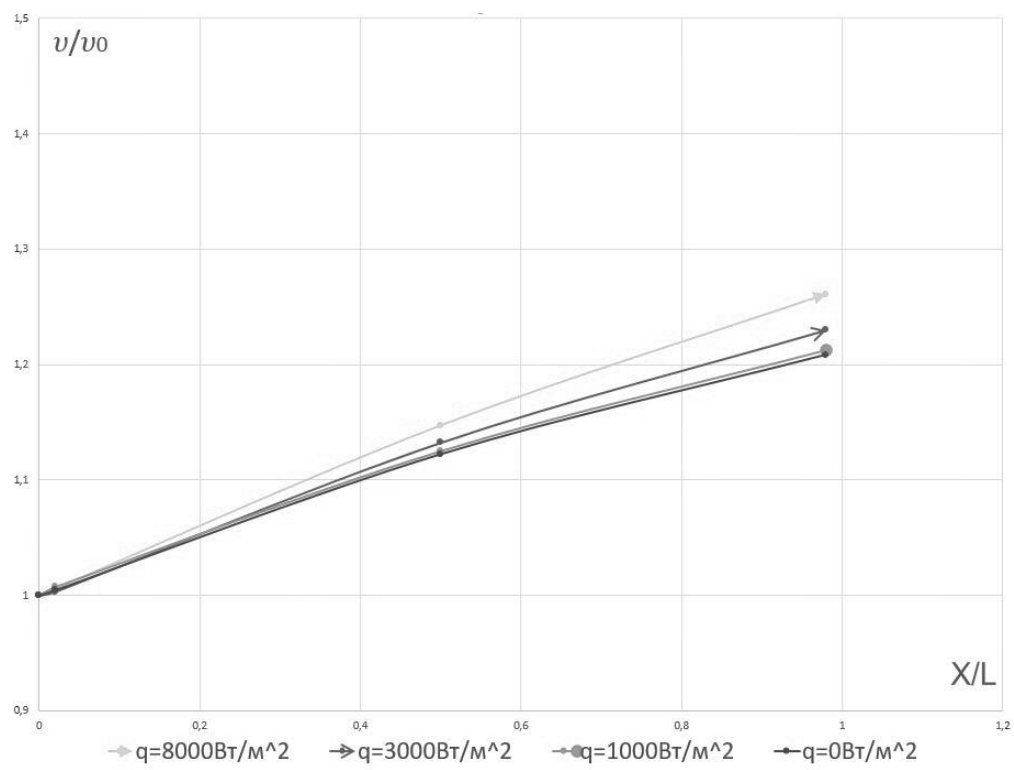


Рисунок 5 – изменение максимальной скорости (на оси) по длине с начальной скоростью 40м/с

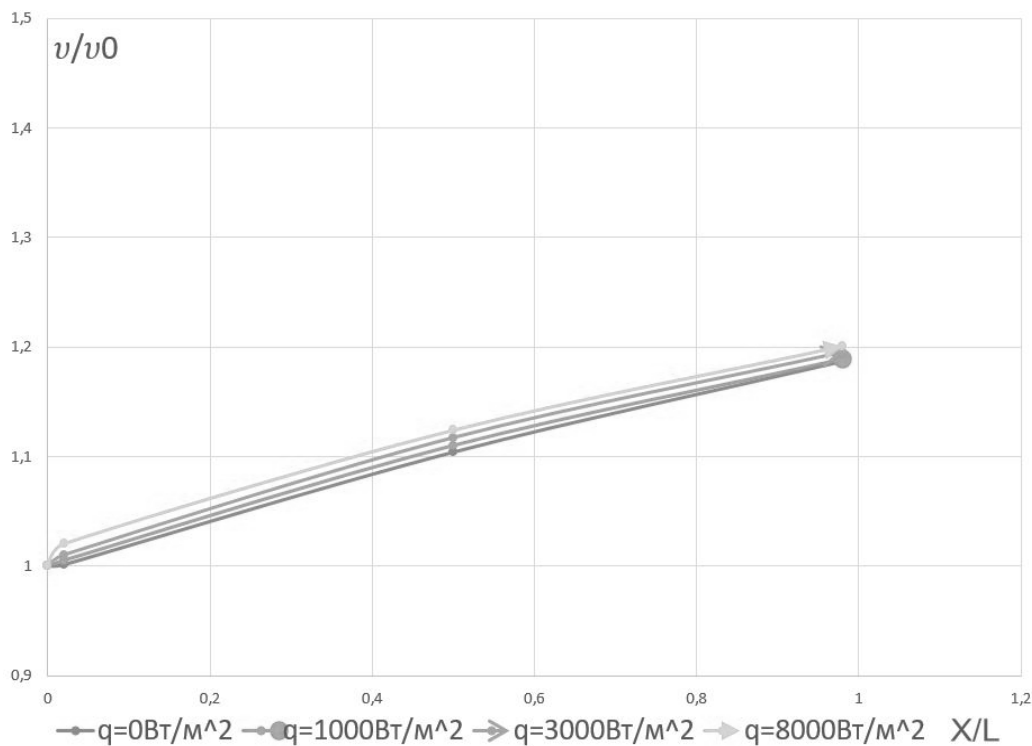


Рисунок 6 – изменение максимальной скорости (на оси) по длине с начальной скоростью 80м/с

Как видно на рис.4, при наименьшей из взятых начальных скоростей, максимальная скорость (на оси) по длине трубы увеличивается значительней, чем при более высоких начальных скоростях (рис.5,6). В процессе с максимальной из взятых начальных скоростей влияние подвода тепла на ускорение потока газа минимально, так как газ не успевает нагреться, там ускорение обуславливается только преодолением сил вязкого трения.

По полученных данным можно сделать вывод, что влияние теплообмена на скорость течения тем больше, чем меньше начальная скорость.

#### Библиографический список

1. Сахин В.В. Конвективный теплообмен в однородной среде (теплоотдача): учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2013. – 224 с.
2. Тепловое сопло. Внешнее воздействие: [Электронный ресурс] // URL: <https://studfile.net/preview/2030297/> (дата обращения: 04.03.2022).
3. Абрамович Г.Н. Прикладная газодинамика 2 ч. / — 5-е изд., перераб. и доп. — М.: Наука, Гл. ред. физ-мат. лит, 1991. — 600 с.
4. Бухмиров В.В., Ракутина Д.В., Солнышкова Ю.С., Пророкова М.В. Тепловой расчет рекуперативного теплообменного аппарата /ФГБОУ ВПО «Ивановский государственный энергетический университет имени В.И. Ленина». — Иваново, 2014. — 124 с.
5. Сахин В.В. Теплообменные аппараты: учеб. пособие / Балт. гос. техн. ун-т; СПб., 2010 – 130 с.
6. Сахин В.В. Основы теории теплообмена: учеб. пособие. / Балт. гос. техн. ун-т; СПб., 1999 – 120 с.

УДК 532.529

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА ПО СОПЛУ С ИСКАЖЕНИЕМ КОНТУРА

**М.М.Баранов<sup>1</sup>**

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

Сопловые блоки современных РДТТ характеризуются наличием различных кольцевых искажений сверхзвукового теоретического контура, что обусловлено конструктивными и технологическими особенностями, а также разгарами проточной части сопла в процессе работы. Заметные уступы и каверны образуются в местах стыка разнородных материалов в сверхзвуковых частях сопел. Указанные искажения существенным образом влияют на параметры течения в сопле в процессе работы двигателя и могут приводить к отрыву потока и снижению энергетических характеристик РДТТ [1].

В данной работе проводится численное моделирование течения газа по соплу с искажением контура сверхзвуковой части в виде уступа. Моделирование проводится средствами пакета программ Ансис.

В качестве расчетной области используется проточная часть профилированного сопла, представленной на рис. 1. Дозвуковая часть сопла имеет вид профилированного канала, образованного вращением кривой, описываемой формулой Витошинского. Для профилирования

сверхзвуковой части сопла использовался приближенный метод, в котором реальный профиль заменяется кривой третьего порядка [2].

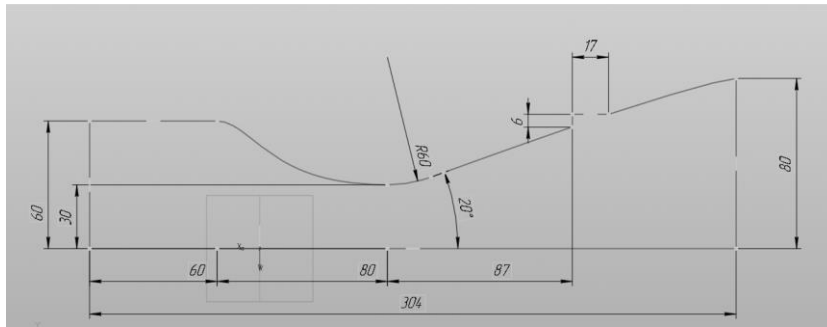


Рис. 1. Геометрические размеры модели с искажением сверхзвуковой части

Расчетная сетка неструктурированная, состоит из треугольных элементов. Размер ячейки сетки  $3 \cdot 10^{-4}$  м, количество элементов 379254. Вид сеточной структуры представлен на рис. 2.

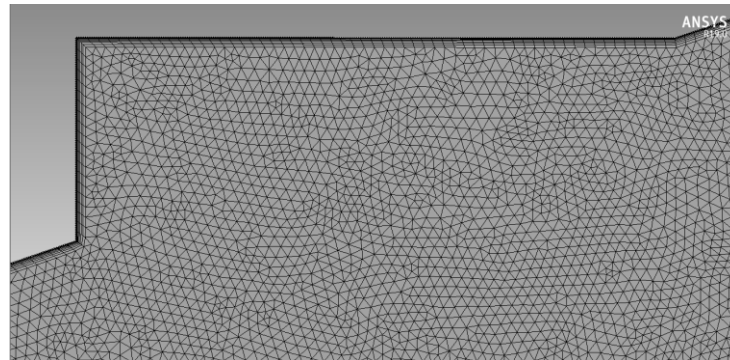


Рис. 2. Расчётная сетка для сопла с искажением

Постановка задачи стационарная, осесимметричная. Влиянием гравитационных сил пренебрегается. Для учета тепловых эффектов в математическую модель подключается уравнение энергии. В данной работе используется модель турбулентности  $k-\omega$  SST, так как она хорошо подходит для расчета ядра потока и пограничного слоя, где локализуются большие градиенты параметров. Рабочее тело описывается в рамках модели совершенного газа, а это значит, что к уравнениям добавляется уравнение состояния идеального газа. В результате система уравнений, описывающая течение в проточной части сопла, включает в себя уравнения Навье-Стокса, дополненные моделью турбулентности и уравнением состояния совершенного газа, и имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u}) = 0 \\ \frac{\partial (\rho \bar{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u} \bar{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\tau_m + \tau_t) \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u} H) = \nabla \cdot [\bar{u} \cdot (\tau_m + \tau_t) + (\vec{q}_m + \vec{q}_t)] \\ \varepsilon = C_\mu k \omega \\ \rho \frac{dk}{dt} = \nabla \cdot ((\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k) + P_k - \rho \beta^* \omega k; \\ \rho \frac{d\omega}{dt} = \nabla \cdot ((\mu + \sigma_\omega \mu_T) \nabla \omega) + \rho \frac{\gamma}{\mu_T} P_k - \rho \beta \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega}. \\ \rho = p \mu / (RT) \end{array} \right.$$

В качестве граничных условий используются следующие: на входной границе давление 31 атм, на выходной границе выставляются параметры окружающей среды и давление равное 1 атм.

В результате выполненного расчета были получены поля распределения газодинамических параметров.



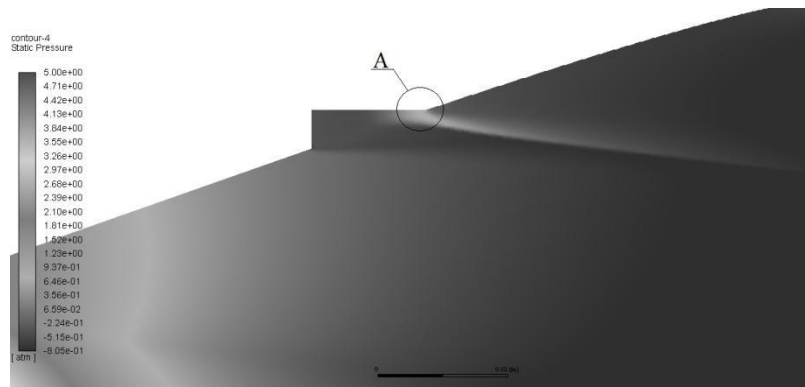


Рис. 3. Поле давления

Полученное поле давления, представленное на рис. 3, показывает, что давление внутри области искажения практически не изменяется, а на участке А образуется область повышенного давления из-за натекания оторвавшегося сверхзвукового потока на стенку уступа с образованием ударной волны. Далее поток снова разворачивается.

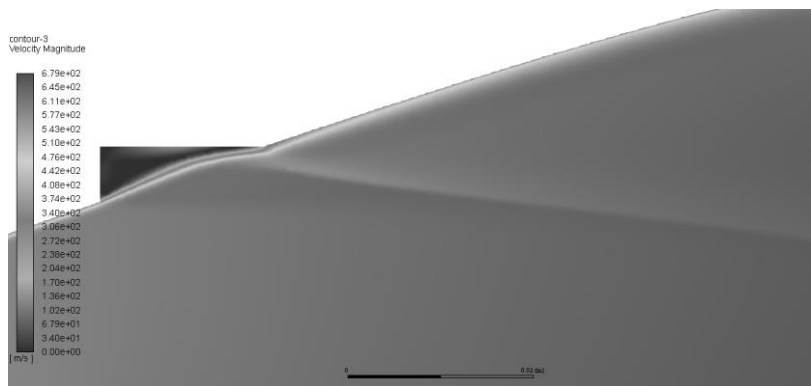


Рис. 4. Поле скорости

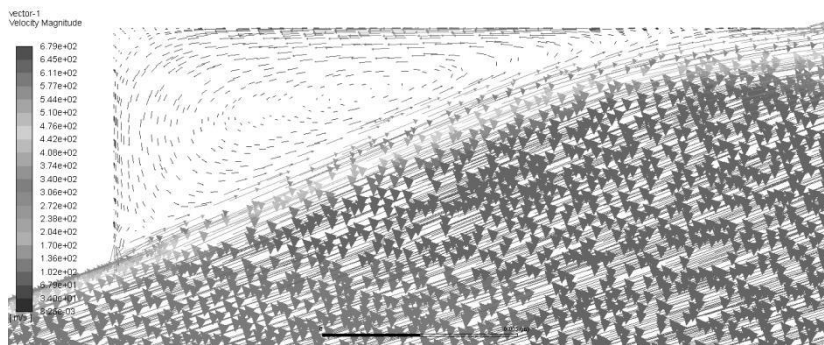


Рис. 5. Векторное поле скоростей

Представленное на рис. 4 поле скорости отражает газодинамическую структуру течения в области искажения. По векторному полю скоростей, показанному на рис. 5, видно, что в полости искажения образуется возвратное циркуляционное течение, а также наблюдается отклонение векторов скорости от своего изначального направления из-за скачка уплотнения.

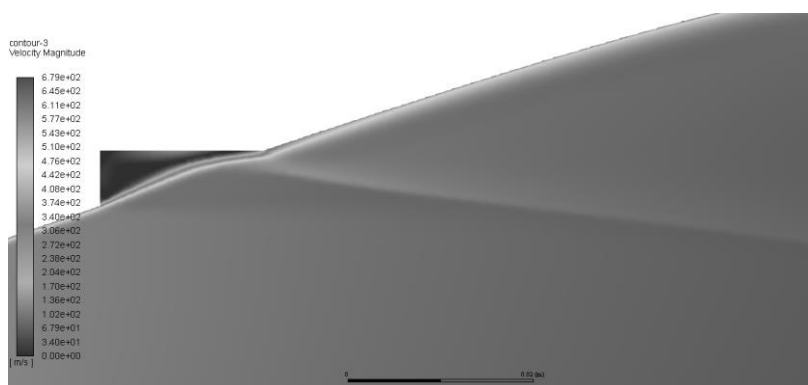


Рис. 6. Поле плотности

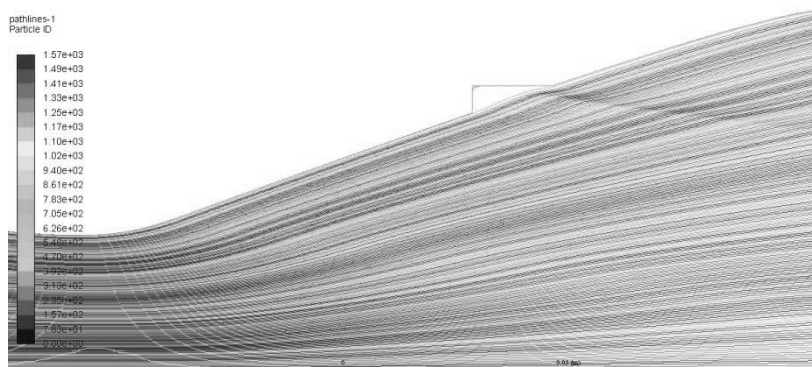


Рис. 7. Картина линий тока

Полученное поле плотностей, представленное на рис. 6, показывает, что вблизи искажения контура возникает скачок уплотнения из-за которого происходит изменение газодинамических параметров вниз по потоку. По рис. 7 хорошо видно, как искажение оказывает влияние на линии тока, проходя через искажение, они поджимаются в результате быстрого расширения контура и искажаются из-за скачка уплотнения.

Из проведенного исследования можно сделать вывод, что появление искажений во время работы двигателя приводят к значительным изменениям газодинамических параметров в сверхзвуковой части, а также влияют на равномерность потока на выходе из сопла, что может приводить к уменьшению его тяговых характеристик.

#### Библиографический список

1. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Газовые течения с массоподводом в каналах и трактах энергоустановок Москва: Физматлит, 2011.
2. Белов В. П. Сопловые блоки ракетных двигателей [Текст]: учебное пособие [для вузов] / В. П. Белов ; БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова. - СПб. : [б. и.], 2019.
3. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Тетерина И.В., Яковчук М.С. Газовые течения в соплах энергоустановок М.: Физматлит, 2016. 330 с.
4. Губертов А.М., Миронов В.В., Борисов Д.М. и др.; под ред. Коротеева А.С. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива М.: Машиностроение, 2004. 512 с.

УДК 504.064.47

#### ОБЗОР ВОЗМОЖНЫХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВАРИАНТОВ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Е.Ю. РИШЕС<sup>1</sup>, В.Н. СКОРОДУМОВ<sup>1</sup>, А.Д. МАЛИНИН<sup>1</sup>

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

*Введение.* Каждый отработавший разгонный блок или спутник отправляется на орбиту захоронения, образуя собой космический мусор. Существует несколько таких орбит, но зачастую используется «классический» вариант - орбита, расположенная на высоте 35 986 км над уровнем моря. Однако, на 200 километров ниже расположена геостационарная орбита, являющаяся важнейшим расположением многих спутников связи. Проблема орбиты захоронения состоит в том, что каждый отработавший объект обладает вероятностью столкновения с ему подобным, что приведет к многочисленным разрушениям. В данный момент на орбите находятся примерно 20 000 неработающих объектов [4]

*Актуальность.* По данным The European Space Agency, на сегодняшний день на околоземной орбите находится 36500 фрагментов космического мусора размером от 10 сантиметров, около миллиона обломков размером от 1 до 10 сантиметров и более 130 миллионов осколков габаритами от 1 миллиметра до 1 сантиметра [3]. Количество более мелкого космического мусора подсчитать

невозможно. С каждым запуском ракеты в космос засорение орбиты усиливается. В 1978 году консультант NASA Дональд Дж. Кесслер представил и описал сценарий, в котором после достижения определённого критического значения количества обломков начнётся цепная реакция из столкновений мусора и рабочих спутников, что приведёт к невозможности безопасного полёта в космос. По некоторым оценкам, это критическое значение уже почти достигнуто. И в наши дни особенно остро встаёт вопрос об уменьшении количества космического мусора на орбите Земли. Варианты и будут рассмотрены в нашей статье.

*Цель.* Целью данной работы является обзор возможных вариантов утилизации космического мусора, в частности разгонных блоков путём расширения их возможностей.

Сейчас мы представим некоторые методы сведения космического мусора со орбиты.

*Солнечный парус.* Устройство для обеспечения перемещения космического корабля, использующее давление солнечного света, а конкретно поток фотонов [5]. Преимуществами солнечного паруса является полное отсутствие топлива на борту космического аппарата, недостатком же является зависимость скорости аппарата от его расстояния до Солнца, чем дальше от Солнца, тем меньше давление света, следовательно, меньше и ускорение аппарата. Из-за того, что солнечный парус не использует топливо, целесообразно использовать его для свода космического мусора, так как продолжительность работы будет зависеть только от живучести конструкции летательного аппарата. [2].

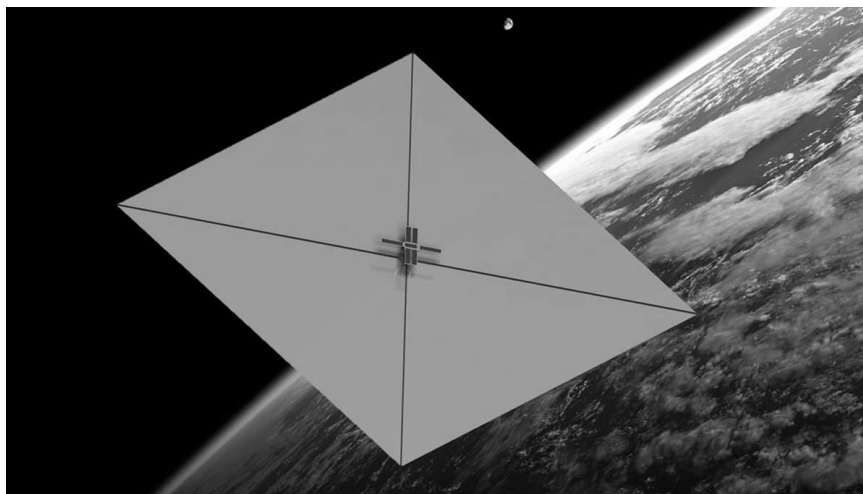


Рисунок 1 – Солнечный парус

*Реактивный буксир.* В 2012 году компания EPFL анонсировала проект CleanSpace One (CSO) целями которого были не только общее осведомление в отношении космического мусора, но и создание «буксира» напоминающего внешним видом героя компьютерной игры Пакмана. В его конструктивной схеме находится «клешня», с помощью которой происходит захват космического мусора, и так же на верхней грани используется солнечный парус. Предположительный способ доставки буксира на орбиту будет беспилотный шаттл Suborbital Reusable Shuttle (SOAR). На высоте 80 километров над Землей выпускается ракетная ступень со спутником («буксиром»). Отличительной чертой этого метода является его многоразовость, так как в него встроена система возвращения на Землю. [1]

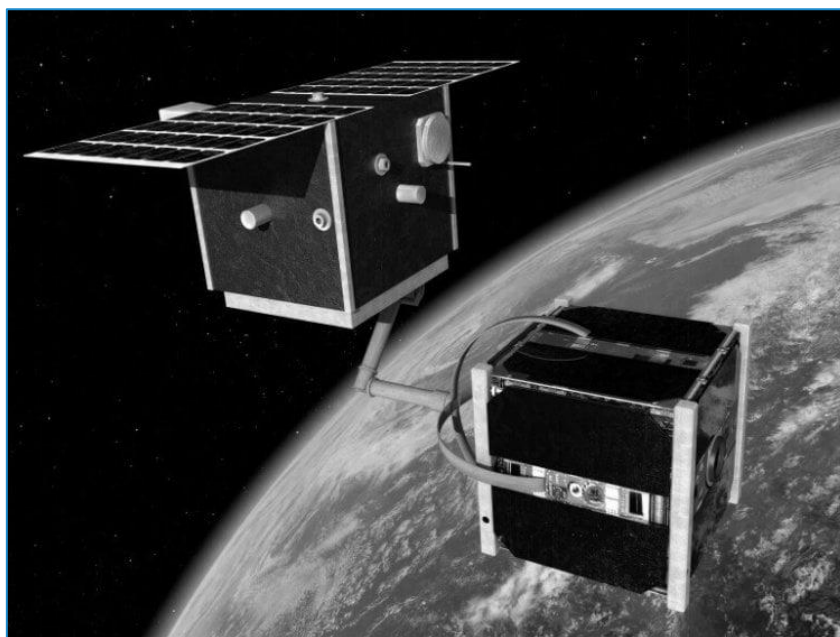


Рисунок 2 – Реактивный буксир

*Буксир с гибким зацеплением.* В отличие от схем с жесткой связью, как в предыдущем пункте, тросовые системы более надёжны. Их суть очень проста - наш “буксир”, подлетая к космическому мусору осуществляет его захват не с помощью жёсткой “клешни”, а с помощью сети или гарпуна. А далее уводит с орбиты. Также возможно объединить сеть и гарпун: цель будет зацепляться гарпуном, стабилизироваться, а далее опутываться сетью. После этого будет проводиться свод мусора с орбиты, либо перевод на орбиту захоронения. [6]

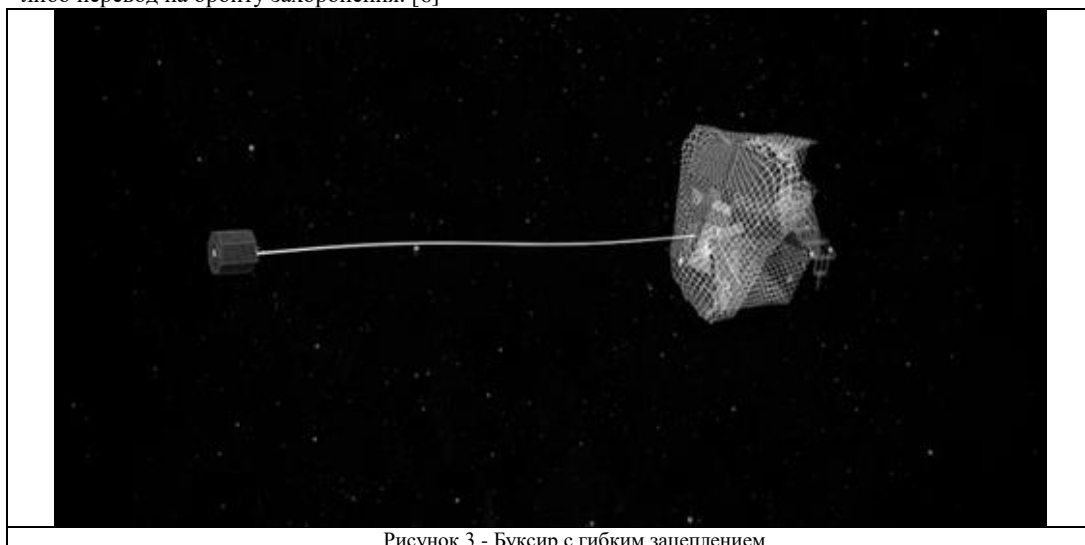


Рисунок 3 - Буксир с гибким зацеплением

*Сравним рассмотренные варианты утилизации космического мусора.*

Таблица 1 – сводная таблица результатов по методам сведения космического мусора

Методы сведения космического мусора с орбиты	Достоинства	Недостатки
Солнечный парус	Не использует топливо, следовательно, время работы ограничено только долговечностью конструкции	Зависимость скорости аппарата от расстояния до Солнца. Концепция солнечного паруса требует легкого по массе и большого по площади паруса.
Реактивный буксир	Многоразовость, автономность	Жёсткая связь с объектом, ведущая к высоким прочностным требованиям
Буксир с гибким зацеплением	Меньшие по сравнению с реактивным буксиром требования к прочности	Одноразовость, сложность сведения с орбиты

	связующего звена, большая простота	
--	------------------------------------	--

В ходе написания этой статьи мы рассмотрели три варианта борьбы с космическим мусором, но они ориентированы в основном на низкую околоземную орбиту. Проблема с засорением более высоких орбит остается открытой. Мы предлагаем решение - утилизация отработавших разгонных блоков не путём уведения их на орбиту захоронения, а иным способом.

Разгонный блок – средство выведения космического аппарата, предназначенное для перемещения выводимых полезных грузов с опорной орбиты на целевую орбиту или направления их на отлётные и межпланетные направления. После выполнения своей основной функции разгонный блок отправляют на орбиту захоронения. Однако с ростом числа запусков спутников, орбита захоронения их разгонных блоков будет захламляться, что, в свою очередь, опять приводит к возникновению эффекта Кесслера. Для предотвращения роста космического мусора на орбите мы предлагаем после отработки разгонных блоков не уводить их на орбиту захоронения, а сводить с орбиты Земли с последующим сгоранием в атмосфере. Свод отработавшего разгонного блока с орбиты будем производить посредством его маршевого двигателя. Для этого увеличим имеющиеся топливные баки, либо поставим дополнительные. [6]

*Заключение.* В наши дни проблема увеличения космического мусора на орбите Земли становится все более значимой. Если не начать бороться с ней прямо сейчас, уже в скором времени полёты в космос начнут становиться всё более опасными ввиду возможности столкновения с мусором. Все перечисленные в данной статье способы борьбы с засорением орбиты пока находятся на стадии разработки и испытаний. Наше предложение, в свою очередь, наиболее быстро реализуемо, но не решает проблемы космического мусора в целом, а лишь прекращает его накопление за счёт отработавших разгонных блоков.

#### Библиографический список

1. Cleanspace One [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <https://espace.epfl.ch/research/past-projects/cleanspace-one/> (дата обращения: 22.02.2023)
2. EMBRY-RIDDLE Aeronautical University news [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <https://news.erau.edu/headlines/solar-propelled-invention-designed-to-clean-up-space-trash> (дата обращения: 21.02.2023)
3. The european space agency [Электронный ресурс]. - Режим доступа: [https://www.esa.int/Space\\_Safety/Space\\_Debris/Space\\_debris\\_by\\_the\\_numbers](https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris/Space_debris_by_the_numbers) (дата обращения: 20.02.2023)
4. Данилова Л.В. Ответственность за засорение околоземного космического пространства // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. - 2014
5. Полуэктов Р.М., Магнитное буксирование астероидов с помощью космического аппарата, приводимого в движение солнечным парусом. - 2020
6. Пикалов Р.С., Юдинцев В.В., Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора. - 2015

УДК 421.45.01

#### ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРОВ ДВУХВАЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ГТД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОДНОМЕРНЫХ, ДВУХМЕРНЫХ И ТРЕХМЕРНЫХ ЧИСЛЕННЫХ МОДЕЛЕЙ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

*Е.С. Горячкин<sup>1</sup>, И.А. Кудряшов<sup>1</sup>, А.И. Щербань<sup>1</sup>*

*<sup>1</sup>. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева*

Повышение параметров газотурбинных двигателей (ГТД) требует увеличения суммарной степени повышения давления, температуры газа на выходе из камеры сгорания, а также увеличение степени двухконтурности. Для перспективных газотурбинных двигателей требуемая суммарная степень повышения давления доходит до 70 и выше. В этом случае получение высоких значений КПД и требуемого запаса устойчивости компрессора становится довольно сложной задачей, требующей применения специальных мероприятий. Среди них можно отметить использование лопаток сложной пространственной формы, применение различных наддвигательных устройств, внедрение систем активного управления радиальными зазорами и других. Как правило, эти мероприятия относятся к этапам финальной доводки компрессора. Однако, достижимый уровень КПД компрессора определяется не только на этапах финальной доработки, но во многом закладывается именно на этапах начального проектирования. По этой причине, развитие методов начального проектирования компрессоров является весьма актуальной задачей. Дело в том, что по мере появления новых поколений двигателей возникает необходимость в частичной корректировке алгоритмов определения параметров проточной части (ПЧ) компрессоров и ограничений режимного, газодинамического и конструктивно-геометрического характера. Это связано как с новыми подходами и информационными возможностями проектирования ГТД, так и с новыми материалами, производственными технологиями и конструкторскими ноу-хау.

Целью работы являлась проектированию компрессоров среднего и высокого давления газогенератора перспективного газотурбинного двигателя. Работа состояла из следующих этапов:

1. Проектный термодинамический расчёт компрессора;
2. Проектный газодинамический расчёт компрессора на среднем диаметре;
3. Проектный газодинамический расчёт компрессора по радиусу проточной части;
4. Формирование трехмерной модели проточной части;
5. Расчет с использованием трехмерных численных моделей рабочего процесса.

### Проектный термодинамический расчёт компрессора

Проектный термодинамический расчёт каскадов компрессора проводился с помощью одномерной модели рабочего процесса на крейсерском режиме. При этом в процессе проектирования рассматривается несколько схем каскадов компрессора, отличающихся числом ступеней и конфигурацией ПЧ, из которых в дальнейшем выбирается наиболее перспективные варианты по разным критериям.

Схема ПЧ каскадов среднего и высокого давления (КСД и КВД) компрессора ГГ в меридиональной плоскости с обозначением характерных сечений представлена на рис. 1.

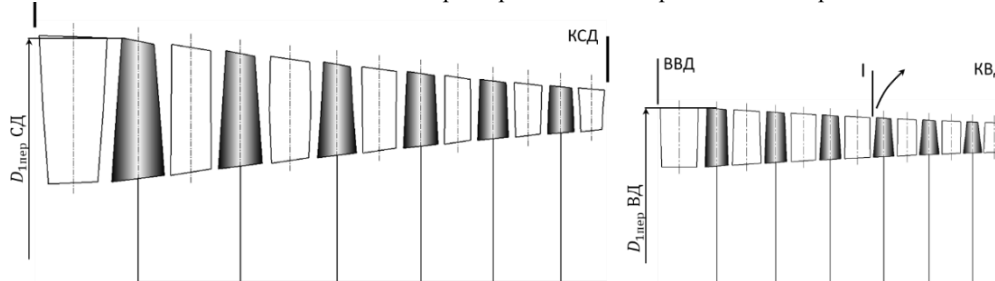


Рис. 1. Схема проточной части компрессора двухвального газогенератора

Исходными данными для термодинамического расчёта каскадов компрессора являлись параметры, значения которых получены на предыдущих стадиях проектирования. К ним относятся степени повышения давления, удельные работы, частоты вращения роторов КСД и КВД, полные давления и температуры в характерных сечениях, а также конструктивно-геометрические параметры каскадов компрессоров, характеризующие их облик в меридиональной плоскости, такие, в частности, как число ступеней и характерные диаметры.

В ходе термодинамического расчёта учитывались рекомендации к распределению коэффициента теоретического напора  $\bar{H}_T$ , коэффициента расхода  $\bar{c}_a$  и других параметров по ступеням компрессора с целью получения оптимальных параметров ступеней по диаграмме Смита [1].

Распределение параметра  $\bar{H}_T$  по ступеням компрессора имело параболический вид. На первой ступени КСД значение данного параметра принималось около 0,2 из-за повышенной неравномерности параметров потока на входе, а также сложности обеспечения равномерного напора по высоте лопатки при низком относительном диаметре втулки. К последним ступеням КСД значение  $\bar{H}_T$  возрастает до 0,3 – 0,33. В первых ступенях КВД значение  $\bar{H}_T$  имело значение 0,26 – 0,28, к средним ступеням оно возрастало до 0,3 – 0,33, а к последним ступеням уменьшалось до 0,26 – 0,28. Уменьшение  $\bar{H}_T$  к последним ступеням связано с малыми высотами лопаток и ростом потерь в них от перетечек через радиальный зазор и увеличивающегося влияния вторичных течений при малой высоте лопаток.

В результате термодинамического расчёта каскадов компрессора с учётом отмеченных особенностей определялись значения степеней повышения давления и КПД его ступеней, КПД всего каскада, а также полные давления и температуры потока воздуха во всех межвенцовых зазорах.

### Проектный газодинамический расчёт компрессора на среднем диаметре

Целью проектного газодинамического расчёта ступеней КСД и КВД газогенератора являлось определение кинематических и термодинамических параметров в характерных сечениях проточной части ступеней на среднем диаметре (рис. 2). При этом также определялись параметры, характеризующие рабочий процесс элементарных лопаточных венцов каскадов на этом диаметре.

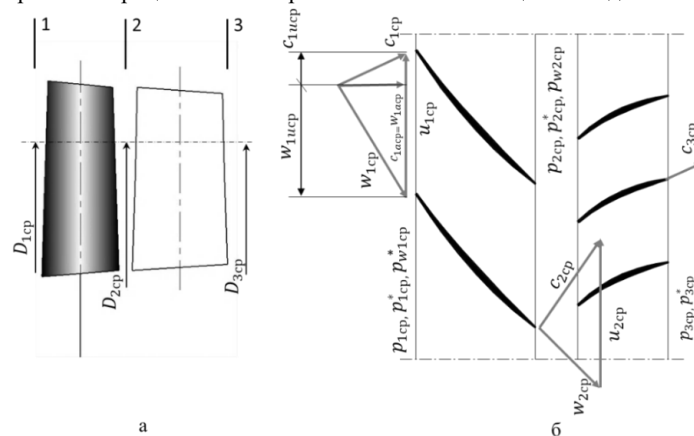


Рис. 2. Схема ступени компрессора:  
а – в меридиональной плоскости; б – в окружной плоскости

В качестве исходных данных для расчёта компрессора на среднем диаметре использовались энергетические и расходные, термодинамические и газодинамические, а также геометрические параметры, значения которых определялись в результате расчёта предыдущего этапа.

В ходе проектного расчета на среднем диаметре назначались значения осевой составляющей скорости  $c_a$  по лопаточным венцам. На последующих этапах оно изменялось и уточнялось с целью обеспечения приемлемых значений углов потока в относительном движении  $\beta_1$ , углов поворота потока  $\Delta\beta$  и приведённой скорости потока в относительном движении на входе в рабочее колесо. Также на данном этапе задавалось начальное распределение степени реактивности  $\rho_{ст}$  по ступеням компрессора.

При выполнении проектного расчета на среднем диаметре контролировалось торможение потока в относительном движении в РК  $W_{2/1} = W_{2cp}/W_{1cp}$  и в абсолютном движении в НА  $C_{3/2} = C_{3cp}/C_{2cp}$  (критерий Де Хеллера). Во избежание повышенных гидравлических потерь в РК и НА значения этих отношений должно быть больше 0,70 [2]. В противном случае изменялась величина  $\rho_{ст}$ . Если добиться таким образом необходимого значения  $W_{2/1}$  или  $C_{3/2}$  не удавалось, то уменьшались перераспределялись величины  $\bar{H}_T$  по ступеням компрессора.

Во избежание повышенных гидравлических потерь в РК и НА контролировались значения коэффициента повышения статического давления в РК  $c_{pPK} = \frac{p_{2cp} - p_{1cp}}{p_{w1cp} - p_{1cp}}$  и НА  $c_{pНА} = \frac{p_{3cp} - p_{2cp}}{p_{*2cp} - p_{2cp}}$ . Значения этих коэффициентов не должны были превышать значение 0,40 [3]. Повлиять на величину  $c_{pPK}$  и  $c_{pНА}$  можно изменяя степень реактивности. В дозвуковых ступенях компрессора целесообразно обеспечить приблизительное равенство коэффициентов  $c_{pPK}$  и  $c_{pНА}$ .

### Проектный газодинамический расчёт компрессора по радиусу проточной части

Проектный газодинамический расчет компрессора по радиусу выполнялся с целью определения кинематических и термодинамических параметров в характерных сечениях проточной части ступеней на различных радиусах – от втулочного до концевой.

В качестве исходных данных для выполнения расчета использовались геометрические параметры проточной части в меридиональной плоскости, эпюры параметров (полного давления и температуры, а также угла потока) по радиусу на входе в ВНА и значения параметров потока на средних диаметрах ступеней компрессора.

Проектный газодинамический расчёт ступени компрессора на различных радиусах выполнялся традиционным способом с использованием двумерной осесимметричной модели рабочего процесса.

Решение этой задачи осуществляется дискретно на осесимметричных окружностях, которыми вся плоскость сечения на входе в ВНА разбивалась на  $m$  ( $m=16...20$ ) кольцевых сечений одинаковой площади, расположенных от втулочного до среднего диаметра, и таким же количеством кольцевых сечений одинаковой площади, расположенных от среднего до концевой диаметра (рис. 3).

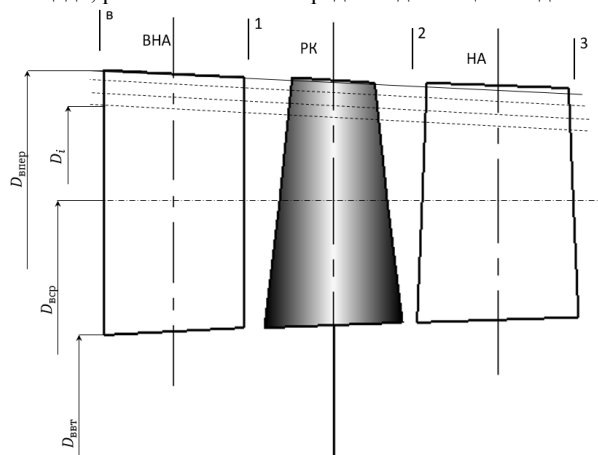


Рис. 3. Двухмерная осесимметричная схема потока в первой ступени компрессора

В дальнейшем аналогичным образом формировались расчётные окружности в сечениях на входе и выходе из РК, а также на выходе из НА каждой ступени КСД и КВД.

В ходе проектного расчета по радиусу задавался закон закрутки потока на входе в РК  $c_{1u} = f(r)$  и распределение степени повышения давления  $\pi_{ст}^* = f(r)$  по радиусу. Значения осевой составляющей скорости потока на расчётных окружностях в межвенцовых зазорах определялись с помощью уравнения связи окружной и осевой составляющих скорости потока без учёта кривизны линий тока в меридиональной плоскости, но с учётом заданных зависимостей  $c_{1u} = f(r)$  и  $\pi_{ст}^* = f(r)$ .

### Проектный газодинамический расчёт компрессора по радиусу проточной части

Целью формирования трехмерной модели проточной части компрессора являлось получение на основе результатов проектного расчета трехмерной геометрии лопаток РК и НА. Для этого использовалась программа для профилирования лопаток компрессора [4].

Пример результата формирования проточной части компрессора показан на рис. 4.

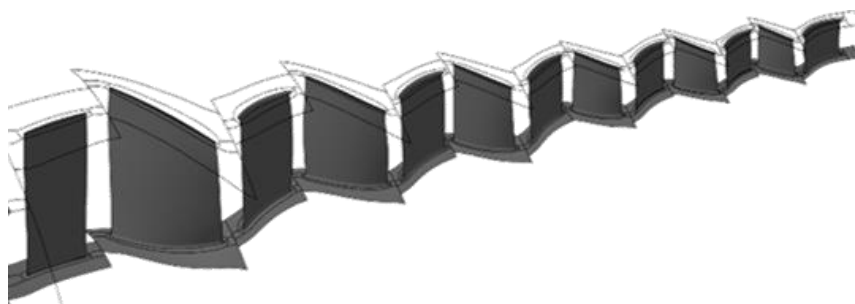


Рис. 4. Сформированная геометрия проточной части компрессора

Далее с использованием сформированной трехмерной численной модели компрессора выполнялось его моделирование 3D CFD программном комплексе.

*Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2023-0008, «Фундаментальные проблемы динамики и виброакустики в гидравлических и газовых системах машин и энергетических установок»).*

#### Библиографический список

1. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров / Н. Кампсти; Пер. с англ. под ред. Ф.Ш. Гельмедова, Н.М. Савина. – М.: Мир, 2000. – 688 с.
2. Гельмедов, Ф.Ш. Методология проектирования осевого компрессора // Теплоэнергетика. – 2002. - №9. – С. 19 – 28.
3. Koch, C.C. Stalling Pressure Rise Capability of Axial Flow Compressor Stages [Текст] / J. Eng. Power. Oct 1981, 103(4): 645-656 (12 pages) <https://doi.org/10.1115/1.3230787>
4. Шаблій, Л.С. Автоматизация построения моделей лопаточных венцов для САЕ расчётов в программе Profiler // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). – 2012. – № 5(36). – Ч.1. – С. 208 – 214.

УДК 629.7.036.34

#### ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ СОПЛОВОЙ И РАБОЧЕЙ ЛОПАТОК СТУПЕНИ ТУРБИНЫ ГТД

*В.М. Зубанов<sup>1</sup>, С.А. Мельников<sup>1</sup>, А.А. Харитонова<sup>1</sup>*

*<sup>1</sup>. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва*

Одним из ключевых узлов газотурбинных двигателей является турбина, которая работает в наиболее сложных условиях (высокая температура, большие центробежные нагрузки). Разработка турбины всегда была ключевой инженерной задачей при создании ГТД. Это узел, в котором теснее всего завязаны проблемы прочности, газовой динамики, материаловедения, технологии и т.п. Надежность и ресурс лопаток турбин во многом определяют надежность и ресурс ГТД в целом, а стоимость замены охлаждаемых лопаток турбины может составлять до 50% общей стоимости ремонта всего двигателя [1, 2, 3]. В связи с этим одной из весомых задач является задача корректного определения теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин. Известна работа изучения влияния настроек численной модели с пленочным охлаждением на прогнозируемое тепловое состояние лопатки соплового аппарата с пленочным охлаждением [4]. В этой работе отличие расчётных значений эффективности охлаждения от экспериментальных данных достигали 25% (в зависимости от расположения термпар по профилю лопатки), что является большой погрешностью. В связи с этим является актуальной задача корректного определения теплового состояния охлаждаемых лопаток турбин.

В настоящей работе объектом исследования является рабочий процесс охлаждаемых лопаток ГТД. В качестве предмета исследования выбраны охлаждаемые лопатки соплового аппарата (СА) и рабочего колеса (РК) первой ступени турбины газогенератора (рис. 1 и рис. 2). Выбор этих лопаток обусловлен наличием для них экспериментальных данных о коэффициенте эффективности охлаждения.

На рис. 1 показана геометрия СА. Охлаждающий воздух подводится во внутреннюю полость лопаток снизу, затем через дефлектор, в котором выполнены отверстия для реализации струйно-дефлекторного способа охлаждения [5], воздух распределяется равномерно по всей высоте лопатки для запитывания вихревой матрицы [5].



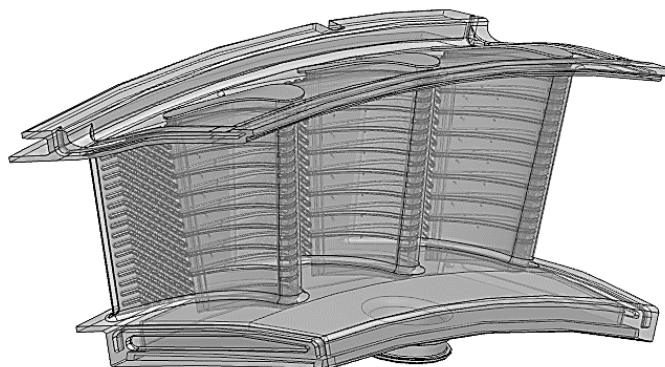


Рис 1. – Геометрическая модель соплового аппарата

Охлаждение рабочих лопаток также конвективное. Подвод воздуха осуществляется через одно из нижних отверстий в основании замка лопатки, со стороны входной кромки лопатки. При сборке рабочего колеса отверстие внутренней системы охлаждения лопатки со стороны выходной кромки закрывается контровкой. В области входной кромки, во внутреннем канале, для интенсификации конвективного теплообмена выполнена вихревая матрица, также вихревая матрица выполнена и в полости в области выходной кромки. На стенках внутреннего канала, который соединяет две вихревые матрицы, находятся рёбра [5] для интенсификации теплообмена. После протекания через каналы охлаждающий воздух выдувается в межлопаточный канал через редан в выходной кромке лопатки. Геометрическая модель рабочей лопатки представлена на рис. 2.

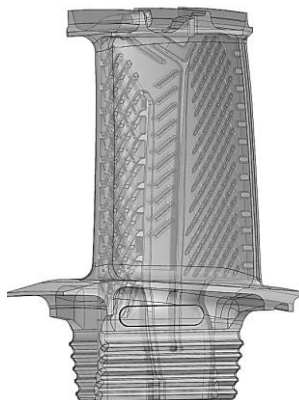


Рис 2. – Геометрическая модель рабочей лопатки

Создание сеточных моделей на основе полученных геометрических моделей газоздушных областей и твёрдых тел лопаток выполнялось в программе ANSYS Meshing. Расчётные области межлопаточного канала и внутренних каналов охлаждения были разбиты на конечные объёмы неструктурированными тетраэдральными элементами. Вдоль поверхностей стенок были созданы призматические слои. Всего расчётная модель сопловой лопатки (СЛ) включает в себя 159,0 млн. элементов, модель РЛ 121,6 млн. Достаточно большое количество элементов обусловлено тем, что построение сеточной модели вихревой матрицы так, чтобы сохранить в сетке призматический пристеночный слой, требует операций, приводящих к значительному увеличению количества элементов конечно-элементной сетки газоздушной области. Геометрическая модель газоздушного домена внутренней полости СЛ была разделена на две части: часть с дефлектором и часть с вихревой матрицей. Сеточные модели этих частей были построены отдельно. В проекте эти части соединены интерфейсом типа «General Connection». Фрагменты сеточных моделей СЛ показаны на рис. 3 и рис. 4. Толщина первого призматического слоя была подобрана таким образом, чтобы на номинальном режиме работы двигателя обеспечить значение безразмерного параметра высоты первой ячейки  $y^+ \leq 1$ . [6].

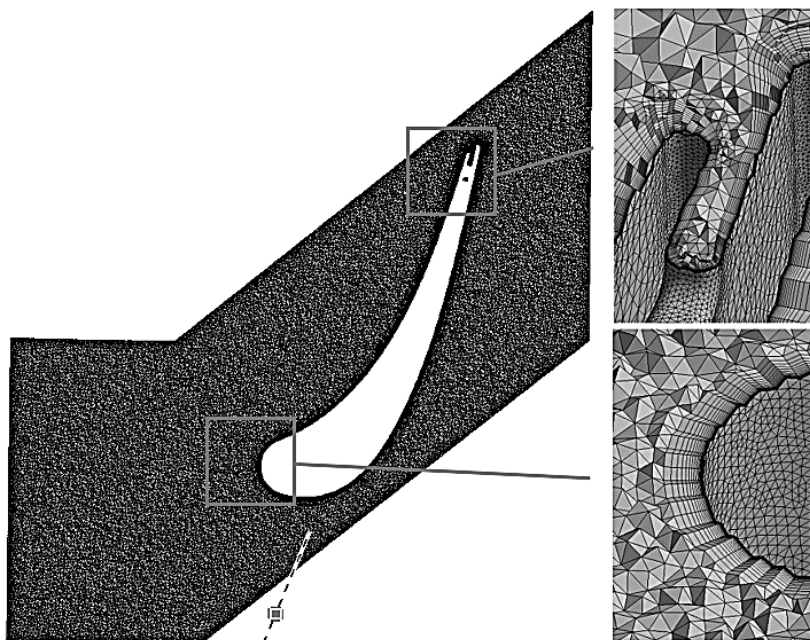


Рис. 3 – Сетка газовой области межлопаточного канала соплового аппарата

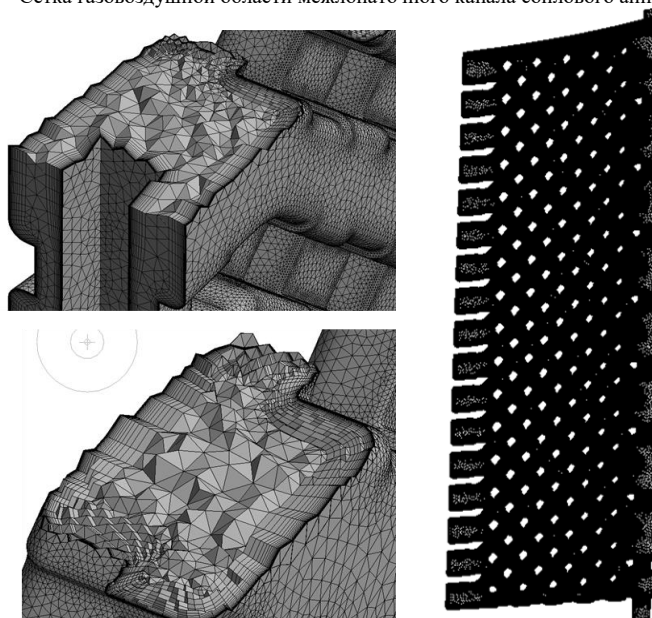


Рис. 4 – Сетка газовой области вихревой матрицы сопловой лопатки

В расчётной модели рабочей лопатки элементом, который требует местного уточнения параметров сетки, являлась область бандажной полки в газовой области, так как при построении сеточной модели необходимо выдержать призматический пристеночный слой и обеспечить значение  $y^+ \leq 1$  по всем поверхностям. При моделировании теплового состояния РЛ радиальные зазоры в бандажной полке в модели приняты как на номинальном режиме работы. Сетка газовой области межлопаточного канала РК приведена на рис. 5.

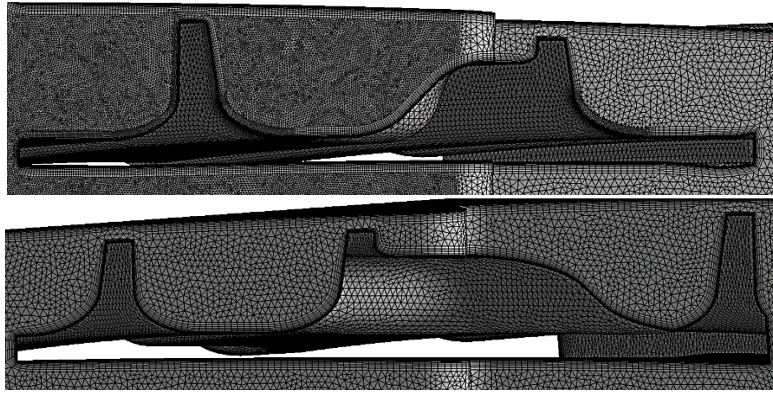


Рис. 5 – Сетка газовой области межлопаточного канала рабочего колеса в области бандажной полки

В расчётной модели РЛ присутствует также домен газовой области межлопаточного канала соплового аппарата (рис. 6), выполненный в программном обеспечении NUMECA Autogrid по рекомендациям из работы [7].

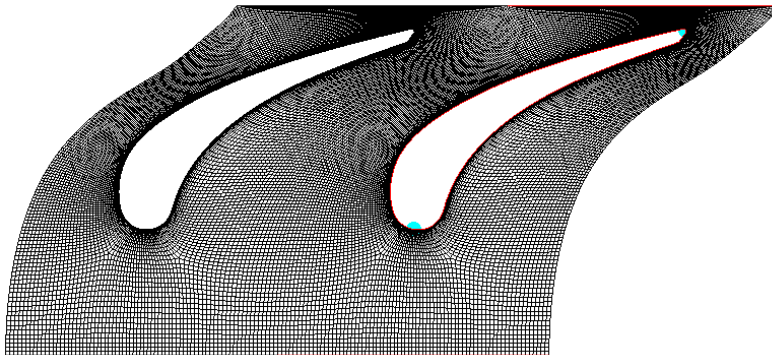


Рис. 6 – Сетка газовой области межлопаточного канала соплового аппарата

Вид расчётной модели на примере рабочей лопатки показан на рис. 7. При расчёте необходимо учитывать граничные условия для тех поверхностей лопатки, соприкосновение которых с газовой областью не моделируется напрямую. Для таких поверхностей задавались граничные условия третьего рода, а именно температура среды и коэффициент теплоотдачи.

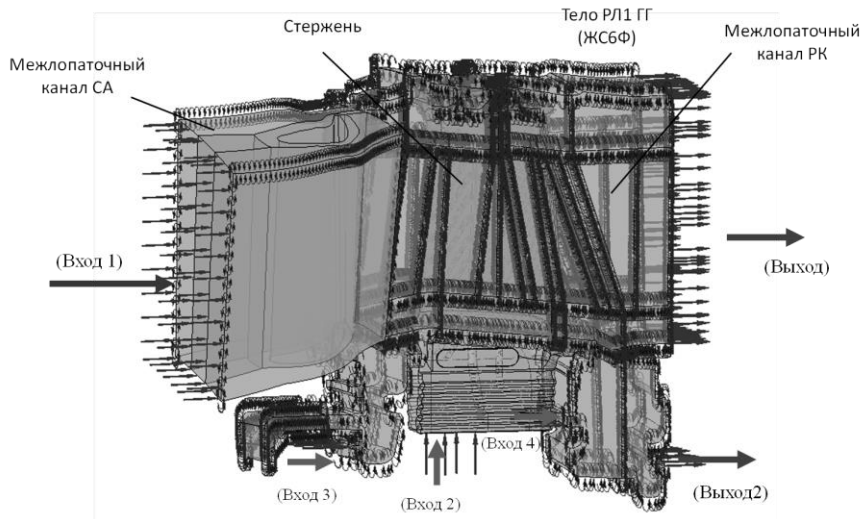


Рис. 7 – Расчётная модель рабочей лопатки

Результаты расчёта сопоставлялись с экспериментальными данными, полученными при термометрировании двигателя на номинальном режиме работы. Соотношение результатов расчёта с данными из эксперимента по среднему по сечению коэффициенту эффективности охлаждения лопаток на высоте 50% от высоты лопатки приведены на рис. 8 [8]. Величина относительного расхода охлаждающего воздуха приведена от входа в ступень турбины. Эффективность охлаждения определялась по формуле:

$$\theta_{\text{лоп}} = \frac{T_{\text{газ}}^* - T_{\text{лоп}}}{T_{\text{газ}}^* - T_{\text{возд}}^*},$$

где  $T_{\text{газ}}^*$  - температура газа в заторможенном виде перед лопаткой на соответствующем радиусе (для рабочей лопатки в относительном движении);  $T_{\text{лоп}}$  - температура лопатки,  $T_{\text{возд}}^*$  - температура охлаждающего воздуха в заторможенном виде (для рабочей лопатки в относительном движении) на входе в лопатку.

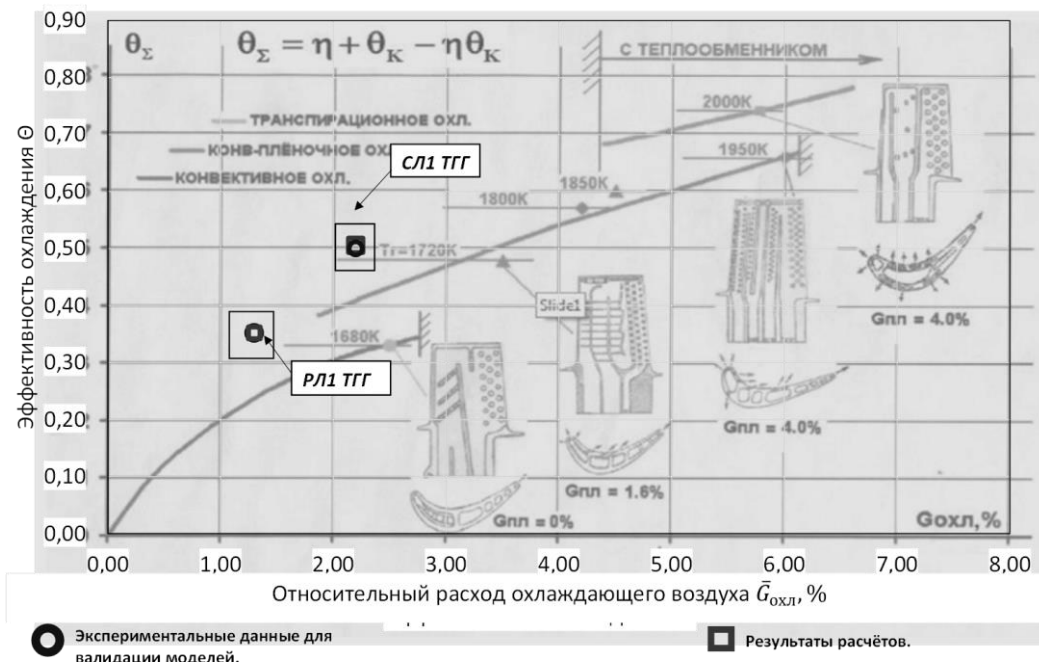


Рис. 8 – Сопоставление результатов расчёта с экспериментальными данными на графике из работы [8]

Расчётные данные совпадают с экспериментальными с погрешностью не более 2 % для соплового аппарата и 1 % для рабочей лопатки, что говорит о корректности используемой методики моделирования и настроек сеточных моделей.

На рис. 9 и рис. 10 приведены распределения значений коэффициента эффективности охлаждения в характерных поперечных сечениях сопловой и рабочей лопатки по высоте канала.

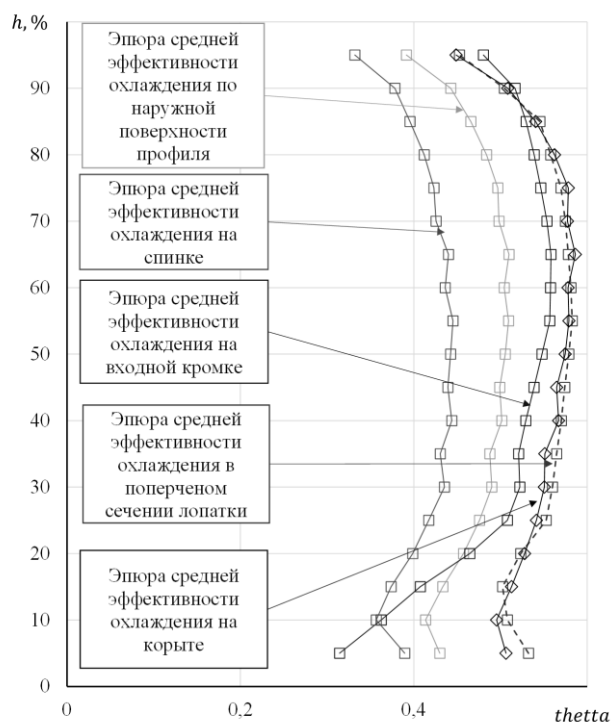


Рис. 9 - Распределение коэффициента эффективности охлаждения сопловой лопатки по высоте

Так как значение коэффициента средней по сечению эффективности охлаждения рабочей лопатки плавно изменяется по её высоте, можно сделать вывод, что геометрические параметры вихревых матриц в каналах охлаждения подобраны правильно и теплообмен лопатки с воздухом обеспечивается равномерно по их высоте.

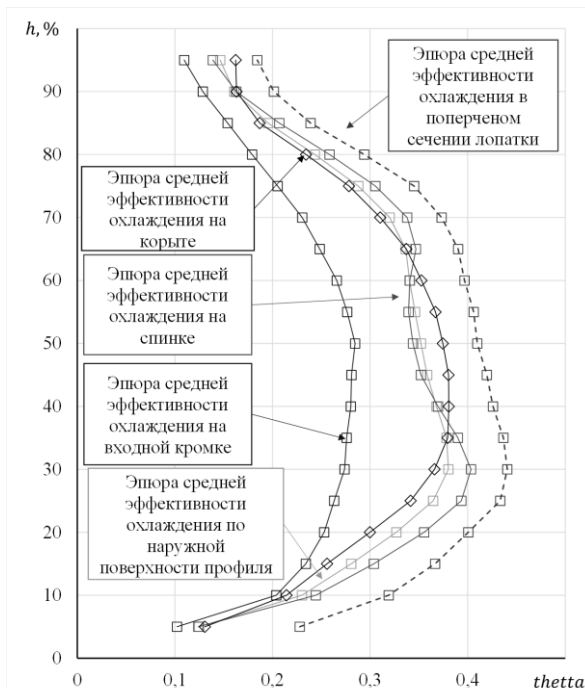


Рис. 10 - Распределение коэффициента эффективности охлаждения рабочей лопатки по высоте

По данным на рис. 10 можно сделать вывод, что дефлектор, установленный в сопловой лопатке, распределяет воздух в необходимом соотношении между внутренними поверхностями корыта и спинки, потому что эффективность охлаждения спинки и корыта лопатки не отличаются больше чем на 8 %.

Таким образом, на примере охлаждаемых лопаток первой ступени турбины газогенератора была отработана методика подготовки сеточных и расчётных моделей для сопряжённого моделирования. Соответствие результатов расчёта известным экспериментальным данным для выбранных лопаток с погрешностью менее 2% говорит об адекватности используемой методики.

*Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2023-0008, «Фундаментальные проблемы динамики и виброакустики в гидравлических и газовых системах машин и энергетических установок»).*

#### Библиографический список

1. Airlines Continue the Search for Improved Reliability. MRO Management, June 2003.
2. Петухов, А. Н. Критические зоны рабочих лопаток турбин авиационных ГТД и рекомендации по обеспечению их эксплуатационной надежности и ресурса / А. Н. Петухов, Ф. Д. Киселев // *Авиационная промышленность*. – 2018. – № 2. – С. 58-62. – EDN YUBJYL.
3. Петухов, А. Н. Диагностика эксплуатационных разрушений турбинных лопаток авиационных двигателей / А. Н. Петухов, Ф. Д. Киселев // *Заводская лаборатория. Диагностика материалов*. – 2019. – Т. 85. – № 3. – С. 41-51. – DOI 10.26896/1028-6861-2019-85-3-41-51. – EDN ZAISGL.
4. Andrei Volkov, Vasilii Zubanov, Valery Matveev, Oleg Baturin, and Grigori Popov, "Rational Settings of a Numerical Model to Simulate the Working Process of an Axial-Film-Cooled Turbine Blade," *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, Vol. 11, No. 12, pp. 901-907, December 2022. DOI: 10.18178/ijmerr.11.12.901-907.
5. Нагора Г.П. Эффективные способы охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин: Учеб. пособие. М.: МАИ, 1996. 100 с.
6. Vieser, W. Heat transfer prediction using advanced two-equation turbulence models [Текст] / W. Vieser, T. Esch, F. Menter // *CFX-VAL10/0602*. -2002.
7. Selection of Parameters for 3D Finite-volume Mesh for CFD Simulation of Axial Turbines / G. M. Popov, V. N. Matveev, O. V. Baturin [et al.] // *MATEC Web of Conferences*, Moscow, 21–23 June 2018. Vol. 220. – Moscow: EDP Sciences, 2018. – P. 07001. – DOI 10.1051/mateconf/201822007001.
8. Ле Т.З., Несстеренко В.Г. Особенности проектирования охлаждаемых лопаток высокотемпературных турбин высокого давления с бандажной полкой // *Международный научно-исследовательский журнал*. 2018. № 1(67). Ч.1.С.84-90. DOI: 10.23670/IRJ.2018.67.087.

Перспективные задачи для ракетно-космической и авиационной техники появляются из текущих проблем. А их на сегодняшний день не мало. К ним можно отнести, например, малые стартовые окна (период времени, подходящий для запуска ракеты) для выведения ЛА в космическое пространство. Сам по себе запуск на орбиту можно реализовать практически в любое время, но, если КА необходимо выйти на определённую орбиту или встретиться с другим аппаратом, время запуска должно быть тщательно рассчитано.

Следующей немаловажной проблемой является наличие в околоземном и космическом пространстве большое количество остатков человеческой жизнедеятельности, называемых «космическим мусором». Его наличие обусловлено активным освоением людьми Космоса. Но этот же факт уменьшает безопасное время для транспортировки ПН и само пребывание становится под угрозой. Поэтому так важно бороться с ним. Также в космическом пространстве помимо планет и звёзд находятся другие космические тела, которые потенциально могут угрожать жизни на Земле. Для этого необходимо либо сбивать их, либо увести с траектории, возможно проходящей через Землю. Для межпланетных полётов необходимо будет решать проблему воздействия притяжения других планет. Как, например, те КА, которые вращаются на орбитах до 200 км, испытывают серьезные возмущения, что мешают их нормальному функционированию. Этот факт необходимо будет учитывать при более глубоком освоении космического пространства. Обобщая вышеизложенные проблемы и учитывая глобальные проблемы, что остро стоят на самой Земле, вызванные дефицитом полезных ископаемых и загрязненностью окружающей среды, были сформированы следующие актуальные задачи для ракетно-космической отрасли.

Во-первых, перенос части вредных производств в околоземное и космическое пространство. По оценкам учёных, если человечество не будет снижать количество выбросов в атмосферу, то жизнь перестанет быть пригодной для людей. Что не может не двигать развитие нашей отрасли.

Во-вторых, некоторые перспективные материалы и конструкции возможно добывать и создавать из редких для Земли полезных ископаемых. Поэтому требуется создание либо в космическом пространстве, либо на других планетах/космических телах, в частности, на поверхности Луны, соответствующих производств.

В-третьих, это строительство больших систем для жизни и различных научных исследований. Данная задача связана с новым витком человеческой эволюции и желанием плотно освоить космическое пространство, а также с его зондированием для обеспечения безопасности Земли.

Также принимая во внимание текущее состояние мировой космонавтики, проекты по созданию КА и анонсированные запуски в ближайшее время, можно выделить такие её перспективы:

- увеличение числа КА различного назначения и расширение круга космических исследований;
- развитие низкоорбитальных систем связи непосредственного доступа;
- обеспечение многообразности использования ракет-носителей и КА;
- освоение поверхности Луны для добычи полезных ископаемых, проведение научных исследований и постройки базы для дальнейшего освоения Космического пространства.

- именно последний пункт на сегодняшний день особенно привлекает всех ученых планеты, так как это процесс связан с большим количеством трудностей. Одним из перспективных и наиболее привлекательных полезных ископаемых является Гелий-3, находящийся в достаточном количестве на поверхности Луны, а также имеющий способность к относительно быстрому возобновлению. Данный вид представляет собой легкий нерадиоактивный изотоп гелия с двумя протонами и одним нейтроном. Данный газ очень лёгкий, поэтому, попадая в атмосферу Земли, он быстро улетучивается. Общее количество гелия-3 в атмосфере нашей планеты оценивается в 35 000 тонн. Однако в настоящее время изотоп не добывается из природных источников, а создаётся при распаде искусственно полученного трития, бомбардируя нейтронами литий-6 в ядерном реакторе. Таким способом можно получать до 18 килограммов гелия-3 в год, чего абсолютно недостаточно для каких-либо промышленных нужд.

В природе же он может накопиться либо на больших планетах, способных его удерживать, либо на телах без атмосферы и магнитосферы. Так гелий-3 доступен в относительном изобилии на поверхности Луны.

В привезённых на Землю образцах лунного реголита содержание гелия-3 на тонну составило 0,01 грамма. Это означает, что на Луне должно быть от 500 тысяч до нескольких миллионов тонн данного изотопа. Учёные подсчитали, что 0,02 грамма гелия-3 в ходе реакции термоядерного синтеза выделяют энергии столько же, сколько образуется при сжигании барреля нефти (159 литров). При современном уровне мирового энергопотребления лунного топлива человечеству хватило бы на 5–10 тысяч лет, что примерно в десять раз больше, чем энергетический потенциал всего извлекаемого химического топлива (газа, нефти, угля) на Земле.

Гелий-3 используется для наполнения газовых детекторов нейтронов (счётчики для измерения нейтронного потока). К примеру, нейтронные мониторы используют для обнаружения незаконно перевозимых делящихся материалов и предотвращения ядерного терроризма. Также гелий-3 используют для достижения сверхнизких температур.

Самым же полезным видом применения гелия-3 является термоядерное топливо. Однако именно этого человечество ещё пока делать и не может ввиду отсутствия гелия-3 в необходимых количествах,

а также сырой технологии создания и эксплуатации токамаков. Но в теории гелий-3 является чуть ли не идеальным вариантом ядерного топлива. Дейтерий-гелиевые реакции не производят радиоактивные отходы (в том числе в случае аварий), обладают высокой энергоэффективностью, вместо малополезных нейтронов выделяют протоны, которые могут быть использованы для дополнительной генерации электроэнергии, а реакторы, по расчётам учёных, будут иметь меньшие эксплуатационные затраты.

По данным издания World Security Network, стоимость добычи 1 тонны гелия-3 на спутнике Земли может составлять около 3 миллиардов долларов (на 2014 год). Учитывая разницу в энергетической эффективности изотопа гелия и нефти и другие сложные расчёты, даже такая сумма является экономически выгодной.

Однако есть нюанс. Гелий-3 можно извлечь, нагревая лунную пыль до температуры около 600°C, а затем путем охлаждения или с применением центрифуги ценный изотоп должен быть отделен от примесей других газов. Для того, чтобы начать добычу чего бы то ни было на Луне, придётся для начала переселить туда несколько шахтерских городов, что, по сути, означает колонизацию спутника. Нужна ещё и соответствующая инфраструктура (людям придется жить в условиях вакуума самостоятельно и обеспечивать себя водой, воздухом, топливом, основными строительными материалами и так далее), создание которой обойдется гораздо дороже и займёт не меньше 20 лет. А этим никто не будет заниматься, пока до конца не ясна перспектива использования термоядерных реакторов, которые на данный момент работают исключительно в экспериментальном режиме, удерживая реакции в течение нескольких секунд, и ни о каком массовом получении энергии пока речь не идет.

Одним из способов доставки возможно выбрать Орбитальный космический корабль «Буран». «Буран» — советский орбитальный корабль-ракетоплан многоразовой транспортной космической системы (МТКС), созданный в рамках программы «Энергия — Буран». Выбор пал именно на эту систему, поскольку на своём первом и единственном полёте зарекомендовала себя как достаточно надёжная. Предложение заключается в следующем: построение окололунной космической станции; затем высадка на Луну и основание колонии на поверхности для проведения научных исследований и добычи полезных ископаемых; потом отправка их к окололунной космической станции, где этот материал будет ожидать ОКК «Буран», который был отправлен с последней миссией по построению окололунной космической станции и возвращение на Землю ЛА с полезными ископаемыми. Графическое представление схемы перелёта представлено на рисунке №1.

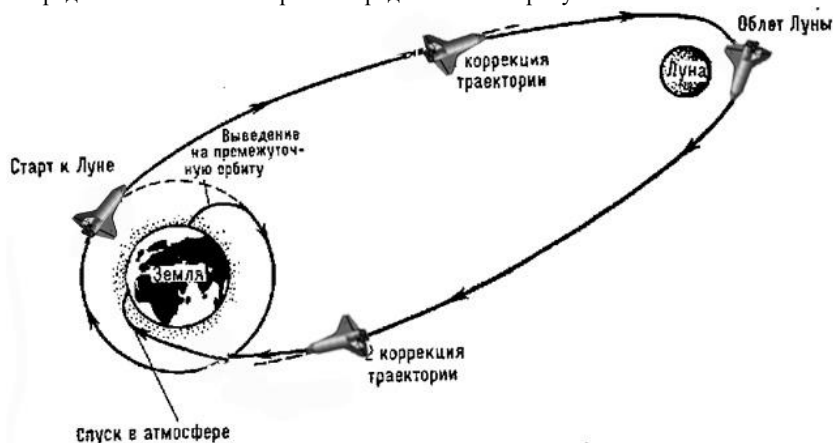


Рисунок 4. Схема перелёта

Поскольку сам проект является дорогим, то одним из вариантов его удешевления является использование уже имеющихся систем и возвращаемых частей. Поэтому и был предложен вариант возобновления программы орбитального космического корабля «Буран».

Самой важной частью является возвращение на Землю добытых полезных ископаемых. Способом доставки как раз может являться ОКК «Буран», который в своих отсеках может унести не только Гелий-3, но и части отработанных станций и самих космонавтов-исследователей. Поскольку ОКК «Буран» будет заходить на посадку с гораздо более высокой скоростью, чем гражданские ЛА, в районе 350-450 км/ч, то ему потребуется мощная и надёжная парашютно-тормозная установка. Для данной ТПУ был выбран парашют в форме креста. Преимущество данной формы – в легкости изготовления парашюта, раскрой которого не содержит кривых линий. Также необходимо отметить ещё одно достоинство - плавное, медленное раскрытие, позволяющее вводить его в действие на больших скоростях, не опасаясь возникновения высоких значений ударных перегрузок.

Далее было подобрано оптимальное число строп. Оно должно быть от 8 до 16. При большем увеличении происходит обратное – видно снижение коэффициента сопротивления. Это происходит из-за, так называемого, эффекта «затенения купола», поскольку стропы расположены близко друг к другу и образуют фигуру, близкую к конусу. А у конической поверхности коэффициент сопротивления ниже, чем у раскрытого купола.

Однако на характеристики парашютной системы влияет ещё и длина строп. Слишком короткие стропы первого парашюта стягивают купол и, тем самым, снижают площадь миделя. При последующем уменьшении длины строп купол будет принимать форму, близкую к сфероконической, коэффициент сопротивления которой существенно ниже. Помимо того, более длинные стропы

усложняют укладку и снижают надёжность – ведь им становится легче запутаться при раскрытии купола. Исходя из практического опыта, рекомендуется выбирать длину строп в диапазоне 0,8...1,2 диаметра круглого купола в раскрое.

Путь пробегает ЛА складывается из трёх следующих отрезков времени и пути: от момента соприкосновения стоек шасси с ВПП до открытия контейнера ТПУ. Длина в пределах 50 – 200 м и зависит от нескольких факторов: от скорости пробега КК при посадке, а также от погодных условий и состояния дорожного покрытия полосы.(первый). от момента открытия контейнера ТПУ до полного наполнения внутренней области парашюта. Длина этого отрезка колеблется в пределах 100 – 150 м и зависит от размеров вытяжного и тормозного парашютов и от воздухопроницаемости купола тормозного парашюта (второй). от момента полного наполнения внутренней области ТПП до достижения ЛА такой скорости, при которой происходит сброс парашютов. Длина этого отрезка пути зависит от характеристики парашюта (произведения коэффициента сопротивления на площадь парашюта) и веса ЛА, а при данных весе и характеристике парашюта – от посадочной скорости самолета, эффективности тормозных устройств колес и интенсивности торможения. Первые два отрезка пути (150–350м) самолет пробегает без ТПУ и этот путь является добавочным к тому пути, который КК пробегает при торможении с парашютной системой (третий).

Проанализировав данные с бортовых аппаратур и фото-видеоматериалов посадки КК «Буран» на ВПП «Юбилейный» 15 ноября 1988 года, были сформированы следующие данные о посадке и остановке - промах (перелет) по продольной дальности +15 м и остановки орбитального корабля в 1,5...2 метра от "расчетной точки", пробег 1520 м.

При расчете парашютной системы были рассмотрены нагрузки в момент полного раскрытия парашюта крестообразной формы площадью 75 кв. м. (так как именно в этот момент происходит воздействие наибольшего по модулю значения нагрузок). Чтобы грамотно подобрать материал парашюта ТПУ, при его нагрузке необходимо выполнение следующего условия:  $T \leq X + R_{max}$ , где  $T$  – сила натяжения строп,  $X = \frac{1}{2}c_x\rho SV^2$  – сила лобового сопротивления воздуха.

Во время вытягивания ТПУ практически не оказывает тормозящего действия на КК. Только наполняясь воздухом, парашют начинает оказывать тормозящее действие. В момент полного наполнения внутренней области ТПУ «Буран» испытывает кратковременный рывок, равный  $R_{max} = Q_n * k_d$ , где  $Q_n$  – лобовое сопротивление парашюта, а  $k_d$  - коэффициент динамичности, зависящий от воздухопроницаемости оболочки купола и скоростного напора ( $q$ ), и колеблется в пределах 1,1-2. После рывка, продолжающегося десятые доли секунды, сопротивление купола ТПУ становится равным его лобовому сопротивлению  $Q_n = q * c_d * F_n$ , где  $F_n$  - площадь парашюта,  $c_d$  – коэффициент сопротивления от формы парашюта. Плотность воздуха возьмём для значения температуры +5°C. Коэффициент  $c_x$  возьмём по таблице Сиаичи в соответствии с имеющейся скоростью ЛА в момент раскрытия парашюта, составляющая порядка 350 км/ч. Получается, что сила, которую необходимо выдерживать парашюта, не превосходит 8,307 МН. Сделав запас в 5% получим 8,722 МН. Тогда нагрузка, приходящаяся на 1 кв.м. будет равна 0,12 МПа.

Теперь определим, какой материал может выдержать такую нагрузку, для этого исследуем несколько образцов на разрыв. Предполагаемыми материалами для парашюта будут выступать: каучук, нейлон, эластан и капрон. Для упрощения возьмём, что все нити длиной в 1м, а вот толщины разные. Испытания на растяжение и разрыв были проведены в лаборатории на кафедре Е4 «Высокоэнергетические устройства автоматических систем».

Из проведенных опытов следует, что нити каучука начинают рваться при приложении силы в 309,12 Н. Поскольку толщина составляет 4 мм, то потребуется 250 нитей на 1 кв.м. ⇒ они выдержат 77,28 кН. А весь парашют – 5,796 МН, что вдвое меньше требуемого. Тогда потребуется двойное или двухслойное плетение, чтобы обеспечить нормальное условие работы. Этот факт будет делать более дорогим изготовление парашюта, следовательно, и цена всего КК «Буран» увеличится. Нити нейлона имеют толщину порядка 5 мм и рвутся при силе 2050,64 Н. Тогда на 1 кв. м. потребуется 200 нитей, которые в общей сложности выдержат 420,13 кН. Наш же парашют выдержит 30,76 МН, что при простом плетении будет вполне достаточно.

В эластане разрыв происходит при 1899,37 Н. Учитывая его толщину в 3 мм, для 1 кв.м. потребуется 334 нити. Они выдержат 634,39 кН. А всё вместе выдержит 47,58 МН. Что также будет достаточным для выполнения наших требований.

В капроне же разрыв происходит на 1014,68 Н. Толщина его нитей составляет всего 0,5 мм. На 1 кв.м. потребуется 2000 штук, но они выдержат 2,03 МН. Тогда весь парашют – 152,2 МН. Что выше ожидаемого в 17 раз.

При оценке рыночной стоимости каучука, нейлона, эластана и капрона, оказалось, что самым дешевым материалом является капрон, а самым дорогим – эластан. Но если сюда включить количество нитей и способ укладки, то получится, что выгоднее всего использовать нейлон, который обеспечивает выполнение заданных условий, т.е. выдерживает расчётное давление. Подробнее см. Таблицу 1.

Таблица 1. Сравнительная таблица материалов

Тип материала	Толщина нити	Число нитей на 1 кв.м.	Значение силы при разрыве	Дороговизна (места)	Способ плетения
Каучук	4 мм	250 шт.	309,12 Н	3	сложный
Нейлон	5 мм	200 шт.	2050,64 Н	2	простой
Эластан	3 мм	334 шт.	1899,37 Н	1	простой
Капрон	0,5 мм	2000 шт.	1014,68 Н	4	сложный



Таким образом, можно сделать вывод о том, что у орбитального космического корабля «Буран» есть будущее, которое может в скором времени получить практическое развитие. За исходные данные для расчётов были взяты площадь парашюта, длина ВПП, допустимая скорость приземления и погодные условия в районе космодрома. После производимых расчётов были получены следующие результаты: наилучшим с точки зрения силы и экономики материалом для парашюта оказался нейлон. Хотя это не исключает использование и других материалов, представленных для сравнения в данной статье. ПТУ обеспечивает меньший разброс по дальности пробега при заходе на взлётно-посадочную полосу и близкие к нулю величины линейной и угловой скорости КК (в т.ч. исключается ветровая составляющая скорости до 15 м/с).

#### Библиографический список

1. Гелий-3. Что это, и зачем его хотят добывать на Луне? // Дзен URL: <https://goo.su/LzeL> (дата обращения: 10.01.2023).
2. Елисеев А.С. Техника космических полетов. М: Машиностроение, 1983. 307 с.
3. Компоновка орбитального корабля "Буран" // Энциклопедия крылатого космоса URL: <https://www.buran.ru/html/kompon.htm> (дата обращения: 25.12.2022).
4. На Луне редчайший гелий-3, и человечество мечтает его добывать. Как и зачем // Trashbox URL: <https://goo.su/VGiuy> (дата обращения: 16.01.2023).
5. Никольский В.В. Основы проектирования автоматических КА. - 1 изд. - Санкт-Петербург: Балт. гос. техн. ун-т., 2007. - 230 с.
6. Никольский В.В. Проектирования сверхмалых КА. - 1 изд. - Санкт-Петербург: Балт. гос. техн. ун-т., 2012. - 59 с.
7. Особенности трасс полета автоматических станций «Луна-1», «Луна-4», «Зонд-3» // Эпизоды космонавтики URL: <https://epizodyspace.ru/bibl/varvarov/7-kont/02.html> (дата обращения: 05.02.2023).
8. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полёта. - 1 изд. - Санкт-Петербург: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. - 496 с.

УДК 629.7.036.54

#### ПРИМЕНЕНИЕ РАМПОВЫХ ИНТЕРЦЕПТОРОВ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ СОПЛА

*К.О. Тищенко, Н.А. Брыков*

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

В рамках работы проводилось исследование способов управления вектором тяги сопла. Управление летательным аппаратом может осуществляться аэродинамическими и газодинамическими способами [1]. Аэродинамические органы управления устанавливаются на наружной поверхности корпуса летательного аппарата и взаимодействуют с набегающим потоком. Примеры таких устройств – закрылки, элероны, внешние интерцепторы. Газодинамические органы управления взаимодействуют с продуктами сгорания топлива – они устанавливаются на срезе сопла или внутри него и изменяют силу тяги сопла двигателя [6, 7].

#### Внутрисопловые интерцепторы

Один из газодинамических способов управления вектором тяги [2] – применение внутрисопловых интерцепторов [5]. Эти устройства имеют простую конструкцию, могут прятаться в стенках соплового канала и не оказывать влияние на поток, когда управление не требуется [3].

Главные преимущества таких устройств в том, что для приведения их в движение нужна простая система с гидравлическим или механическим приводом, вся конструкция имеет низкий вес, снижается стоимость аппарата и увеличивается время полёта [4]. По газодинамическим принципам работы система похожа на способ управления вектором тяги путём вдува вторичного рабочего тела в сопловый канал, но при этом не требует организации системы подачи рабочего тела и размещения баков для его хранения на борту летательного аппарата. Недостаток интерцепторной системы управления тягой – подверженность эрозии органа управления из-за присутствия металлических частиц в потоке [4]. Проблема может быть решена применением современных прочных и термостойких материалов для изготовления органа управления. Система имеет ограниченную применимость в соплах, теплозащита которых осуществляется холодным пристеночным слоем – слой будет разрушаться из-за отрыва потока. Стенкам таких сопел потребуются дополнительные системы охлаждения в зоне отрыва.

Совместное применение описываемой системы управления тягой и системы вдува вторичного рабочего тела вблизи интерцептора может решать проблему охлаждения стенок за счёт инжектируемой среды, решать проблему эрозии органа управления за счёт замедления и отвода частиц от его поверхности. При этом вторичного рабочего тела, хранящегося на борту летательного аппарата, потребуется гораздо меньше, чем требовалось бы для управления тягой только за счёт инжекции [5].

Одна из разновидностей внутрисопловых интерцепторов – рамповые или интерцепторы в форме отклоняющегося от стенки щитка [1]. Когда орган управления не нужен, он примыкает к внутренней стенке соплового канала, повторяя её форму. Когда требуется внесение изменений в траекторию полёта, рампа выдвигается в поток и воздействует на вектор тяги.

Интерцепторы располагаются в сверхзвуковой части канала для увеличения эффективности управления. Создание управляющей силы интерцептором такой формы осуществляется за счёт разности давлений на поверхности рампы и за ней. Из-за близости щитка к срезу, при достижении некоторого критического угла отклонения происходит процесс обратного затекания. Эффект

заключается в том, что оторвавшийся от стенки поток не успевает примкнуть к стенке за щитком и вихревой след объединяется с окружающей средой [1]. Давление за щитком в этом случае сравнивается с атмосферным давлением.

Одно из направлений исследования таких устройств – исследование нестационарных процессов, возникающих при изменении положения интерцептора. Когда время отклонения щитка сопоставимо с временем образования и перемещения газодинамических структур по сопловому каналу вблизи щитка, могут появляться скачкообразные изменения вектора тяги и нагрузок на привод органа управления. Особый интерес представляют эффекты, возникающие при образовании зоны обратного затекания. Нестационарные явления должны быть исследованы для проектирования системы привода интерцептора и для недопущения потери управляемости летательного аппарата.

### Постановка задачи

Основной целью работы было моделирование работы внутрисоплового интерцептора в цилиндрическом сопловом канале при работе с разными степенями нерасчётности. Схематично расчётная модель соплового канала показана на рисунке 1.

Необходимо получить данные о зависимости величины управляющего усилия от степени нерасчётности сопла, проследить за изменением параметров области обратного затекания и за её вкладом в создание управляющей силы по мере увеличения степени нерасчётности.

Течение моделировалось в трёхмерной стационарной постановке. Решалась система уравнений Навье–Стокса, осреднённых по Рейнольдсу. Система уравнений замыкалась уравнениями модели турбулентности  $k-\omega$ :

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \bar{v}) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{v}) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{v}) &= -\nabla p + \nabla(\bar{\tau}); \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\bar{v}(\rho E + p)) &= -\nabla \cdot (k_{eff} \nabla T + (\bar{\tau}_{eff} \bar{v})); \\ p &= \rho RT, \end{aligned}$$

где  $\rho$  – плотность среды;  $\bar{v}$  – скорость;  $\bar{\tau}$  – тензор напряжений;  $E$  – внутренняя энергия;  $p$  – давление;  $k_{eff}$  – эффективная теплопроводность, определяется как сумма теплопроводности среды и теплопроводности, определяемой моделью турбулентности;  $R$  – газовая постоянная;  $T$  – температура среды.

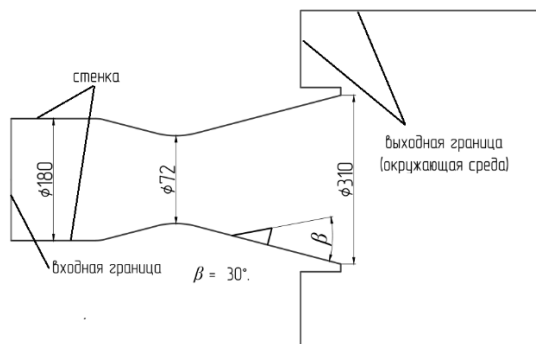


Рис. 1. Геометрия рассматриваемой модели

### Результаты исследования

В рамках исследования проверялась работа интерцептора при разных давлениях в камере сгорания. Отслеживались нагрузка на интерцептор, изменение отклоняющего усилия, уменьшение осевой компоненты силы тяги, отслеживалось возникновение эффекта обратного затекания. Были получены соответствующие значения тяговых характеристик и нагрузок.

Картина течения для расчётного случая с минимальной степенью нерасчётности  $n = 0,1$  показана на рисунке 2. На картине течения отчётливо видна область обратного затекания в зоне отрыва потока за интерцептором.

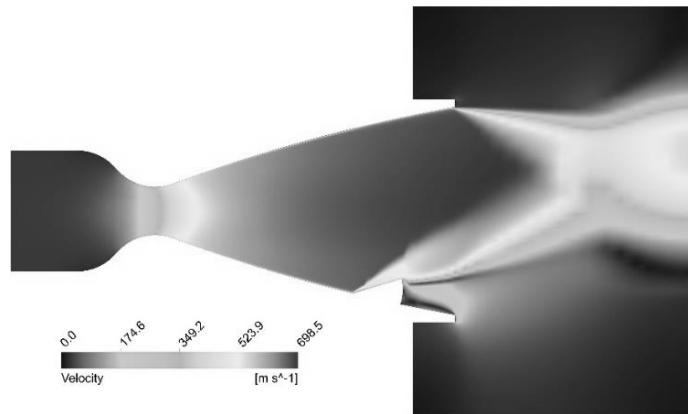


Рисунок 2. Картина течения по сопловому каналу с рамповым интерцептором при минимальной степени нерасчётности.

Картина течения для расчётного случая с наибольшей степенью нерасчётности  $n = 1,2$  показана на рисунке 3. Видно, что область обратного затекания отсутствует и затекания воздуха внутрь сопла через его срез не происходит.

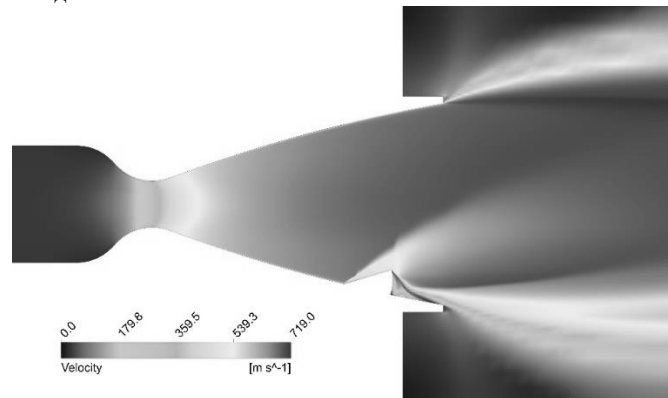


Рисунок 3. Картина течения по сопловому каналу с рамповым интерцептором при минимальной степени нерасчётности.

На рисунке 4 показаны график зависимости степени нерасчётности сопла от давления в камере сгорания и графики боковой тяги и силе, действующей на орган управления в поперечной плоскости канала, то есть силе, создающей боковую тягу. Все характеристики приведены на графике в относительных единицах. Сила, приложенная к органу управления, фиксировалась для отслеживания её вклада в боковую силу тяги.

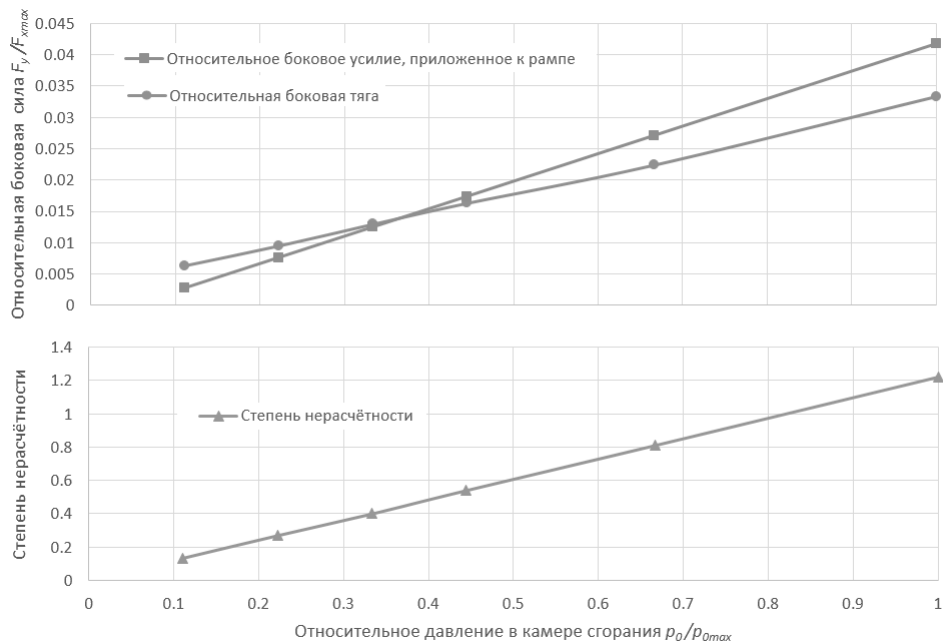


Рис. 4. Графики зависимости силы, приложенной к рампе, боковой силы тяги и степени нерасчётности от давления в камере сгорания в относительных единицах.

По графикам видно, что на низких степенях нерасчётности, когда возвратное атмосферное течение самое интенсивное, сила, приложенная к рампе, меньше боковой силы тяги. Разница между

ними возникает из-за давления, действующего на стенки соплового канала. Величина этой силы во многом определяется возвратным течением через срез сопла, где давление близко к атмосферному.

После некоторой степени нерасчётности, примерно равной 0,5, давление на орган управления создаёт большую силу, чем боковая сила тяги, а значит распределение давления на стенках сопла начинает вносить отрицательный вклад в создание управляющего усилия.

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

#### Библиографический список

1. Калугин В.Т. Аэродинамика органов управления полётом летательных аппаратов. Москва, Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004, 688 с.
2. Babayan M.R., Hojaji M. Experimental investigation of the penetration effects of opposite dual protuberances on thrust vector of a supersonic C-D nozzle //Modares Mechanical Engineering, 2019; 19(7):1741-1750.
3. W. Tiran, R. Cavalleri. CFD evaluation of an advanced thrust vector control concept. 26th Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 90-1900, 1990. DOI:10.2514/6.1990-1900.
4. W. Tiran, R. Cavalleri, H. Readey. Thrust vector control using movable probes //28th Joint Propulsion Conference, AIAA 90-0562, 1990. DOI:10.2514/6.1990-562.
5. W. Tiran, R. Cavalleri, L. Lewis. Experimental and theoretical comparison of the probe thrust vector control concept //27th Joint Propulsion Conference, AIAA 91-2476, 1991. DOI:10.2514/6.1991-2476.
6. P.A. Rainville, A. deChamplain. Unsteady CFD calculation for validation of a multi-vane thrust vector control system // Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2004-3384. DOI:10.2514/6.2004-3384.
7. M.S. Yu, H.H. Cho, K.Y. Hwang, J. C. Bae. Hybrid method for jet vanethermal analysis in supersonic nozzle flow // Journal of thermophysics and heat transfer, vol. 20, No. 3, 2006, p. 614 - 617. DOI: 10.2514/1.17675.

УДК 629.782

#### РАЗВИТИЕ МНОГОРАЗОВЫХ УСКОРИТЕЛЕЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

*Д.М. Губанов<sup>1</sup>, М.А. Падалка<sup>1</sup>*

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

На данный момент известно огромное количество проектов многоразовых ускорителей первой ступени ракеты-носителя. Большинство из них сводится к двум методам приземления многоразовых ускорителей, это либо приземление с помощью оснащенных несущих аэродинамических поверхностей и посадочных устройств, либо приземление, которое использует минимум остатков топлива на торможение с помощью маршевых и управляющих двигателей. Проследим тенденцию предложения различных технических решений с 2000 г. по 2019 г.

Рассмотрим патент Российской Федерации №2148536, В64G 1/14, 10.05.2000. В данном патенте представлен многоразовый ускоритель первой ступени ракеты-носителя. Он состоит из: 1. Корпуса, который содержит в себе носовой отсек вместе с обтекателем, баки для топлива, окислителя и горючего. 2. Двигательный отсек, с ракетной двигательной установкой. 3. Хвостовой отсек и поворотное крыло, куда так же включаются все необходимые устройства для верного поворота и фиксации крыла в различных положениях. Например, при использовании ускорителя в качестве первой ступени ракеты-носителя, поворотное крыло зафиксировано вдоль оси ускорителя и не используется, однако при возвращении ступени на взлетную площадку цельноповоротное крыло разворачивается на 90 градусов для создания достаточной подъёмной силы. Всё перечисленные составляющие показаны на рисунке 1.

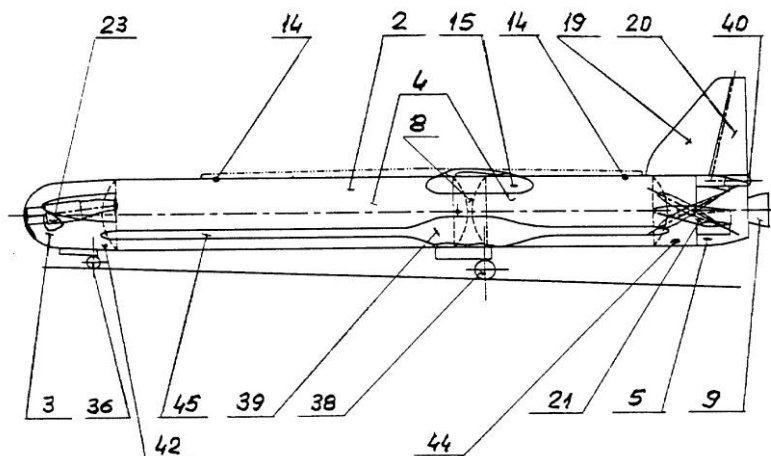


Рис.1. Многоразовый ускоритель первой ступени ракеты-носителя по патенту Российской Федерации №2148536, В64G 1/14, 10.05.2000.

Чтобы поддерживать тягу для управляемого полёта, в данном ускорителе встроена воздушно-реактивная двигательная установка, состоящая из двух двигателей и двух воздухозаборников. Крыло установлено в зоне межбакового отсека, всё оперение расположено в хвостовом отсеке и используется

в роли стабилизаторов. Оперение состоит из двух поворотных консолей с малым отрицательным углом V-образности, и киля на котором расположен руль направления.

Суть изобретения в том, что данный многоразовый ускоритель имеет вид летательного аппарата самолетного типа и сможет обеспечить для себя стабильный и управляемый спуск в различных диапазонах высот и скоростей. На ускорителе имеется две несущие поверхности, что обеспечит нужную устойчивость и управляемость. Данная схема отлично показывает себя на спуске при больших углах атаки (до  $40^\circ$ ), однако требует достаточно сложной конструкции поворота крыла, которая увеличит массу ускорителя. Так же все аэродинамические поверхности вместе воздушно-реактивным двигателем не используются на этапе выведения, что значительно уменьшает массу топлива и увеличивает массу ускорителя.

Далее рассматривается патент Российской Федерации №2321526, В64G 1/14, 10.04.2008, Многоразовый ускоритель ракеты-носителя. Ускоритель состоит из ракетного блока с топливными баками и ракетным двигателем, и несущей аэродинамической поверхности с головным обтекателем. В отличие от предыдущего изобретения, здесь используется схема «низкоплан». Крыло с переменной стреловидностью выполнено в виде платформы-планера, оно состоит из двух частей соединенных шарнирами, где консольная часть имеет возможность складываться под нижней поверхностью корпуса (рис.2.).

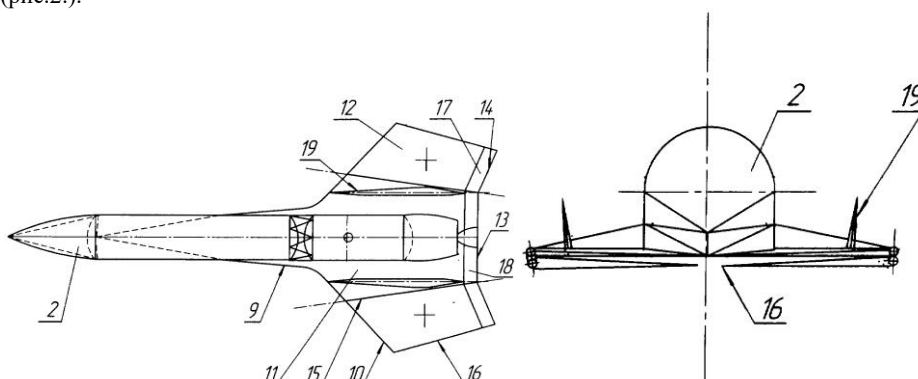


Рис.2. Многоразовый ускоритель ракеты-носителя по патенту Российской Федерации №2321526, В64G 1/14, 10.04.2008, в разложенном и сложенном виде.

На рисунке 3 схематически показана траектория возврата многоразового ускорителя ракеты-носителя к площадке старта.

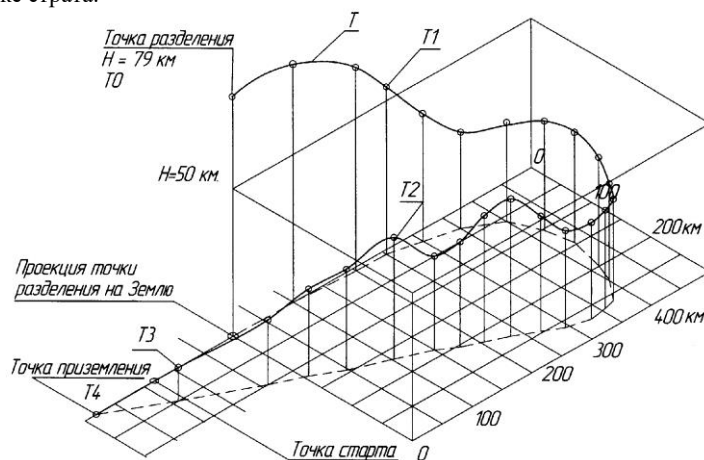


Рис.3. Траектория возврата многоразового ускорителя к точке старта.

Последовательность работы средств возвращения

- разделение ускорителя от ракеты-носителя (момент времени  $T_0$ )
- баллистический полёт в верхних слоях атмосферы с началом разворота по крену в сторону стартовой площадки (момент времени  $T_1$ )
- вход в плотные слои атмосферы с сильным разворотом и поддержанием высоты (момент времени  $T_2$ )
- заход на посадку (момент времени  $T_3$ )
- посадка на взлетно-посадочную полосу (момент времени  $T_4$ )

Одной из общих проблем для возвращаемых ступеней использующие аэродинамические поверхности в своей конструкции, является не выступание задних несущих поверхностей за торец ракеты-носителя. Это требование исходит из обратного, если задние аэродинамические поверхности выходят за торец ракеты-носителя, тогда потребуется изменить конструкцию стартового стола, что создает только лишние проблемы.

Данное изобретение удовлетворяет этому требованию и так же решает задачу создания многоразового ускорителя с конструкцией позволяющей вернуть ускоритель в зону старта за счет использования кинетической энергии и улучшенных аэродинамических характеристик. Так же в данном патенте не используется воздушно-реактивный двигатель при использовании минимума

аэродинамических поверхностей. Данный ускоритель, в виду своей конструкции может использоваться как в тандемных, так и в пакетных схемах ракет-носителей.

Рассмотрим следующий патент, это патент Российской Федерации №2678616, В64G 1/14, 30.01.2019 Способы использования многоразовой первой ступени ракеты-носителя. В патенте описывается способ возвращения многоразового ускорителя по баллистической траектории при помощи маршевых и управляющих двигателей ступени.

Данный способ основывается на запуске ракеты-носителя с самолета, в точке, которая находится на определенном расстоянии от места посадки (космодрома), это расстояние равно земной проекции сумм расстояния активного и пассивного участков траектории полета многоразового ускорителя. Рассмотрим траектории полета способа поэтапно (Рис. 4.)

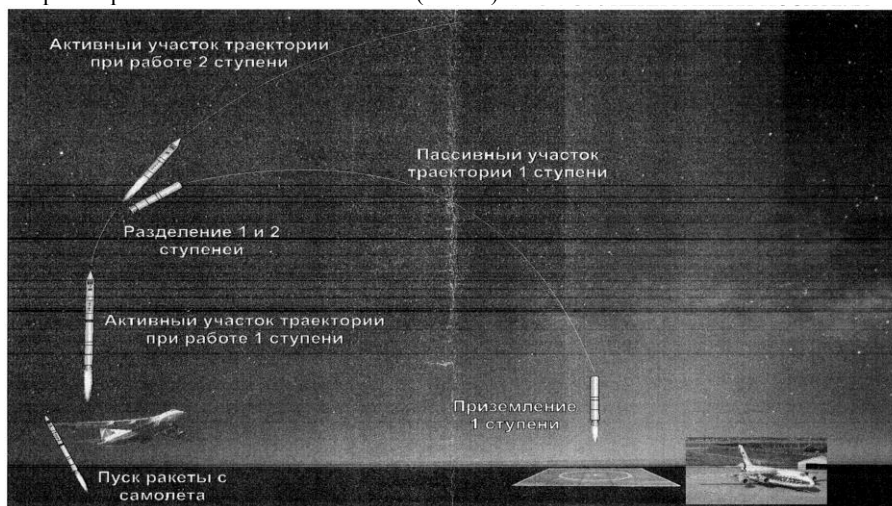


Рис.4. Траектория полета многоразовой первой ступени ракеты носителя

Самолёт с ракетой-носителем поднимается на нужную высоту и заданную точку, описанную выше, и осуществляется пуск ракеты

- пуск ракеты-носителя с самолёта;

Ракета стабилизируется и запускает маршевые двигатели первой ступени:

- активный участок первой ступени;

В завершении работы первой ступени, происходит разделение первой и второй ступеней ракеты-носителя, и запускаются маршевые двигатели второй ступени

- разделение ступеней;

- активный участок второй ступени;

Далее многоразовый ускоритель начинает двигаться на пассивном участке по баллистической траектории, где при помощи двигателей осуществляется её разворот в плоскости тангажа, для полета хвостовым отсеком вниз.

- пассивный участок первой ступени;

При входе в плотные слои атмосферы первая ступень начинает своё торможение, а ближе к поверхности Земли и точки посадки (на космодроме) происходит уменьшение скорости падения до величины близкой к нулю, при помощи двигателей и минимума остатков топлива.

- приземление первой ступени.

Таким образом, данный способ не требует увеличения массы ускорителя за счет добавления аэродинамических несущих поверхностей, механизмов их разворота и фиксации или за счет добавления воздушно-реактивных двигателей. Однако с другой стороны данный способ требует старт ракеты-носителя с самолёта, что накладывает другие ограничения, например на максимальную взлетную массу самолёта и др. Так же нужно рассчитать и оставить в баках необходимое минимальное количество топлива для вертикальной посадки, что уменьшает массу топлива, используемую на разгон ракеты-носителя.

В заключении можно отметить тенденцию развития многоразовых первых ступеней ракет-носителей, с начала 2000 годов основной идеей возвращения многоразового ускорителя было использование аэродинамических несущих поверхностей в сочетании с установкой воздушно-реактивных двигателей. Позже изобрели такой способ возвращения при помощи аэродинамических поверхностей, где не используются дополнительные встроенные воздушно-реактивные двигатели. Однако всё аэродинамические несущие поверхности значительно увеличивали массу конструкции ускорителя, что в свою очередь негативно сказывалось на массе топлива, и лишь относительно недавно придумали способ возвращения многоразового ускорителя не основанный на возвращении при помощи аэродинамических несущих поверхностей. Это способ возвращения многоразового ускорителя первой ступени ракеты-носителя, который летит по баллистической траектории и использует вертикальный спуск и торможение при помощи маршевых двигателей первой ступени. По сравнению с предыдущими вариантами, данный способ сказывается на энергетике многоразового ускорителя меньше всего.

#### Библиографический список

1. Патент №2148536 Российская Федерация, В64G 1/14, 10.05.2000 Многоразовый ускоритель первой ступени ракеты-носителя: № 99122487/28 : заявл. 1999.10.26, опубликовано 2000.05.10/ Киселев А.И., Медведев А.А., Труфанов Ю.Н., Радугин И.С., Кузнецов Ю.Л., Панкевич А.А., Набойщиков Г.Ф., Ушаков В.М., заявитель НИИ «Молния». – 19 с.: ил. – текст: непосредственный

2. Патент № 2321526 Российская Федерация В64G 1/14, 2008.04.10, Многоразовый ускоритель ракеты-носителя № 2006128272/11: заявл 2006.08.04, опубликовано 2008.04.10/ Соколов В.Е., Воинов Л.П. заявитель НИИ «Молния». – 11 с.: ил. – текст: непосредственный

3. Патент №2678616 Российская Федерация, В64G 1/14, 30.01.2019 Способ использования многоразовой первой ступени ракеты-носителя №2017130110, заявл2017.08.24, Опубликовано: 2019.01.30/ Дегтярь В.Г., Калашников В.Н., Мочалов Е.Н., Слета А.В., заявитель АО ГРЦ им В.П. Макеева ». – 8 с.: ил. – текст: непосредственный

**УДК 539.413**

**РАЗРАБОТКА МЕХАНИЧЕСКИ ПОДВИЖНЫХ ПОДВОДНЫХ КРЫЛЬЕВ ДЛЯ ИВСП «СКАТ»**

*М.С. Григорьев<sup>1</sup>, Д.А. Иванов<sup>1</sup>, А.К. Костиков<sup>1</sup>, И.М. Хасенов<sup>1</sup>, С.А. Чириков<sup>1</sup>  
Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

**Аннотация**

В рамках проекта по созданию индивидуального водного транспортного средства передвижения «Скат» рассматривается подзадача разработки механически подвижных подводных крыльев, предназначенных для стабилизации аппарата. В данной работе будет рассмотрено возможное создание таких крыльев, а именно то, какие будут применены профиль крыла, материалы, а также конструктивно-силовая схема (КСС) крыла.

**Ключевые слова:** Конструктивно-силовая схема (КСС), подводное крыло, аэродинамическое крыло, самостабилизация.

**Введение**

Суда на подводных крыльях на сегодняшний момент развиваются и на замену старым приходят новые. Существует множество типов расположения подводных крыльев под днищем судна, но большинство из них применимы для больших судов, на малоразмерных судах установка подводных крыльев не всегда экономична и эффективна. Для уменьшения сопротивления и облегчения конструкции было разработано крыло, которое использует большую часть своей конструкции в создании подъёмной силы.

**Цель работы:** разработка механически подвижного крыла для индивидуального водного средства передвижения «Скат».

**Задачи:**

- Определение подходящего профиля крыла;
- Подбор материалов;
- Определение точек с максимальной нагрузкой в конструкции крыла;
- Разработка КСС крыла;
- Проверка полученной схемы САЕ-системе ANSYS.

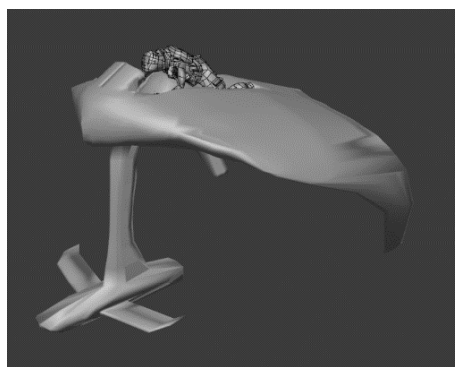
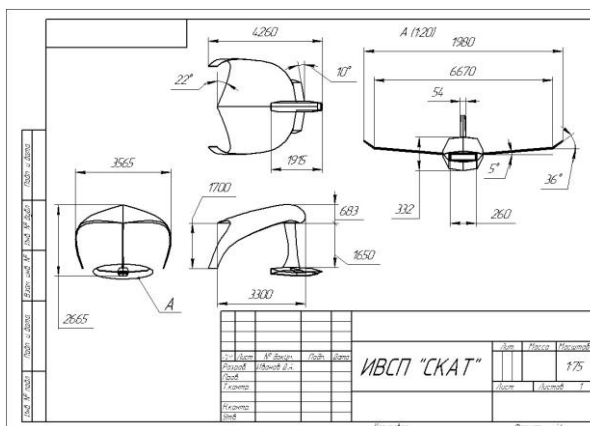


Рис. 5. ИВСП "Скат"

**ИВСП**

Индивидуальное водное средство передвижения (ИВСП) «Скат» (рис.1) относится как классу



судов на подводном крыле, так и к летательному аппарату, использующему экранный эффект, предназначенный для быстрого перемещения человека из одного места в другое на короткие расстояния в водной среде. Состоит из корпуса в форме крыла, передней стойки, «силового блока», передних подводных крыльев и двух задних крыльев. Предназначен для решения проблемы самостабилизации судов, использующих экранный эффект.

Рисунок 6. Чертеж ИВСП «Скат»

#### Выбор аэродинамического профиля

В ходе исследования аэродинамических профилей был выбран следующий профиль - высококонусный профиль 35А (Рис. 3), который используется в разработке ИВСП «Скат».

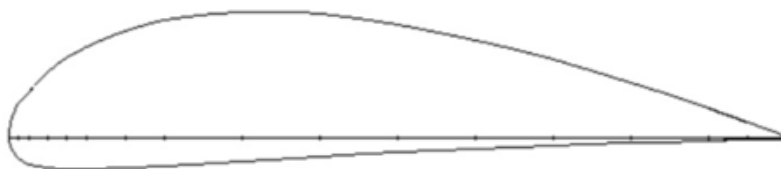


Рисунок 7. Профиль 35А аэродинамического крыла ИВСП "Скат"

Данный профиль был исследован на высотах 0,1, 0,5, 1 и 1,5 метра. В ходе изучения литературы было выявлено соотношение высоты полета и длины средней аэродинамической хорды (САХ)[2], которое обеспечивает наиболее эффективный полет экраноплана. Высота должна быть меньше либо равна половине САХ. После проведения ряда экспериментов на представленных высотах, был получен график зависимости подъемной силы от высоты полета. После исследований данного профиля, высотой, на которой наблюдается наибольший прирост подъемной силы, является 0,5 м. Прирост подъемной силы равен 45%.

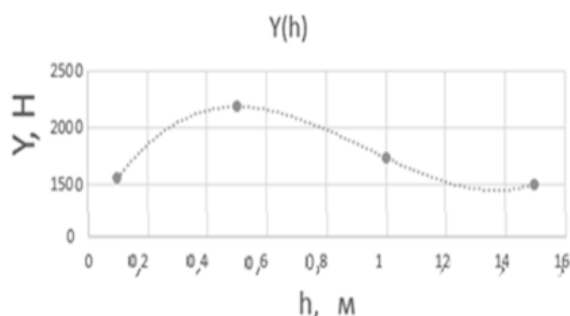


Рисунок 8. Зависимость подъемной силы от высоты над водой для профиля 35-А

Для подводной же части крыла был выбран профиль Clark-Y-5,9%, разработанный в середине 30-х годов, в NASA, для скоростных самолетов.

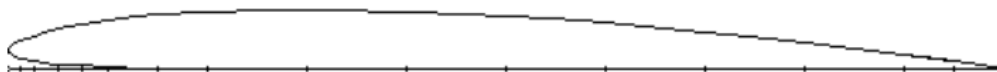


Рисунок 9. Профиль Clark-Y-5,9%

Данная часть крыла не создаёт подъемной силы, а служит для возвращающего эффекта при отклонении ИВСП по крену и его самостабилизации.

#### Подбор материалов

В ходе исследования для ИВСП скат был подобран ряд материалов, которые могут применяться при создании различных элементов его конструкции.

Так для обшивки аппарата могут применяться стеклопластики из-за их высокой прочности, низкой теплопроводности, а также прозрачности для радиоволн, и углепластики на основе алюминия, обладающие меньшей плотностью (до 1,6 г/см<sup>3</sup>) и более высоким модулем упругости по сравнению со стеклопластиковыми.

Для каркаса аппарата и крыла, в частности, может быть применён дюралюминий, зарекомендовавший себя в авиационной промышленности, как раз для создания КСС для крыльев самолётов. Данный сплав обладает высокой прочностью и высокой ударной вязкостью, однако из-за низкой устойчивости к влаге для него требуется специальное защитное покрытие.

Для подводного же крыла в качестве материала был выбран кевлар. Нижняя часть крыла будет представлять собой кевларовый монолит. Кевлар примерно в пять раз прочнее стали, при этом он относительно легкий. Данные качества как раз необходимы для поставленных перед подводным крылом целей по выдерживанию прикладываемых боковых нагрузок и возвращению аппарата в положение равновесия. Очень низкие температуры не оказывают никакого влияния на него, однако он



уязвим для высоких температур, а также присутствие солей и некоторых других примесей, особенно кальция, может повлиять на взаимодействие нитей из-за чего также может требоваться специальное покрытие.

#### **Определение точек с максимальной нагрузкой и разработка КСС крыла**

При исследовании модели ИВСП в САЕ-системе ANSYS, можно увидеть, что наибольшая нагрузка и изгибающий момент приходятся как раз на место изгиба крыла. Соответственно, нужно подобрать такую схему, при которой у нас была бы достаточная прочность конструкции, при которой бы сохранялась её целостность. Значением максимальной нагрузки, которую должна выдержать схема, было принято значение в 3000 Н.

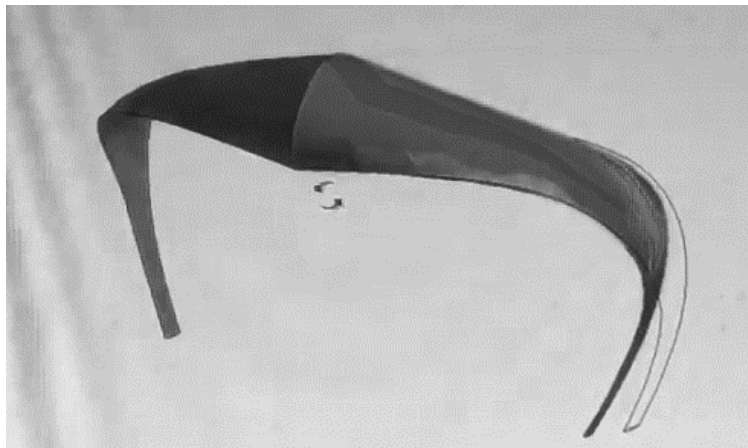


Рисунок 10. Модель напряжений на крыле при изгибе

Выбор конструктивно-силовой схемы крыла определяется:

- 1) компоновкой крыла - наличием в обшивке люков для обслуживания расположенных в крыле агрегатов оборудования, наличием в крыле бака для топлива;
- 2) компоновкой фюзеляжа - наличием достаточных объемов для центральной части крыла в фюзеляже;
- 3) требованием жесткости.

Для нашей работы основополагающим является требование жёсткости конструкции крыла, особенно в месте сгиба крыла. Исходя из этого, была выбрана двухланжеронная схема, для обеспечения максимальной жёсткости конструкции для противодействия внешним нагрузкам.

Подводная часть крыла из-за небольшой толщины в КСС не нуждается и будет представлять собой монолитную кевларовую конструкцию. Данный материал позволит обеспечить необходимую прочность и жёсткость конструкции при сравнительно малой массе.

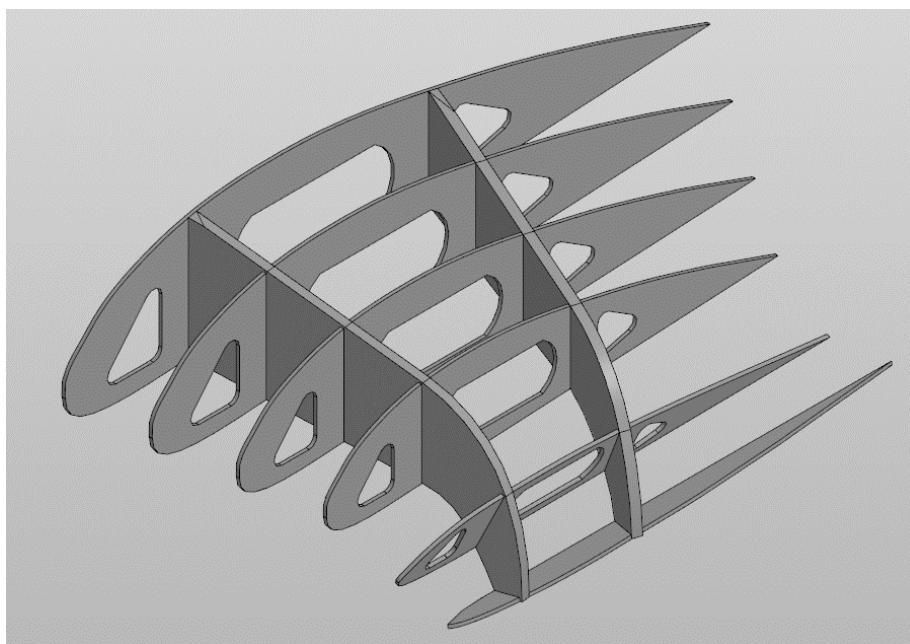


Рисунок 11. Устройство КСС

**Проверка полученной схемы САЕ-системе ANSYS**

После разработки КСС крыла была произведена её проверка в системе ANSYS на изгиб и максимальный напряжения. При приложении к подводной части крыла силы равной 3000 Н были получены следующие данные:

- Максимальное напряжение: 160 Мпа;
- Максимальная упругая деформация: 0,004605;
- Максимальная деформация: 0,14069 м.

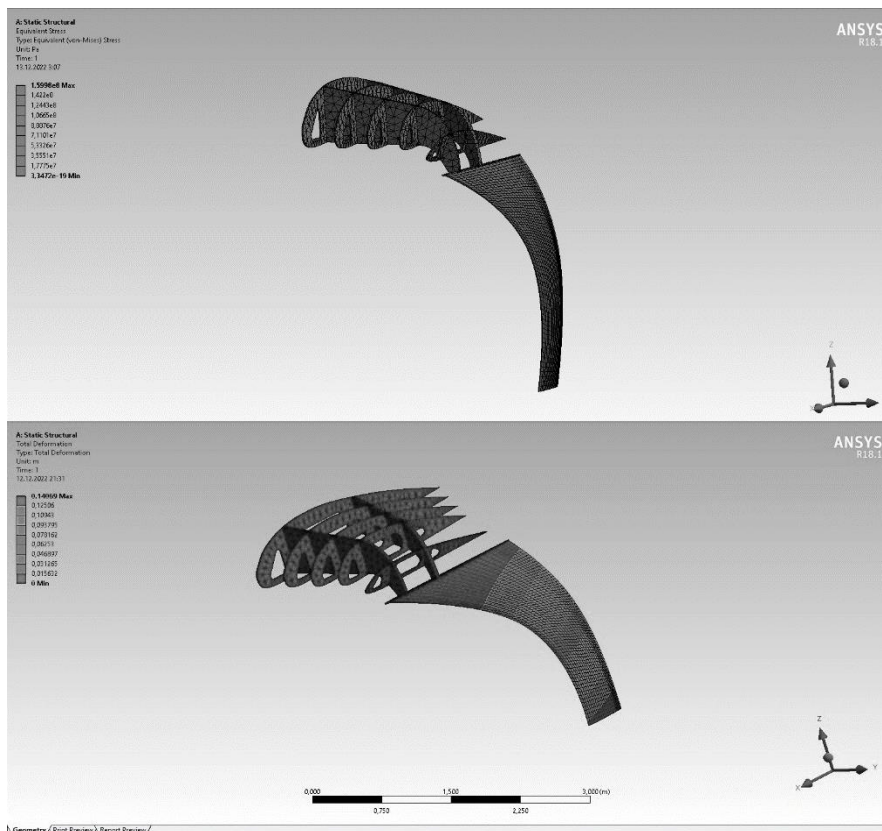


Рисунок 12. Анализ КСС в системе ANSYS (напряжение и деформация)

Напряжение и деформация являются достаточно большими, но за счёт схемы и выбранной конструкции схемы крыла, система должна выдержать.

### Заключение

На данный момент осуществляется дальнейшая разработка конструктивно-силовой схемы крыла, а также дальнейшее изучение материалов, которые планируется применять в конструкции ИВСП «Скат». Также будут проводиться дальнейшие исследования полученной системы в САЕ-системе ANSYS.

### Библиографический список

1. Что такое фойлборд [Электронный ресурс] // Вода-Берег - яхты, страны, путешествия, lifestyle: [сайт]. URL: <https://vodabereg.ru/lifestyle/что-такое-foilbord/> (дата обращения: 29.11.2022).
2. Белавин, Н. И. Экранопланы (по данным зарубежной печати). — 2-е изд. — Л. : Судостроение, 1977. — 232 с.
3. Airfoils A to Z // [Электронный ресурс]. — 2022. URL: <http://airfoiltools.com/> (дата обращения: 29.11.2022).
4. Дементьев, В. А. Методологические аспекты создания экранопланов [Текст] : учеб. пособие / В. А. Дементьев, В. В. Крапивин. - Н. Новгород : Нижегород. гос. техн. ун-т им. Р. Е. Алексеева, 2012. - 78 с. : ил. - Библиогр.: с. 71-78.

УДК 551.507.362.1

### РАЗРАБОТКА СТАБИЛИЗАЦИИ ДЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ Д.А. Бобров<sup>1</sup>, В.-М.И. Подгорная<sup>1</sup>, Б.С. Карасев<sup>1</sup>, Ю.С. Халтаева<sup>1</sup>

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

В рамках проекта студенческого конструкторского бюро разработан многофункциональный ракетный комплекс, состоящий из ракеты-носителя и стартового стола, для доставки полезной нагрузки (далее ПН) на максимальную высоту. Целевое назначение комплекса варьируется в зависимости от назначения модуля ПН, установленного в ракету-носитель.

В ходе испытаний данного комплекса было выявлено множество серьезных недочетов. Для их устранения был выделен ряд задач. Одной из таких задач является требование сделать конструкцию более легкой без потерь в запасе прочности.

Изменение массы ракеты-носителя приводит к смещению ее центра масс относительно центра давления. Исходя из этого для лучшей стабилизации была полностью переработана конструкция стабилизаторов. Ранее они изготавливались только с помощью аддитивных технологий. Теперь - с использованием аддитивных и композитных технологий. Данная комбинация обеспечивает достаточный запас прочности, и при этом имеет меньшую массу.

Идея заключается в том, чтобы облегчить конструкцию детали путем замены цельной печати на каркас с обшивкой. Делается оболочка из композитных материалов с внутренней силовой частью выполненной с помощью аддитивных технологий. Для уменьшения массы детали спроектирована сетчатая конструкция (Рис. 1).

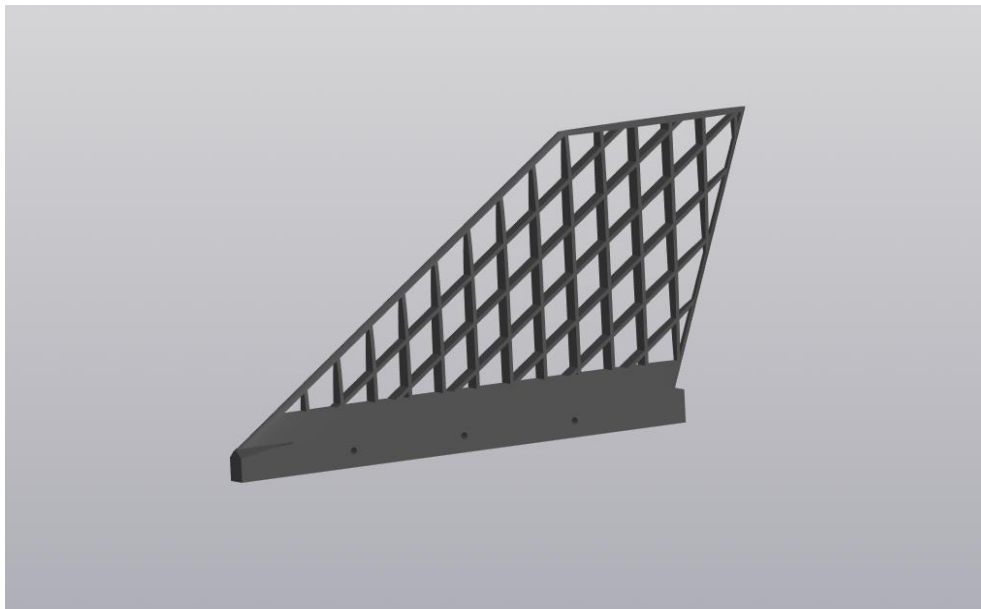


Рис. 1

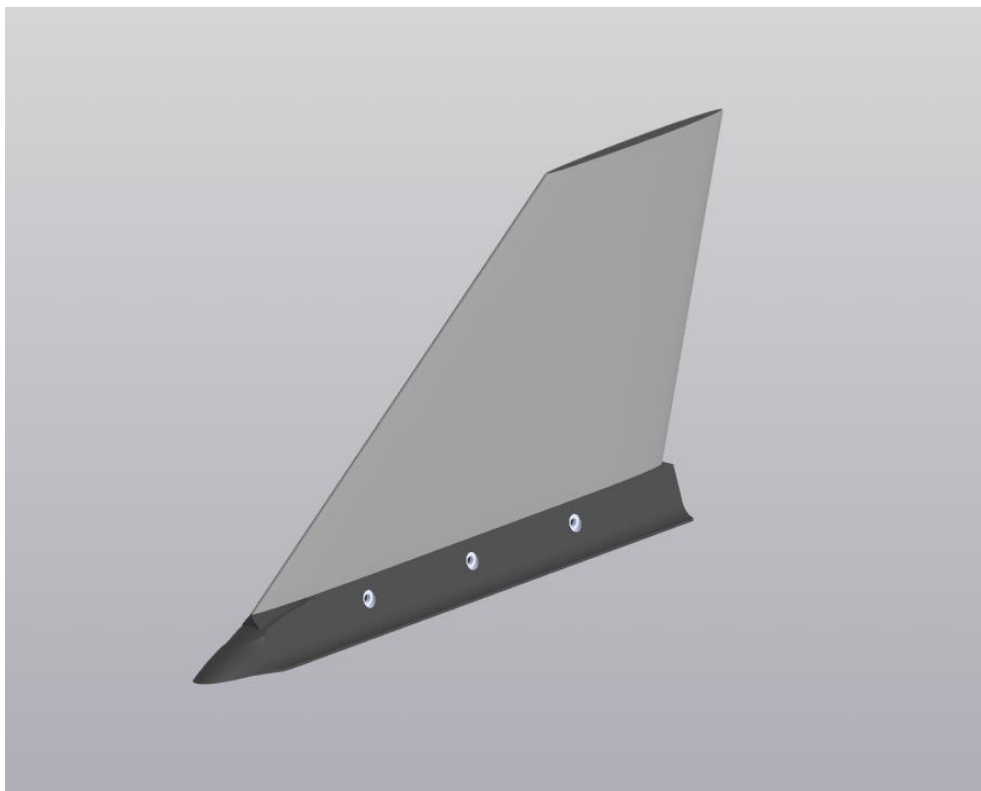


Рис. 2

Для изучения возникающих напряжений в стабилизаторе при боковой ветровой нагрузке в 30 м/с проведены расчеты в среде ANSYS (Рис. 3).

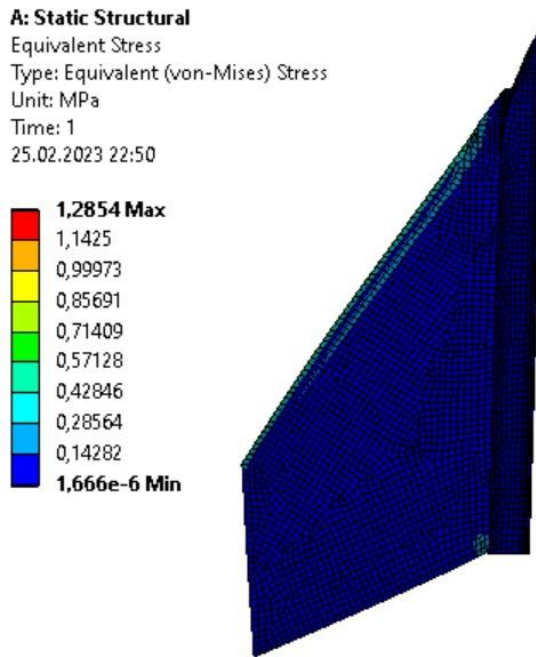


Рис. 3

Важным также является аэродинамические качества для получения которых проведен расчет в среде SOLIDWORKS Flow Simulation (Рис. 4).

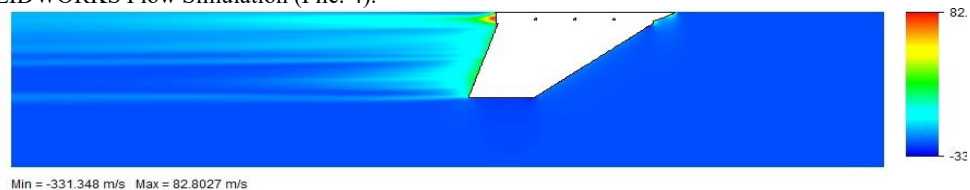


Рис. 4

Данное решение применимо не только для стабилизаторов конкретной ракеты-носителя но и для аналогичных.

#### Библиографический список

1. Мальцева О. А., Юденков В. Э., Голованских О. И. Проектирование сверхлёгкой ракеты-носителя измерительного оборудования «РН-Д1» // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения 2021. – М.: Издательство «Перо», 2021. – Мб.
2. Real Rockets [Электронный ресурс] // <http://real-rockets.ru/> (дата обращения: 24.11.2022).
3. Власенко Е. А., Юденко В. Э., Карасев Б. С. Ракета-носитель РН-Е8 как средство метеорологических исследований // Аэрокосмическая декада 2021 сборник трудов XIV Всероссийской научно-технической студенческой школы-семинара. Издательство: Общество с ограниченной ответственностью «Издательство Типография «Ариал» Симферополь, 2021, с. 201-204
4. Алямовский А.А. SolidWorks Simulation. Как решать практические задачи. СПб.: БХВ-Петербург, 2012

УДК 533.6.011

#### РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ РЕАЛЬНОГО ГАЗА И ИЗМЕРЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ЗА ОТРАЖЕННЫМИ УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ РАЗЛИЧНОЙ ИНТЕНСИВНОСТИ

*А.В. Масюкевич, К.И. Белов, Ф.А. Орлов*  
 ФТИ им. А.Ф. Иоффе, Санкт-Петербург, Россия  
 e-mail: [79313165906@yandex.ru](mailto:79313165906@yandex.ru)

#### Аннотация

В настоящей работе представлены результаты расчета газодинамических параметров с учетом диссоциации за отраженной ударной волной в широком диапазоне чисел Маха. Проведено сравнение полученных расчетных данных с результатами экспериментов, выполненных на ударной трубе ФТИ им. А.Ф. Иоффе. Для измерения параметров газа за отраженной ударной волной, в торцевой части камеры низкого давления была установлена заглушка, в которой были установлены пьезоэлектрические датчики давления. Определена граница применимости идеальной теории, показана необходимость учета диссоциации газа при высоких числах Маха падающей ударной волны. Также определен корректирующий коэффициент, показывающий отличие экспериментальных данных, полученных на данной установке от рассчитанных по идеальной теории.

#### Введение

Импульсные газодинамические установки, в частности, ударные трубы, являются эффективным инструментом для изучения широкого спектра физических явлений, которые можно разделить на два основных направления. В первом случае исследуются процессы, происходящие непосредственно в самом рабочем газе при его взаимодействии с ударными волнами. Во втором случае ударная труба используется в качестве средства создания высокоскоростного потока газа и предметом исследования являются процессы, возникающие при его взаимодействии с поверхностью модели. В таком случае, помимо камеры низкого и высокого давления ударной трубы, установка дополняется сверхзвуковым соплом, выходящим в демпферный бак.

Принципиальным условием получения достоверных результатов является контроль параметров ударно нагретого газа при входе в сверхзвуковое сопло, особенно в случае высоких чисел Маха падающей ударной волны. В экспериментах на ударной трубе со сверхзвуковым соплом параметры на его входе определяются состоянием газа, реализуемым в результате двойного ударного сжатия: сначала падающей ударной волной, затем – отраженной от торца ударной трубы. Расчет параметров газа в ударной трубе, как правило, осуществляется на основании измеренной в эксперименте скорости движения ударной волны. Для сравнительно малых чисел Маха ударной волны расчет параметров газа проводится по формулам, соответствующим идеальному газу с постоянным значением показателя адиабаты. Такой расчет целесообразен для течения одноатомного газа при малых значениях числа Маха ударной волны.

Расчет течения в ударной трубе сложных газов (в данном случае речь идет об азоте) при больших числах Маха ударной волны требует учета реальных свойств самой среды и физико-химических превращений, возникающих при ударном нагреве, поскольку различие параметров расчета реального и идеального газов становится существенным. Таким образом, расчет течения азота в ударной трубе приобретает принципиальное значение уже на стадии планирования эксперимента. Важность учета реальных свойств газа следует из сравнения результатов расчета параметров азота за отраженной ударной волной по различным физическим моделям. Различие в распределении параметров для случаев учета химических превращений и без их учета наблюдается при числах Маха  $M_1 > 6$ .

#### Математическая модель

Для адекватной оценки термодинамического состояния азота на входе в сопло была создана компьютерная программа расчета параметров газа за отраженной ударной волной при заданном числе Маха волны, начальном давлении газа и его температуре. Газовая среда рассматривалась как смесь пяти компонентов  $N_2$ ,  $N$ ,  $N_2^+$ ,  $N^+$ ,  $e^-$  – молекулярного и атомарного азота, их однозарядных ионов и электронов. Термодинамические параметры этих компонентов взяты из работы [1], где значения энтальпии и константы равновесия заданы в виде таблиц как функции температуры. В программе вместо таблиц использовались полиномиальные аппроксимации этих значений, что позволило сформировать программу единственным исполнимым файлом. Расчет прекращается при достижении температуры верхней границы 20 000 К диапазона изменения температуры в данных [2].

Программа написана на языке Pascal с использованием оболочки визуального программирования Delphi 7 и работает в среде операционных систем семейства Windows и имеет стандартный графический интерфейс. Программа имеет два режима работы. Основной режим заключается в расчете параметров за падающей и отраженной ударной волной. Второй режим может считаться дополнительным. В этом режиме производится расчет состава смеси компонентов азота при заданных температуре и давлении.

Расчет параметров азота включает решение системы уравнений сохранения (массы, импульса и энергии), которые в системе координат, связанной с фронтом падающей ударной волны, выглядят так [3]

$$\begin{cases} \rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \\ p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \\ h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \end{cases} \quad (1)$$

Здесь индексы 1 и 2 относятся к параметрам газа перед фронтом ударной волной и за ней соответственно;  $u_k$ ,  $p_k$ ,  $\rho_k$ ,  $h_k$  – скорость, давление, плотность и энтальпия газа в соответствующей области. Для решения поставленной задачи система (1) должна быть дополнена термическим и калорическим уравнениями состояния:

$$\begin{cases} \rho_2 = p_2 \mu_2 (p_2, T_2) / RT_2 \\ h_2(T_2) = (h_{2D}^{mol} + h_{2I}^{mol}) / \mu_2 \end{cases} \quad (2)$$

Здесь  $R$  – универсальная газовая постоянная,  $h_{2D}^{mol}$ ,  $h_{2I}^{mol}$  – мольные энтальпии диссоциации и ионизации азота, являющиеся функциями температуры,  $\mu_2$  – молярная масса газовой смеси за фронтом ударной волны.

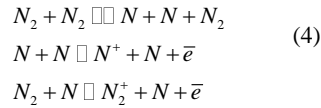
Выражения для энтальпий, входящих в (2), имеют вид

$$\begin{aligned} h_{2D}^{mol} &= h_{A_2}^{mol} (1 - \alpha) + (2h_A^{mol} + D^{mol}) \alpha \\ h_{2I}^{mol} &= (h_{A_2^+}^{mol} + I_{A_2^+}^{mol}) \beta_{A_2^+} + (h_{A^+}^{mol} + I_{A^+}^{mol}) \beta_{A^+} + h_e^{mol} \beta_e \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь  $h_{2k}^{mol}$  – мольная энтальпия  $k$ -той компоненты, зависимость которой от температуры задана таблицей [2];  $D^{mol}$  – мольная энергия диссоциации азота;  $I_k^{mol}$  – мольная энергия ионизации  $k$ -той

компоненты,  $\alpha$ ,  $\beta_k$  – коэффициент диссоциации молекул азота и ионизации  $k$  компоненты, которые выражаются через соответствующие мольные доли.

Мольные доли компонентов смеси определяются из уравнений равновесия, описывающих диссоциацию и ионизацию [2]



Переход к мольным долям позволяет связать их с константами равновесия химических реакций при данных температуре и давлении смеси.

С учетом выражения  $\sum_{i=1}^5 X_i = 1$  и условия электронейтральности получаем замкнутую систему определения 5 мольных долей компонентов смеси. В уравнениях этой системы константы равновесия заданы функциями температуры. Далее по известным молярным долям рассчитывают молярную массу смеси. Коэффициенты ионизированных компонентов, входящие в выражение для энтальпии ионизации (3), выражены через их мольные доли.

Система уравнений (1) и (2) решается методом итераций и позволяет определить параметры за ударной волной. Результатом решения является набор параметров (5), описывающих состояние газа за падающей УВ.

$$T_2, p_2, u_2, \rho_2, h_2, \mu_2 \quad (5)$$

В рамках этого цикла при расчете состава смеси также методом итераций решается система уравнений для определения мольных долей компонентов смеси. В результате решения этой системы имеем набор значений мольных долей компонентов при текущих значениях температуры и давления смеси.

Рассчитанные значения (5) являются исходными для расчета параметров за отраженной УВ. В этом случае система уравнений сохранения выглядит следующим образом (индекс 5 относится к области за отраженным УВ, а индекс 2 - за падающим УВ):

$$\begin{cases} \rho_2(u_1 - u_2 + u_5) = \rho_5 u_5 \\ p_2 + \rho_2(u_1 - u_2 + u_5)^2 = p_5 + \rho_5 u_5^2 \\ h_2 + \frac{(u_1 - u_2 + u_5)^2}{2} = h_5 + \frac{u_5^2}{2} \end{cases} \quad (6)$$

#### Обсуждение результатов расчета

На рис. 1 показаны температуры и давления в области торможения в зависимости от интенсивности падающей ударной волны для трех различных значений начального давления  $p_1=1, 10, 100$  торр. Изменение характера нарастания зависимости  $T_5(M_1)$  в области  $M_1 \sim 6$  соответствует тому, что диссоциация молекулярного азота начинает существенно влиять на термодинамические параметры за отраженной ударной волной. Влияние ионизации на параметры азота остается пренебрежимо малым во всем представляющим интерес с точки зрения практики диапазоне  $M_1 < 15$ . В отличие от температуры, давление азота за отраженной ударной волной, рассчитанное с учетом диссоциации и ионизации, оказывается больше давления, вычисленного по идеальной теории ударной трубы [3], за счет увеличения концентрации частиц, вызванного данными процессами. Таким образом, отличие параметров за отраженной УВ от вычисленных по модели идеального газа определяется изменением химического состава азота, а именно появлением значительной мольной доли атомов азота (N), атомарного ( $N_+$ ) и молекулярного ( $N_2^+$ ) ионов.

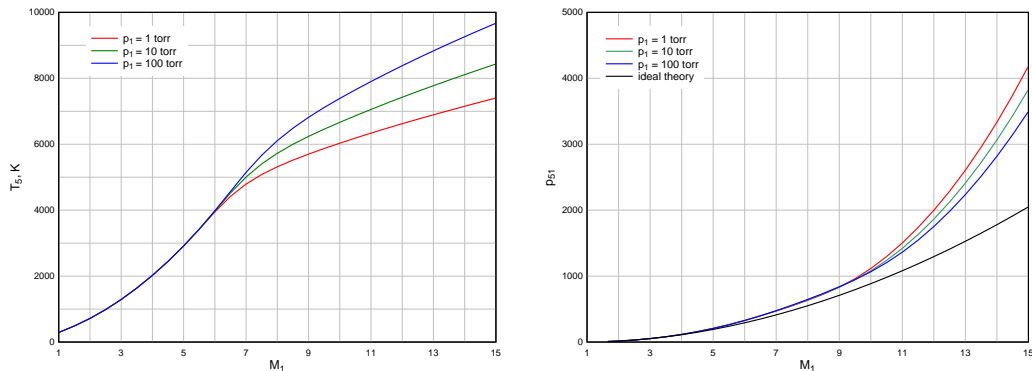


Рис. 1. а) Зависимость температуры в области отражения ударной волны от ее интенсивности при различном начальном давлении; б) Зависимость температуры в области отражения ударной волны от ее интенсивности при различном начальном давлении

На рис. 2 показана зависимость химического состава среды за отраженной ударной волной от интенсивности падающей ударной волны. Видно, что при  $M_1 < 15$  доля ионов в смеси не превышает

$10^{-3}$  от общего числа частиц, что позволяет производить расчет параметров азота в этом диапазоне изменения числа Маха в рамках двухкомпонентной модели, т.е. без учета ионизации. Уменьшение молярной массы смеси в этом случае (рис. 2б) обусловлено диссоциацией молекулярного азота.

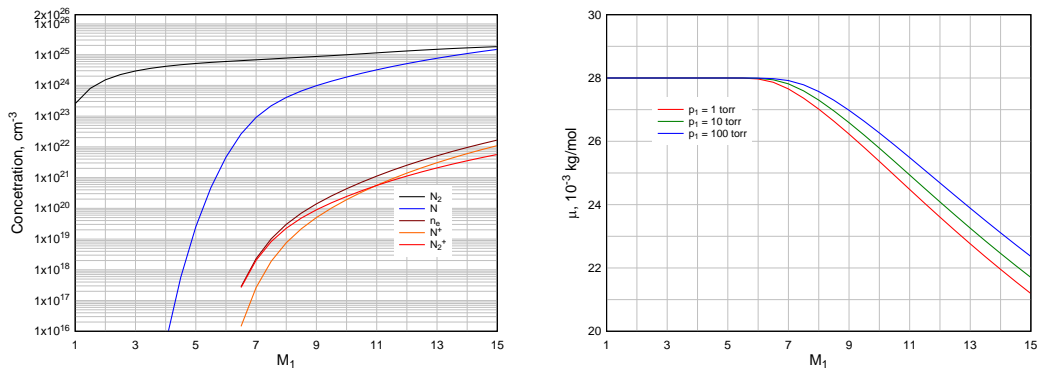


Рис. 2. а) Зависимость мольных долей атомов азота ( $N$ ), атомарного ( $N^+$ ) и молекулярного ( $N_2^+$ ) ионов в области отражения от интенсивности падающей ударной волны при начальном давлении 10 torr; б) Зависимость молярной массы азота за отраженной УВ от интенсивности падающей ударной волны при начальных давлениях 1, 10, 100 torr.

Результаты расчета по двухкомпонентной модели сравнивались с данными работы [4], где приведены значения газодинамических параметров за падающей и отраженной ударной волной.

На рис. 3 показано сравнение зависимости температуры и давления за отраженной ударной волной, полученной в настоящей работе (сплошная линия) с данными [4] (штриховая линия). Расчет в обоих случаях проводился при начальном давлении  $P_1 = 0.01316$  atm. Как видно из рисунка, в практически интересном диапазоне чисел Маха падающей ударной волны  $6 < M < 10$  отличие температуры в сравниваемых случаях не превосходит 4%. Различие давлений смеси за отраженной ударной волной ещё меньше и составляет величину менее 1%. По нашему мнению, эти небольшие отличия связаны с заданием в Azot\_5.exe более современных значений термодинамических параметров [1], описывающих энергетические состояния атомов и молекул.

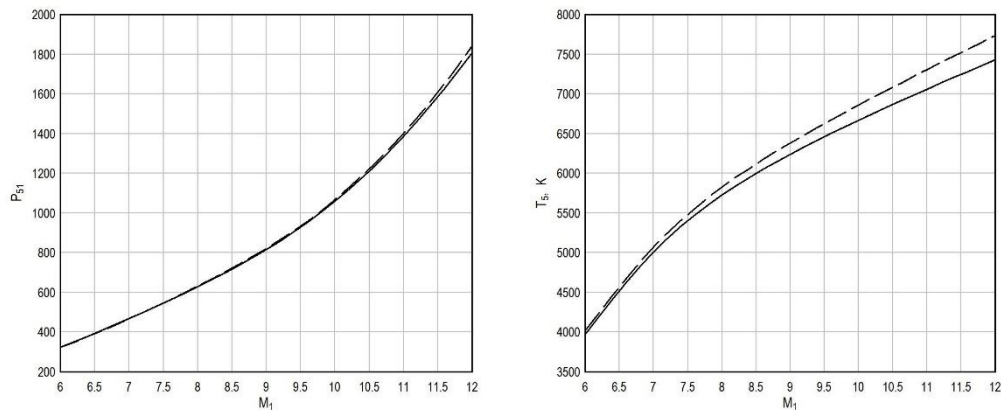


Рис. 3. а) Зависимость температуры за отраженной ударной волной: сплошная линия – расчет с помощью Azot\_5.exe, штриховая линия – данные работы [3]; б) Зависимость давления за отраженной ударной волной: сплошная линия – расчет с помощью Azot\_5.exe, штриховая линия – данные работы [3].

### Экспериментальная часть

Эксперименты производились на малой ударной трубе (МУТ), состоящей из камеры высокого давления (КВД) и камеры низкого давления (КНД). Ударная труба непосредственно соединена с измерительной секцией с торцом из сплава алюминия, а затем через диафрагменный блок с демпферным баком. КВД представляет собой канал круглого сечения длиной 100 см и внутренним диаметром 5 см для напуска толкающего газа. Перед экспериментом КВД откачивается безмасляным форвакуумным насосом до давления 10 Pa, затем заполняется толкающим газом.

КНД — это труба круглого сечения длиной 432.5 см и диаметром 5 см, которая заполняется рабочим газом (в данной работе это был азот). Контроль вакуума и рабочего давления производится с помощью датчика Пирани InstruTech CVG101GS. Погрешность измерения давления в КНД не превышала 10%. Камера откачивается до давления ~5 Pa, затем заполняется рабочим газом; диапазон рабочих давлений от 100 до  $1.5 \cdot 10^4$  Pa. КНД от КВД отделяется алюминиевой диафрагмой толщиной 0.4 мм, расположенной в диафрагменном блоке между камерами. Перед диафрагмой установлен крестообразный нож, который способствует раскрытию диафрагмы при известном давлении и предотвращает отрыв осколков диафрагмы и их увлечение потоком. Раскрытие диафрагмы происходило при  $p_4 = 20 \pm 1$  atm.

После раскрытия диафрагмы в ударной трубе начинается истечение газа из КВД и формируется падающая ударная волна. Измерение скорости ударной волны в измерительной секции осуществлялось с помощью двух пьезоэлектрических датчиков давления, расположенных на расстоянии 52 мм друг от друга. Сигналы с датчиков давления поступали на цифровой осциллограф TDS-2024С, подключенный к компьютеру. Длительность временной развертки осциллографа в данных экспериментах составляла 100  $\mu\text{s}$ , шаг временного интервала — 0.04  $\mu\text{s}$ . Погрешность измерения скорости ударной волны не превышала 5%

Для измерения давления за фронтом отраженной ударной волны в конце канала низкого давления установлена торцевая заглушка, в которой выполнены отверстия для установки датчиков давления. В этих отверстиях были установлены два пьезодатчика Сунцова диаметром 4 мм и один сертифицированный датчик РСВ М113А21 диаметром 5.5 мм. В каждом эксперименте регистрировались сигналы с пьезодатчиков, установленных в измерительной секции и на торце. Измерение давления  $p_5$  за фронтом отраженной от торца ударной волны осуществлялось при помощи датчика РСВ 15627, подключенного к цифровому осциллографу. Давление  $p_2$  за падающей ударной волной измерялось при помощи датчика РСВ 15628, расположенного в измерительной секции.

#### Результаты

Эксперименты по измерению давления за фронтом падающей и отраженной ударной волны были выполнены при различных начальных значениях давления азота в канале низкого давления в диапазоне  $p_1=2-50$  торг. Список газодинамических режимов МУТ приведен в таблице 1.

**Таблица 1.** Режимы работы малой ударной трубы в экспериментах по измерению скорости падающей ударной волны.

№	Начальные данные		Расчетные данные			Результаты эксперимента		
	$P_4$ , atm	$P_1$ , torr	$M_{\text{theory}}$	$P_{2\text{theory}}$ , atm	$P_{5\text{theory}}$ , atm	$M_{\text{exp}}$	$P_{2\text{exp}}$ , atm	$P_{5\text{exp}}$ , atm
1	21	1	11.12	0.157	1.4	9.82	0.15	1.51
2	20	1.5	10.51	0.205	1.73	9.19	0.20	1.73
3	20	2	10.14	0.247	2.04	8.74	0.25	2.24
4	20	3	9.61	0.344	2.82	8.43	0.29	2.89
5	20	5	8.93	0.498	4.05	7.87	0.46	4.21
6	20	7	8.47	0.588	4.71	7.24	0.55	4.75
7	20	10	7.99	0.806	6.42	7.09	0.71	6.02
8	20	12	7.74	0.787	6.06	6.40	0.80	6.38
9	20	15	7.44	0.895	6.79	6.12	0.88	7.00
10	20	20	7.05	1.14	8.62	6.00	1.08	8.00
11	20	25	6.75	1.34	9.91	5.80	1.19	8.44
12	19.5	30	6.48	1.42	10.2	5.47	1.23	8.64
13	20	40	6.13	1.60	11.1	5.03	1.40	9.30
14	20	50	5.84	1.56	10.1	4.46	1.66	11.92

На рис. 4 приведена зависимость числа Маха  $M_1$  падающей ударной волны от отношения давления  $p_4$  в КВД ударной трубы к давлению  $p_1$  в канале низкого давления. Экспериментальные результаты обозначены точками, сплошной линией – теоретическая зависимость, вычисленная по элементарной теории ударной трубы [3]:

$$\frac{p_4}{p_1} = \left( \frac{2\gamma_1 M_1^2 - \gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1} \right) \left[ 1 - \frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_1 + 1} \left( M_1 - \frac{1}{M_1} \right) \frac{a_1}{a_4} \right]^{\frac{2\gamma_4}{\gamma_4 - 1}} \quad (7)$$

Здесь  $\gamma_4$  и  $\gamma_1$  – показатели адиабаты толкающего и рабочего газа, соответственно,  $M_1$  – число Маха падающей ударной волны,  $a_4$  и  $a_1$  – скорости звука в толкающем и рабочем газе, вычисляемые по формуле  $a = \sqrt{\frac{\gamma RT}{\mu}}$ , где  $\mu$  – молекулярный вес рабочего или толкающего газа, R – универсальная

газовая постоянная.

Экспериментальные значения числа Маха меньше расчетных на 10-15%, что связано с диссипативными процессами на стенках ударной трубы [5,6].

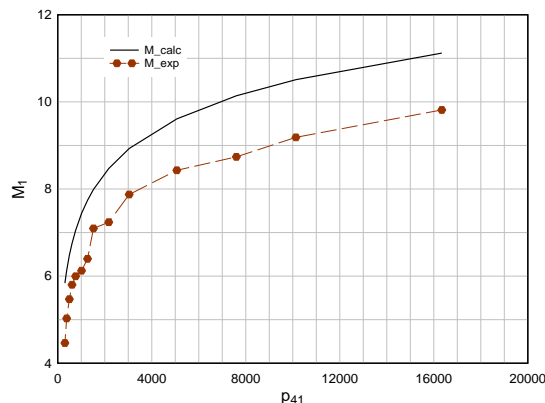




Рис. 4. Экспериментальные и расчетные числа Маха падающей ударной волны в зависимости от отношения давлений газа в КВД и КНД [3].

Результаты измерений давления за фронтом падающей ударной волны приведены на рис. 5 в безразмерном виде. Точками на этом рисунке обозначены результаты измерений, сплошной линией – зависимость отношения давления за фронтом ударной волны к начальному давлению от числа Маха для политропного газа, хорошо известная из теории [3]:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_1^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \quad (8)$$

Здесь  $M$  – число Маха падающей ударной волны,  $\gamma$  – показатель адиабаты рабочего газа. Поскольку при  $M_1 < 10$  температура азота за падающей ударной волной не превышает 4500 К, то степень диссоциации молекулярного азота мала и зависимость (8) допустимо использовать для расчета давления  $p_2$  за падающей ударной волной. Некоторое несовпадение объясняется погрешностью измерения давления за падающей ударной волной.

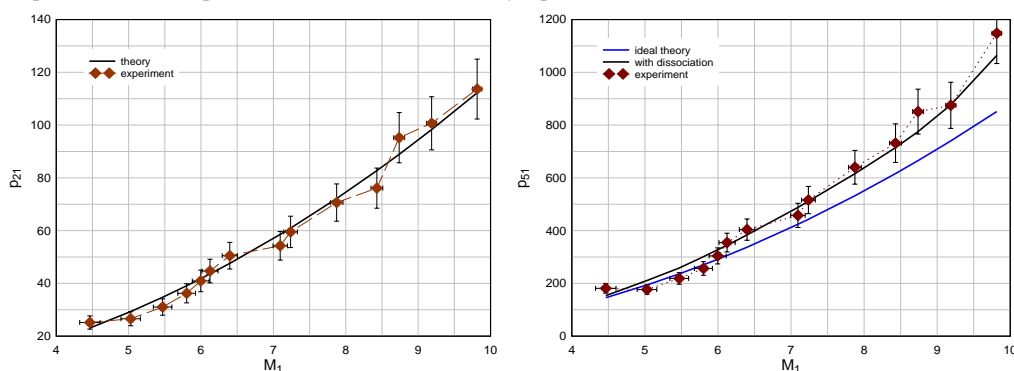


Рис. 5. (а) Экспериментальные и расчетные скачки давления на фронте ударной волны в зависимости от числа Маха падающей ударной волны; (б) Экспериментальные и расчетные отношения давления за отраженной ударной волны к начальным давлениям в КВД в зависимости от числа Маха падающей ударной волны. Точки – экспериментальные результаты, сплошная синяя линия – теоретическая зависимость для политропного газа, сплошная черная линия – расчетная зависимость с учетом диссоциации и азота за отраженной ударной волной.

На рис. 5 приведена зависимость отношения давления за отраженной ударной волной  $p_5$  к начальному давлению в канале  $p_1$  от числа Маха падающей ударной волны. Экспериментальные результаты обозначены точками, сплошными линиями – теоретическая зависимость для политропного газа [3]:

$$\frac{p_5(M_1)}{p_1} = \frac{p_2(M_1)}{p_1} \cdot \frac{(3\gamma-1)\frac{p_2(M_1)}{p_1} - (\gamma-1)}{(\gamma-1)\frac{p_2(M_1)}{p_1} + (\gamma-1)} \quad (9)$$

Здесь  $p_2(M_1)$  – давление за падающей ударной волной, определяемое соотношением (2),  $\gamma$  – показатель адиабаты рабочего газа. Необходимость учета диссоциации азота за отраженной ударной волной при  $M_1 > 5$  объясняется тем, что в этом случае температура азота превышает 4000 К и становится значительной мольная концентрация атомарного азота. Как было показано выше, ионизацией атомарного и молекулярного азота в этом случае можно пренебречь, так как для этого требуются температуры более 10000 К, которые могут быть достигнуты при  $M_1 > 15$ , тогда как в рассмотренных режимах работы ударной трубы  $M_1 < 10$ .

Видно, что в диапазоне чисел Маха  $M_1 = 4-10$  с учетом погрешности измерения давления за отраженной ударной волной экспериментальные результаты показывают приемлемое согласие с теорией. Следует отметить, что расчетная зависимость  $p_5(M_1)/p_1$ , построенная с учетом диссоциации азота за отраженной ударной волной, значительно лучше соответствует полученным экспериментальным данным.

#### Заключение

Разработан численный алгоритм определения газодинамических параметров за отраженными ударными волнами в азоте, учитывающий диссоциацию молекулярного азота и ионизацию. С его использованием показано, что диссоциация влияет на термодинамические параметры азота в случае, когда число Маха падающей ударной волны  $M_1 > 6$ . Вклад ионизации остается пренебрежимо малым при  $M_1 < 15$ . С помощью пьезоэлектрических датчиков импульсного давления выполнены измерения давления за отраженными ударными волнами при различном начальном давлении в канале низкого давления ударной трубы. Экспериментальные результаты показывают удовлетворительное согласие с результатами расчета.

#### Библиографический список

1. Гурвич Л.В., Вейц И.В., Медведев В.А. и др. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. том 1, книга 2, стр 203-208
2. Ударные трубы. Сборник статей по ред. Х.А.Рахматуллина и С.С.Семенова, Изд-во иностранной литературы, 1962, 700 с.
3. Igra O and Houas L 2016 Shock Tubes Experimental Methods of Shock Wave Research ed Igra O and Seiler F (Springer International Publishing) pp 3-53

4. Bernstein L, Young A D 1963 Tabulated Solutions of the Equilibrium Gas Properties behind the Incident and Reflected Normal Shock-Wave in a Shock-Tube (London: ARC)
5. Mirels H 1963 Phys.Fluids 6 1201-1214
6. Mirels H 1964 AIAA J. 2 84-93

В конструкции корпуса высокоскоростного летательного аппарата (ЛА) отдельного внимания заслуживает складываемая аэродинамическая поверхность (а.п.), имеющая ряд механизмов, которые обеспечивают складывание, раскрытие, фиксацию и расфиксацию консолей а.п. (см. рис.1, 2, 3).

Сама а.п. для движения в сверхзвуковом потоке имеет большой угол стреловидности передней кромки и ромбовидный профиль с большим удлинением, уменьшающийся по высоте от бортовой к концевой хорде. Такая форма накладывает существенные ограничения на применение традиционных решений, таких, например, как использование нескольких узлов подвески, применение крышек и лючков для расфиксации. К тому же аппаратура занимает все пространство корпуса ЛА, и это делает невозможным размещение механизма раскрытия внутри корпуса.

В связи с этим был создан единый узел подвески консоли а.п. к корпусу, обеспечивающий складывание, раскрытие, фиксацию и расфиксацию консоли.

Ось складывания была вынесена из плоскости хорд в сторону складывания. Это дало возможность существенно упростить конструкцию узла и избежать различных подрезов обтекаемых поверхностей. Вокруг оси складывания выполнен цилиндрический наплыв, плавно переходящий в основную поверхность консоли. Внутри наплыва и вокруг оси складывания удалось расположить пружину кручения, которая раскрывает консоль.

Пружина кручения, ось складывания и механизм расфиксации расположены в кронштейне, который крепит консоль к корпусу ЛА.

Консоль выполнена из двух панелей, которые при сборке устанавливаются на ось складывания спереди и сзади от кронштейна и соединяются между собой двумя винтами.

В каждой панели расположены подпружиненные конические пальцы. В процессе раскрытия они перемещаются в отверстия панелей и в раскрытом положении консоли заходят в конические отверстия кронштейна.

В процессе работы с изделием возникает необходимость неоднократно расфиксировать консоли, для этого в узел раскрытия был введен механизм расфиксации, обеспечивающий удобство работы.

Работа механизмов складываемой а. п. ЛА осуществляется следующим образом (см. рис.3).

Панель 1, шарнирно соединенная осью складывания 2 с узлом подвески, который своим фланцем соединен с корпусом ЛА, находится в сложенном положении. При выходе ЛА из корпуса ТПК каждая из панелей 1 под действием пружины кручения 5 переходит из сложенного положения в раскрытое, при этом пальцы 6 под действием пружин 7 своими торцами перемещаются по проушинам 8 и 9 узла подвески и при совмещении с отверстиями 10 и 11 проваливаются в эти отверстия, обеспечивая фиксацию панели 1 относительно узла подвески 3. При этом вкладыш 12 под действием пружины 13, размещенной на толкателе 14, поворачивается, а толкатели 14 и 15 перемещаются в исходное положение.

При наземной отработке и в ходе сборочных и снаряжательных работ расфиксация и складывание панелей 1 происходит следующим образом. В шлиц 16 вала 17 входит инструмент (например, отвертка) и поворачивает вал 17. При этом поворачивается вкладыш 12 и, за счет этого, перемещаются толкатели 14 и 15. Толкатели отжимают пальцы 6, которые сжимают пружины 7. После этого панель а.п. переводится в сложенное положение. В этом положении, удерживая панель от поворота, инструмент можно убрать и вкладыш 12 вместе с толкателями 14 и 15 под действием пружины 13 вернется в исходное положение.

Таким образом, расфиксацию и складывание панелей 1 можно произвести силами одного человека, что облегчает эксплуатацию и сокращает время при сборочных работах и испытаниях.

Работоспособность механизмов складываемой а.п. ЛА подтверждена в ходе наземной отработки и при летных испытаниях.

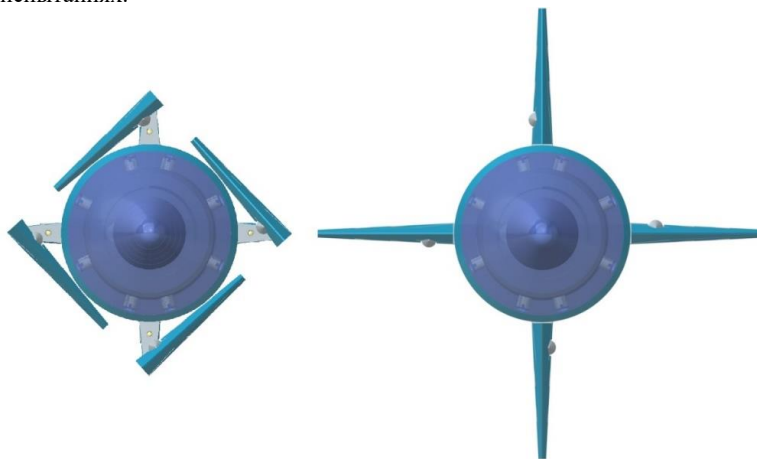
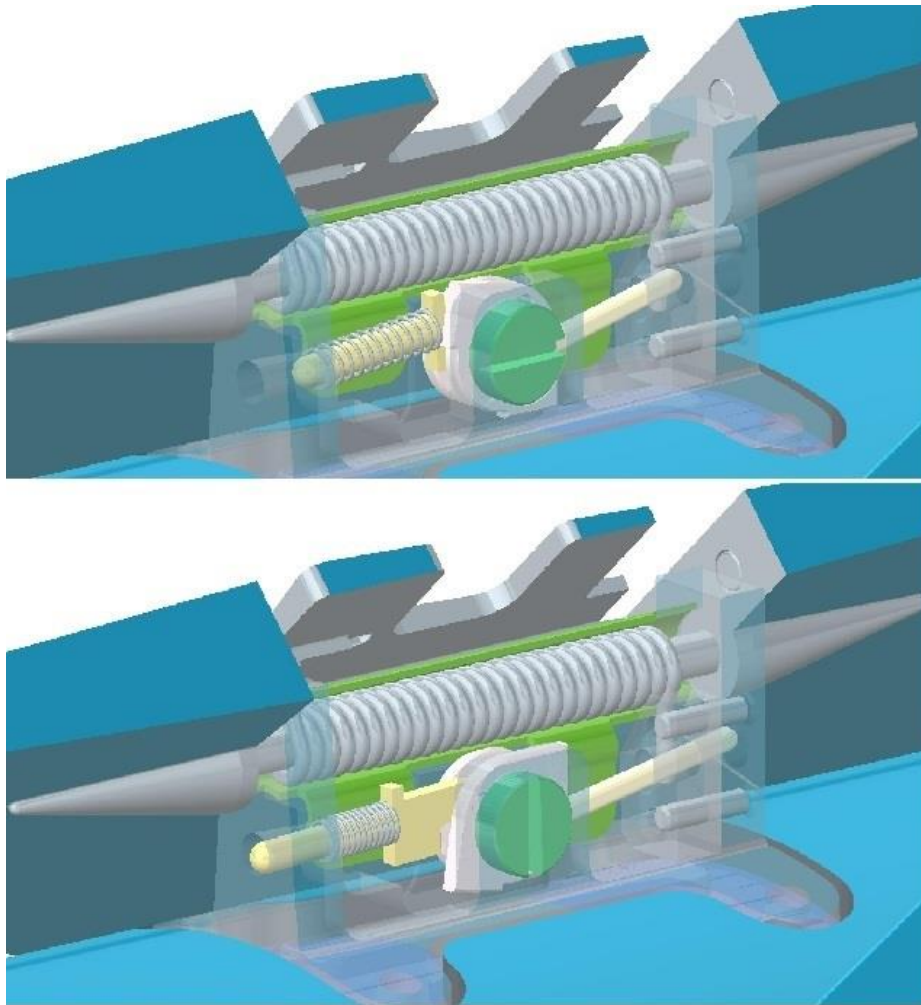
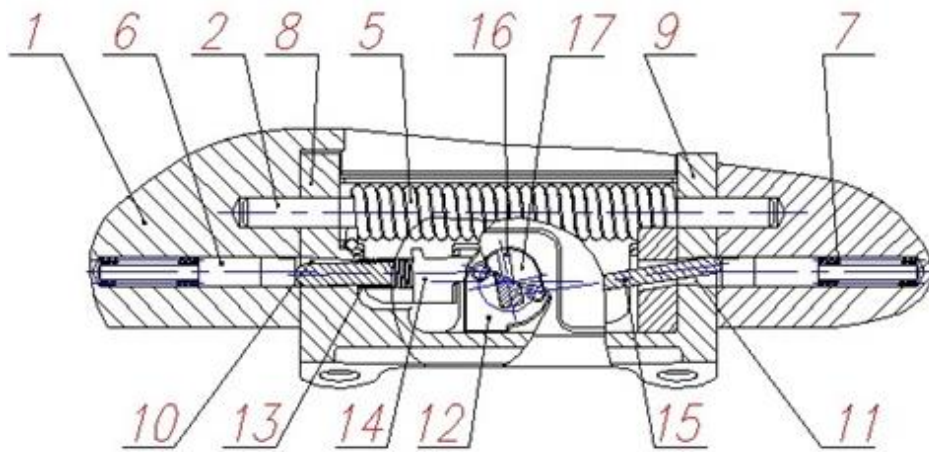


Рис.1.



*Рис.2.*



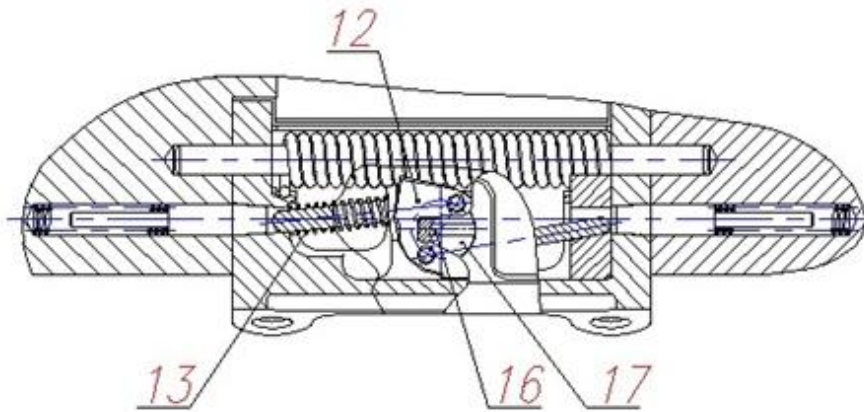


Рис.3.

### Расчет времени раскрытия и угловой скорости консолей а.п. ЛА

Рассмотрим консоль, имеющую одну ось складывания и раскрываемую пружиной кручения.

$\alpha$  - текущий угол поворота консоли;

$\alpha_{\max}$  - полный угол поворота консоли;

$$0 \leq \alpha \leq \alpha_{\max};$$

$\alpha_{\max} = \Delta\varphi = \varphi_2 - \varphi_1$  - для пружины, расположенной на оси складывания;

$\varphi$  - текущий угол закручивания пружины;

$\varphi_1$  - угол закручивания пружины для раскрытого положения консоли;

$\varphi_2$  - угол закручивания пружины для сложенного положения консоли;

$k$  - жесткость пружины кручения;

$M$  - текущий момент силы, развиваемый пружиной кручения;

$I$  - момент инерции консоли относительно ее оси складывания.

Допущения:

- ось складывания консоли расположена вертикально, следовательно вес консоли не учитывается, так как его момент равен нулю относительно оси складывания;

- скорость изделия в момент раскрытия консолей мала, следовательно аэродинамическими силами можно пренебречь;

- силами трения в узлах подвески консоли пренебрегаем ввиду их малости.

Поэтому считаем, что консоль раскрывается только под действием момента от пружины кручения.

Запишем уравнение динамики вращательного движения,

$$I \cdot \varepsilon = M, \quad \varepsilon = \frac{d^2\alpha}{dt^2} \text{ - угловое ускорение консоли.}$$

$$\text{При } t = 0, \quad \alpha = 0, \quad \omega = \frac{d\alpha}{dt} = 0.$$

$$\text{При } \varphi = \varphi_1, \quad \alpha = \alpha_{\max} = \Delta\varphi.$$

$$\text{При } \varphi = \varphi_2, \quad \alpha = 0, \quad \text{отсюда } \varphi = \varphi_2 - \alpha,$$

$$\text{поэтому, } M = k \cdot \varphi = k \cdot (\varphi_2 - \alpha) = k \cdot \varphi_2 - k \cdot \alpha = M_2 - k \cdot \alpha;$$

$$I \cdot \frac{d^2\alpha}{dt^2} = M_2 - k \cdot \alpha; \quad \frac{d^2\alpha}{dt^2} + \frac{k}{I} \cdot \alpha = \frac{M_2}{I};$$

Введем обозначения:

$$\frac{k}{I} = n^2; \quad \frac{M_2}{I} = f, \quad \text{тогда} \quad \frac{d^2\alpha}{dt^2} + n^2 \cdot \alpha = f$$

Решение данного дифференциального уравнения записывается в виде:

$$\alpha = \frac{f}{n^2} + A \cdot \cos nt + B \cdot \sin nt;$$

$$\text{тогда, } \omega = -A \cdot n \cdot \sin nt + B \cdot n \cdot \cos nt; \quad \varepsilon = -A \cdot n^2 \cdot \cos nt - B \cdot n^2 \cdot \sin nt;$$

$$\text{При } t = 0, \alpha = 0, \omega = 0.$$

$$\text{Следовательно, } 0 = \frac{f}{n^2} + A, \quad \text{отсюда} \quad A = -\frac{f}{n^2};$$

$$0 = B \cdot n \cdot \cos nt, \quad \text{отсюда} \quad B = 0.$$

$$\text{Поэтому, } \alpha = \frac{f}{n^2} \cdot (1 - \cos nt); \quad \omega = \frac{d\alpha}{dt} = \frac{f}{n} \cdot \sin nt; \quad \varepsilon = \frac{d\omega}{dt} = f \cdot$$

$\cos nt.$

$t = t_{\max}$  — время, за которое происходит раскрытие консоли.

При  $t = t_{\max}$ ,  $\alpha = \alpha_{\max} = \Delta\varphi$ , следовательно,

$$\Delta\varphi = \frac{f}{n^2} \cdot (1 - \cos(nt_{\max})); \quad t_{\max} = \frac{1}{n} \cdot \arccos\left(1 - \frac{\Delta\varphi \cdot n^2}{f}\right);$$

$$\frac{\Delta\varphi \cdot n^2}{f} = \frac{\Delta\varphi \cdot k \cdot I}{I \cdot M_2} = \frac{M_2 - M_1}{M_2} = 1 - \frac{M_1}{M_2};$$

отсюда,

$$t_{\max} = \frac{1}{n} \cdot \arccos\left(\frac{M_1}{M_2}\right) = \frac{1}{n} \cdot \arccos\left(\frac{\varphi_1}{\varphi_2}\right);$$

Найдем  $\omega(t_{\max})$ :

$$\omega^2 = \frac{f^2}{n^2} \cdot \sin^2 nt = \frac{f^2}{n^2} \cdot (1 - \cos^2 nt); \quad \frac{n^2 \cdot \omega^2}{f^2} = 1 - \cos^2 nt;$$

$$\frac{k \cdot \omega^2 \cdot I^2}{I \cdot M_2^2} = \frac{k \cdot I \cdot \omega^2}{M_2^2} = \frac{(M_2 - M_1) \cdot I \cdot \omega^2}{\Delta\varphi \cdot M_2^2};$$

$$\text{Поэтому, } \frac{(M_2 - M_1) \cdot I \cdot \omega^2}{\Delta\varphi \cdot M_2^2} = 1 - \cos^2 nt;$$

$$\text{Тогда, } \frac{(M_2 - M_1) \cdot I \cdot \omega^2(t_{\max})}{\Delta\varphi \cdot M_2^2} = 1 - \cos^2(n \cdot t_{\max}) = 1 - \frac{M_1^2}{M_2^2};$$

$$\text{Следовательно, } \omega(t_{\max}) = \sqrt{\frac{M_1 + M_2}{I} \cdot \Delta\varphi}.$$

На базе выведенных выше расчетных формул написана «Программа расчета динамики раскрытия консоли под действием пружины кручения» в электронных таблицах EXCEL, позволяющая после введения исходных данных (четыре параметра) рассчитывать время раскрытия консолей и другие кинематические параметры. На рис. 4 представлена экранная копия программы.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P
1						РАСЧЕТ ДИНАМИКИ РАСКРЫТИЯ КОНСОЛИ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ПРУЖИНЫ КРУЧЕНИЯ										
2						(Консоль вращается вокруг вертикальной оси складывания. Трением пренебрегаем.)										
3																
4						Введите исходные данные:										
5						Момент, действующий на консоль в раскрытом положении	(кгс*мм)	M1 =	2	кгс*мм	=	0.01962	Н*м			
6						Момент, действующий на консоль в сложенном положении	(кгс*мм)	M2 =	12	кгс*мм	=	0.11772	Н*м			
7						Рабочий угол поворота консоли (и раскрутки пружины)	(градус)	$\Delta\varphi$ =	130	градус	=	2.268928	радиан			
8						Момент инерции консоли относит. оси складывания	(кг*мм <sup>2</sup> )	I =	65	кг*мм <sup>2</sup>	=	0.000065	кг*мм <sup>2</sup>			
9																
10																
11																
12						Результаты расчета:										
13						Жесткость пружины кручения		k =	0.043236	Н*м / радиан	=	0.076923	кгс*мм / градус			
14						Приобретенная в ходе раскрытия консоли кинетическая энергия		E к =	0.155807	Н*м						
15						Время, за которое происходит раскрытие консоли		t движ =	0.054412	с						
16						Для t = 0 с (0 <= t <= t движ) :										
17						Угол поворота	$\alpha$ =	0	радиан	=	0	градус				
18						Угловая скорость	$\omega$ =	0	рад / с	=	0	град / с				
19						Угловое ускорение	$\varepsilon$ =	1811.077	рад / с <sup>2</sup>	=	103767.1	град / с <sup>2</sup>				
20																
21																
22																
23																
24																
25																
26																
27																
28																
29																
30																
31																
32																
33																
34																
35																
36																
37																
38																
39																
40																
41																
42																
43																
44																

Рис.4.

На рассмотренную в статье складываемую а. п. ЛА получен патент РФ № 2682948.

#### Библиографический список

1. Патент 2682948 Российская Федерация. МПК F42В 10/14. Складываемая аэродинамическая поверхность летательного аппарата / А.Н.Горьев, В.В.Назаренко, В.А.Каверин, А.П.Сидоренко, А.И. Шаповалов, О.И.Шутенко .заявитель и патентообладатель АО "ВПК "НПО машиностроения" № 2018107935; заявл. 05.03.2018; опубл. 22.02.2019. Бюл. № 9.
2. Голубев И.С., Самарин А.В., Новосельцев В.И. Конструкция и проектирование летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1995.
3. Новиков В.Н., Авхимович Б.М., Вейтин В.Е. Основы устройства и конструирования летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1991.
4. Гиммельфарб А.Л. Основы конструирования в самолетостроении. - М.: Машиностроение, 1980.
5. Каганов В.И. Компьютерные вычисления в средах EXCEL и MathCAD. - М.: Горячая линия - Телеком, 2021.
6. Айзек М.П., Финков М.В. Графики, формулы, анализ данных в Excel. Пошаговые примеры. Санкт-Петербург: Наука и техника, 2019.

УДК 378.4

#### СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ УСТРОЙСТВА ОБУЧЕНИЯ СПЕЦИАЛИСТОВ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

*А.В. Круглов*

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

Показана классификация и техническое устройство симуляционных авиационных тренажеров.

Ключевые слова: авиационный тренажер, аварийная ситуация, виртуальные симуляторы.

В вопросах совершенствования и приобретения новых практических высокопрофессиональных навыков специалистов летного состава Российской Федерации большое значение имеет приобретение компетенций пилотирования летательных средств, в том числе в части касающихся значимых для сохранения жизни экипажа и техники. С целью обучения сложных элементов пилотирования, посадки, выполнения боевых задач в подготовку специалистов внедрены виртуальные тренажеры, которые позволяют максимально реалистично отрабатывать весь спектр полетных заданий, включая противолодочные, отрабатывать применение авиационных средств поражения, имитируя любые отказы авиационной техники, погодные и тактические условия.

История развития симуляционного тренинга в авиационной промышленности отсчитывает свои временные параметры с 1909 года, когда появился первый симулятор для отработки управления самолетом «Антуанетта». Оригинал этого тренажера сейчас выставлен в тренировочном центре концерна Эйрбас в Тулузе, Франция. Следующей важной вехой в истории пилотажного тренинга стало изобретение Эдвина Линка – тренажер Blue Box, который талантливый инженер запатентовал в 1929 году. Линк открыл эффективный и безопасный, а значит менее дорогостоящий способ обучения полетам по радиопеленгу. В конструкторском бюро талантливого изобретателя в годы второй мировой войны появились новые устройства: первые в мире тренажер фронтового бомбардировщика, пилотажный и астронавигационный тренажеры. В 1955 году тренажеры начали использоваться для подготовки летчиков гражданской (коммерческой) авиации. Создание аналоговых компьютеров в 1950-х годах дало возможность усложнить и создать более реалистичные тренажеры: так компьютеры стали управлять видеосистемой, в 1970-е гг. внедрены гидравлические механизмы, имитирующие изменение плоскостной ориентации (так называемые «Полнопилотажные симуляторы» (Full Flight Simulators)).

Однако, благодаря научным исследованиям было доказано, причиной около 70% всех авиационных происшествий совершено из-за недостатка опыта и по вине человеческого фактора, возникающим в нештатной ситуации или же сочетанием других неблагоприятных ситуаций, в том числе возникновением аварийных ситуаций. В настоящее время внедрение тренажеров в повседневную образовательную деятельность существенно отстает от необходимых реальной необходимости. Особые сложности в настоящее время имеют место при посадке самолетов морской авиации на авианосцы.

Так, к примеру, в настоящее время для обучения морских летчиков установлены динамические тренажеры вертолетов Ка-27М, Ка-29 и Ка-52К, а также комплексный тренажер многоцелевого истребителя Су-30СМ. Особенностью тренажера Су-30СМ является применение средств искусственного интеллекта для отработки пилотирования и боевого применения самолета в полном диапазоне высот и скоростей. Тренажеры позволяют максимально реалистично отрабатывать весь спектр полетных заданий, включая противолодочные, отрабатывать применение авиационных средств поражения, имитируя любые отказы авиационной техники, погодные и тактические условия.

Каковы основные характеристики тренажеров и какие изменения необходимо внести?

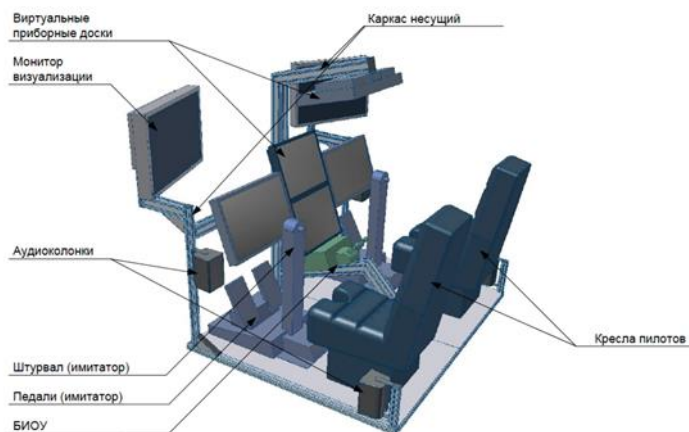


Рис. 1. Схема авиационного тренажера

Авиационный тренажер является сложной системой с различными блоками управления и рядом подсистем, основными из которых являются моделирующие устройства, имитационная система связи с оператором, органы управления, кабина для размещения экипажа. Общий принцип работы авиационного тренажера заключается в поэтапном выполнении поставленной программы. Первым этапом является поступление сигналов с выходов моделирующих устройств на имитаторы приборов и систем, расположенных в кабине тренажера. Вторым этапом является отображение имитаторами информации воспринимаемой членами экипажа. Третьим этапом является воздействие на данную систему



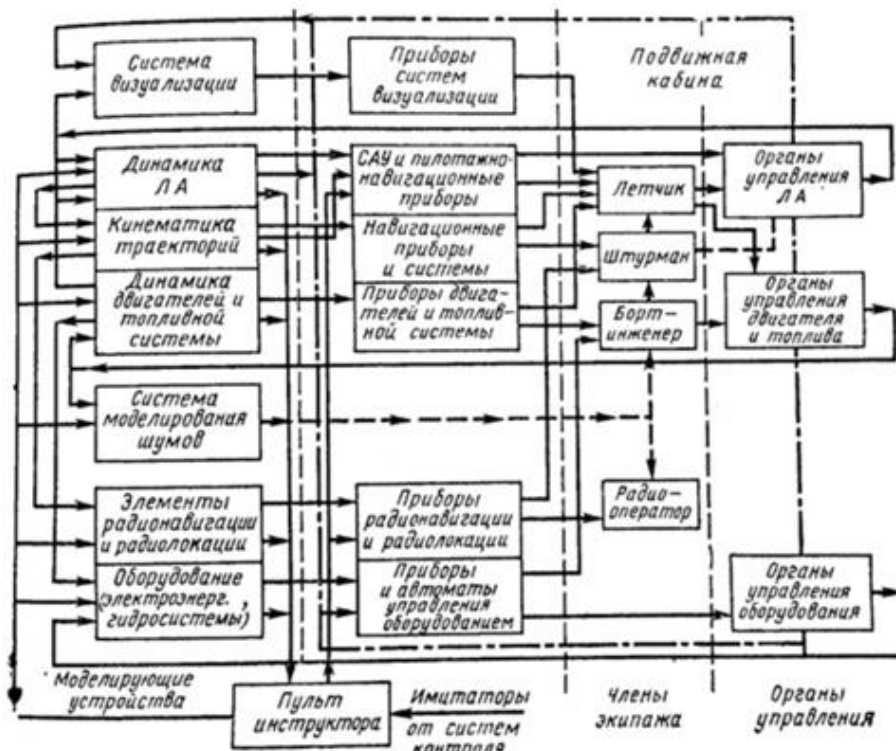


Рис. 2. Функциональная схема тренажера.

Одна из основных систем тренажера - имитирующая система, которая в свою очередь подразделяется: имитацию бортового телевидения, имитационную панель пилота, систему подвижности. Моделирующая система подразделяется на: систему кинематики траекторий, систему моделирования шумов, систему моделирования технических характеристик.

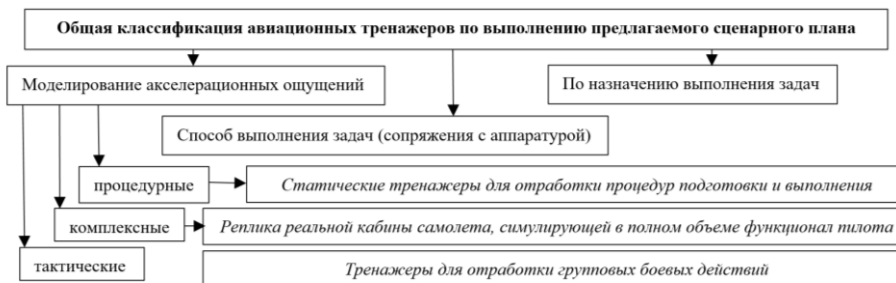


Рис. 3. Общая классификация авиационных тренажеров.

В настоящее время в авиационных симуляторах используется две основные системы визуализации – проекционная и коллимационная. В этих системах визуализации изображения проецируется с помощью передачи системы визуализации данных на сферических или цилиндрических экранах. Особо внимание обращает на себя тот факт, что линия визирования удаленных проецируемых объектов зависит от положения глаз пилотов. Угол этой ошибки – параллакс – можно оценить формулой 1.

Формула 1

$$\alpha = \arctg \frac{D}{L}$$

Где D- головы пилота до центра настройки системы визуализации, L- расстояние от центра настройки системы визуализации до экрана.

Система подвижности приводит кабину тренажера в движение, что позволяет пилотам ощущать нормальную, продольную и боковую перегрузку и угловые ускорения по всем трем осям.

Конструктивные особенности симуляторов позволяют полностью погрузиться в профессиональную среду пилота при выполнении полетных задач.

Особую актуальность подготовка пилотов на гражданских и военных самолетах приобрела в последнее время. Однако, обращает особое внимание, что в имеющихся симуляторах во многих случаях отсутствуют различные сценарные планы аварийных ситуациях в условиях чрезвычайных происшествий.

### Библиографический список

1. Бондер В. А., Авиационные тренажеры//Москва, Машиностроение, 1978г. -192с.
2. Шукшун В. Е., Тренажерные системы// Москва,Машиностроение, 1981г. -256с.
3. Болелов Э. А., Авиационные тренажеры// Москва, учебное пособие 2018г. -48с.

УДК 629.764

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ НАУЧНЫХ МИССИЙ, ПРЕДСТАВЛЯЮЩИХ ИНТЕРЕС ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫМ КОМПЛЕКСОМ МЕГАВАТТНОГО КЛАССА

*О.Д. Кусова<sup>1</sup>, Е.А. Фомина<sup>1</sup>*

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

В настоящее время для решения многих задач динамики движения космического аппарата (КА) в околоземном пространстве, а в перспективе и за его пределами, все большую популярность приобретают электроракетные двигательные установки (ЭРДУ).

За счет более высокого удельного импульса тяги ЭРДУ позволяют существенно повысить максимальную выводимую массу космического аппарата на рабочую орбиту, тем самым увеличив массу, выделяемую на научную аппаратуру, и повысив ее энергопотребление [1]. Малые значения тяги ЭРДУ делают возможными как маневры на непрерывной тяге, так малые высокоточные единичные импульсы тяги, используемые для коррекции орбит и требующие, при этом, меньших топливных затрат, чем импульсы с использованием химических двигательных установок (ДУ). Кроме того, способность ЭРДУ достигать больших скоростей по сравнению с химическими ДУ может позволить сократить время перелета к дальним планетам.

Основными направлениями возможного применения ЭРДУ являются следующие:

- ЭРДУ доведения космических аппаратов (КА) с промежуточных геопереходных (переходных) орбит на целевые орбиты, включая геостационарную (ГСО).
- ЭРДУ межорбитальной транспортировки КА и их элементов с радиационно-безопасных орбит на ГСО и обратно или так называемый многоразовый межорбитальный буксир (ММБ).
- ЭРДУ многоразового лунного буксира (МЛБ) для транспортировки грузов с радиационно-безопасных на лунные орбиты или в окрестность точки либрации  $L_1$  системы «Земля–Луна».
- ЭРДУ межпланетного транспортного комплекса (МТК) [2].

На настоящий момент электрические ракетные двигатели используются в конструкции корректирующих двигательных установок (КДУ) для задач маневрирования КА. Бортовая энергоустановка КА может представлять собой солнечные или аккумуляторные батареи, либо бортовой ядерный реактор.

Современные разработки в области проектирования ЭРДУ позволяют оценить области дальнейшего применения ЭРДУ, в частности, в научных целях.

Под орбитальным комплексом мегаваттного класса понимается КА с использованием ЭРДУ, суммарная потребная мощность которого достигает порядка 1 МВт. Таковыми являются ядерные электродвигательные установки (ЯЭДУ), использующие ядерный реактор в качестве источника электроэнергии. Тип ЭРД, предполагаемый для использования в ЯЭДУ – ионный двигатель (ИД).

Ионные двигатели относятся к классу электростатических ЭРД (рис. 1). Электростатический ракетный двигатель – ЭРД, создающий тягу за счет ускорения одноименно заряженных частиц рабочего тела в электростатическом поле [3].

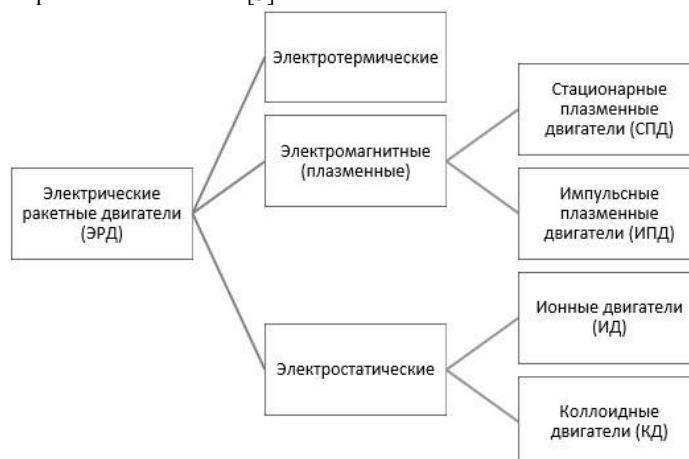


Рисунок 1 – Классификация ЭРД

Ионные двигатели (ИД) используются в задачах доведения; также рассматриваются возможные компоновки ИД и СПД в задачах многоразовой ДУ межорбитальной транспортировки КА, а также доставки полезного груза к Луне и планетам Солнечной системы. Особенность ИД, позволяющая задействовать их в проектах межпланетных миссий – возможность их бесперебойной работы в течение наиболее долгого периода времени, исчисляемого годами.

Очевидные преимущества ЯЭДУ с использованием ИД:

- длительный срок эксплуатации предполагает возможность долгосрочных миссий при минимуме издержек на обслуживание;
- высокий удельный импульс позволяет увеличить массу полезной нагрузки и/или развить высокую скорость при долгосрочных перелетах, а значит, сократить их длительность;
- высокая мощность бортовой энергоустановки дает возможность использовать значительное количество вырабатываемой электроэнергии для научной аппаратуры;
- использование ЭРДУ в целом позволяет расширить ограничения по датам запуска.

Основные недостатки заключаются в сравнительно малой тяге подобного рода ДУ (что означает существенное увеличение продолжительности миссий на малую дальность, например, в околоземном пространстве), а также в риске радиоактивного заражения в случае возникновения нештатных ситуаций.

Таким образом, применение ЯЭДУ целесообразно:

- при перелетах на большую дальность (за пределы сферы влияния системы Земля-Луна);
- к Луне и в точки либрации Земля-Луна, если нет ограничения на длительность перелета;
- в околоземном и окололунном пространстве, если требуется высокая точность выполняемых маневров, а также непосредственная возможность многократного изменения орбиты КА.

Миссии, в том числе научного характера, для которых представляет интерес использование орбитального комплекса мегаваттного класса, условно можно разделить по виду задач, решаемых с помощью ЯЭДУ, на миссии в околоземном пространстве (с возможностью многократных орбитальных переходов высокой точности) и миссии в дальнем космосе, например, к объектам Солнечной системы. Необходимость дальних перелетов связана с исследовательскими задачами человечества, а также, с перспективой пилотируемых миссий к планетам земной группы. Околоземное использование орбитального комплекса мегаваттного класса предлагает также возможности для исследования (например, научно-исследовательские миссии к Луне), а также, доставки КА большой массы на геостационарную орбиту (ГСО), защиты Земли от астероидной и кометной опасности, очистки околоземных орбит от космического мусора и других задач [4].

На настоящий момент с помощью ЭРДУ различных классов успешно осуществляется доведение КА на целевую орбиту (как правило, это подразумевает однократное изменение орбиты и ее дальнейшая корректировка). Задача доведения КА заключается в определении программы управления угловой ориентацией КА, обеспечивающей требуемое направление вектора тяги. Ограничениями на управление могут быть особенности функционирования самой ДУ (например, использование солнечных фотоэлементов в качестве источника электроэнергии предполагает невозможность использования ЭРДУ в тени Земли), точность выведения КА, которое может предполагать наличие некоторой терминальной области выведения на целевой орбите (например, в случае выведения КА на ГСО), а также, условия оптимальности орбитального перехода, связанные с его целями и задачами: обычно такими условиями бывают время перехода, масса рабочего тела, стоимость запуска РН.

В основе математической модели для расчета межорбитальной траектории доведения КА при помощи ЭРДУ лежат дифференциальные уравнения оскулирующих кеплеровских элементов орбиты. Из них следует, что если вектор тяги двигателя направить в плоскости орбиты перпендикулярно радиус-вектору (по трансверсали), то фокальный параметр будет изменяться со скоростью, максимально возможной при заданной величине тяги [5]. Следовательно, наиболее оптимальные условия осуществления доведения КА для подавляющего большинства задач достигаются при трансверсальной тяге. Однако, действие различного рода возмущений приводит к отклонению КА от расчетной траектории и требует своевременной коррекции. Для этого необходимы бортовые автономные навигационные средства, осуществляющие с заданной точностью оценку управляемого движения КА, в частности, отклонений модуля и направления вектора тяги от номинальных значений.

В настоящее время исследуются возможности как непосредственного использования ЭРДУ для доведения КА с низкой опорной орбиты на целевую, так и оптимизации процесса доведения путем использования комбинированных решений с жидкостными разгонными блоками. Например, предлагаются схемы предварительного вывода КА с помощью ЖРДУ на высокоэллиптическую орбиту, превосходящую целевую по высоте апогея: это аргументируется тем, что в апогее достигается максимально эффективное изменение большой полуоси, и для увеличения времени нахождения аппарата вблизи апогея оказывается рационально многократно увеличить его высоту.

Часто, в зависимости от назначения однократно выводимого КА, задача определения и оптимизации требуемых удельного импульса и тяги решается, исходя из результатов предварительного баллистического проектирования миссии. Однако, в случае проектирования и эксплуатации многоразовой межорбитальной системы неизбежно возникает необходимость решения обратной задачи определения времени перелета, потребной характеристической скорости, затрат топлива, и т.д. на целевую орбиту, а также оптимизации траектории по требуемому параметру, при заданных удельном импульсе и тяге установки.

Большой практический интерес могут представлять задачи транспортировки полезной нагрузки в точки либрации системы Земля-Луна L1 и L2, а также на низкую селеноцентрическую орбиту. Движение КА в системе Земля – Луна традиционно рассчитывается в рамках теории сфер действия. Это оправдано при использовании двигателей большой тяги в рамках импульсной постановки задач. Однако, при расчете движения КА с малой тягой реактивное ускорение сравнимо с возмущающими ускорениями Земли и Луны [6].

Решение задачи достижения точек либрации и выхода на низкую селеноцентрическую орбиту представляется возможным:

- в полярной геоцентрической системе координат с учетом возмущений от нецентральности гравитационного поля Земли и со стороны Луны и Солнца (в случае выхода на орбиту Луны – с прохождением точки L1 и последующим селеноцентрическим участком с возмущениями со стороны Земли и Солнца);

- в рамках ограниченной задачи трех тел (принимается, что Земля и Луна движутся по околокруговым орбитам), с использованием полярной барицентрической системы координат;

- с разделением на участки перелета: геоцентрический, барицентрический, селеноцентрический.

Отдельным классом следует выделить задачи выхода на квазипериодические орбиты базирования вокруг точек либрации (гало-орбиты).

В связи с вариативностью постановки целей миссии и необходимостью получения результатов расчета, наилучшим образом отвечающих заданным требованиям, задачи баллистического проектирования часто сводятся к задачам оптимизации. В силу особенностей траекторий КА с ЭРДУ и для достижения максимальной эффективности космических транспортных операций в системе Земля–Луна заманчивой оказывается возможность рассмотрения оптимальных низкоэнергетических траекторий перелета с малой тягой. Попытки рассмотрения таких траекторий уже делались, но необходимо признать, что задача оптимизации таких траекторий оказалась очень сложной и требует дальнейшего изучения [6].

Задача об оптимальном движении в рамках ограниченной задачи трех тел (Земля – Луна – КА) в общем случае сводится к двухточечной шестипараметрической краевой задаче. Решение краевых задач такого порядка сопряжено со значительными вычислительными трудностями [7]. Так как точки либрации являются частным случаем решения ограниченной задачи трех тел, способ расчета траектории без использования полярной барицентрической системы координат в окрестностях точки либрации является сильно упрощенным, однако, приемлемым с точки зрения расчетов оптимального управления. Разбиение задачи на 3 характерных участка требует также упрощения моделей расчета для каждого участка. Однако, имеются уточняющие модели, позволяющие учесть реальное движение Луны и Земли относительно барицентра [8].

В случае использования критерия минимальной длительности перелёта ДУ работает постоянно, в случае минимального расхода рабочего тела – имеются пассивные участки траектории, когда ДУ выключена [9].

Следует отметить, что до настоящего времени не проведено достаточно полного теоретического исследования особенностей лунных траекторий с малой тягой, а разработанные численные методы имеют существенные ограничения по применению [6]. В общем случае, обозначенные выше тезисы применимы и при движении в других системах (Земля-Солнце, системы планет и их спутников). Сложные системы также требуют особых исследований и создания уточняющих моделей движения.

Несмотря на перспективы многофункциональности орбитального комплекса мегаваттного класса, для каждой целевой задачи существуют свой рациональный уровень мощности ЯЭДУ и оптимальный диапазон значений удельного импульса тяги ЭРДУ. Применительно к задаче выведения на ГСО тяжелых КА многофункционального назначения для варианта формирования КА двумя пусками РН «Ангара-А5» при начальной массе 40 т и мощности ЯЭДУ 1 МВт масса КА на ГСО составит ~35 т, а располагаемая масса ПГ (без массы ЯЭДУ) — ~12 т при продолжительности выведения на ГСО 180 сут. Создание в перспективе постоянно действующих лунных баз потребует доставки тяжелых ПГ на окололунную орбиту. При мощности ЯЭДУ 3...4 МВт масса ПГ в одном рейсе может составить ~40...50 т (для выведения на орбиту сменного модуля с ПГ используется РН сверхтяжелого класса грузоподъемностью 70...80 т), потребный удельный импульс тяги ЭРДУ — 4200...5200 с при продолжительности транспортной операции 120 сут (три рейса в год) и возрастет до 6700...8200 с с увеличением продолжительности транспортной операции до 180 сут (два рейса в год) [4].

С целью оценки возможности использования ЯЭДУ с наиболее эффективными с теоретической точки зрения характеристиками для миссий различного назначения было проведено эскизное моделирование перелета некоторого орбитального комплекса мегаваттного класса с опорной орбиты высотой 800 км на ГСО, в точку либрации L1 Земля-Луна и за пределы сферы влияния Земли. Выбор высоты опорной орбиты обусловлен необходимостью обеспечения радиационной безопасности (снижение накопленной радиоактивности выключенного реактора до безопасного уровня [4]). Параметры комплекса приняты следующими: тяга 21 Н, удельный импульс 8200 с, начальная масса 40 т. Перелеты рассчитывались при трансверсальной тяге и без учета возмущений. Результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Результаты эскизного моделирования

Миссия	Время перелета, сут	Потребная характеристическая скорость $\Delta V$ , км/с	Масса затраченного топлива, кг	Число витков
ГСО (35786 км)	93,99	4,5	2120,03	560,76
L1 (~315000 км)	135,46	6,65	3055,3	576,58

Результаты моделирования, очевидно, представляют собой идеализированный вариант использования потенциала мегаваттной ЭРДУ. На практике же отмечаются такие препятствия на пути реализации подобного проекта, как его стоимость, а также нецелесообразность тиражирования большого количества малых ИД сложной конструкции ввиду того, что сегодняшние разработки для орбитального комплекса мегаваттного класса недостаточны по размерности [10].

Однако, с научной точки миссии к Луне и в дальний космос представляют большой интерес. Следовательно, исследовательские цели, очевидно, требуют орбитальной транспортной системы высокой мощности. В частности, в обозримом будущем, вероятно, можно ожидать многократные миссии к Луне, целью которых могут быть не только научные исследования, но и, например, добыча полезных ископаемых или создание окололунной или поверхностной базы. Реализация таких миссий при помощи мегаваттного орбитального комплекса может не только существенно увеличить их количество, но и расширить представления о траекториях с использованием двигателей малой тяги в условиях влияния нескольких тел. Это дает колоссальный простор для теоретического изучения особенностей подобных перелетов, результаты которого могут внести ощутимый вклад в освоение космического пространства.

#### Библиографический список

1. Мартынов, М. Б. Концепция применения электроракетной двигательной установки в научных космических проектах: преимущества и особенности, примеры реализации / М. Б. Мартынов, В. Г. Петухов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. – 2011. – № 2(8). – С. 3-11.
2. Гусев, Ю. Г. Сравнительный анализ выбора ЭРДУ большой мощности на основе отечественных ЭРД и перспективы их применения в системах межорбитальной транспортировки и для исследования дальнего космоса / Ю. Г. Гусев, А. В. Пильников, С. Е. Суворов // Космическая техника и технологии. – 2019. – № 4(27). – С. 45-55.
3. Анализ электрических ракетных двигателей для малых космических аппаратов / А. И. Лукьянчик, В. Н. Блинов, И. С. Вавилов [и др.] // Россия молодая: передовые технологии – в промышленность. – 2015. – № 1. – С. 335-341.
4. Особенности построения и возможные применения мощных ядерных энергодвигательных установок перспективных космических аппаратов / В. Н. Акимов, Л. Э. Захаренков, А. В. Каревский [и др.] // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2019. – № 6(90). – С. 5.
5. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М.: Вычислительный центр АН СССР, 1968. 108 с.
6. Иванюхин, А. В. Низкоэнергетические квазиоптимальные траектории с малой тягой к точкам либрации и гало-орбитам / А. В. Иванюхин, В. Г. Петухов // Космические исследования. – 2020. – Т. 58, № 2. – С. 165-176.
7. Проектно-баллистический анализ транспортных операций космического буксира с электроракетными двигателями при перелетах на геостационарную орбиту, орбиту спутника Луны и в точки либрации системы Земля - Луна / В. В. Салмин, О. Л. Старинова, А. С. Четвериков [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2018. – № 1(20). – С. 82-97.
8. Себекей В. Теория орбит. Ограниченная задача трех тел. М.: Наука, 1982. 656 с.
9. Купцов, В. В. Моделирование перелёта космического аппарата с селеноцентрической орбиты к точке либрации L2 с электроракетной двигательной установкой / В. В. Купцов, О. Л. Старинова // Управление движением и навигация летательных аппаратов : сборник трудов XIX Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов, Самара, 15–17 июня 2016 года / Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева. Том Часть I. – Самара: Самарский научный центр РАН, 2017. – С. 47-50.
10. Мельников, В. М. Многоразовые межорбитальные буксиры мегаваттного класса: проблемы и перспективы / В. М. Мельников, Ю. Н. Разумный // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. – 2020. – Т. 21, № 4. – С. 281-289.

УДК 629.735.45

#### ФОРМИРОВАНИЕ КОНЦЕПЦИИ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АГРЕГАТОВ ВЕРТОЛЕТОВ В ЧАСТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТОВ

*О.А. Есипович<sup>1</sup>, А.Н. Дергачев<sup>1</sup>*

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (г. Москва)*

Сложные конструкторские решения, реализуемые в процессе создания вертолетной техники требуют обеспечения требуемого уровня надежности и эксплуатационно-технических характеристик. Особенности конструкции вертолетов в различных условиях и ограничения, связанные с массогабаритными характеристиками, не позволяют обеспечить резервирования всех систем и агрегатов с целью исключения вероятности отказов, приводящим к катастрофическим последствиям. Наиболее критичными агрегатами являются главный редуктор, трансмиссия и несущие винты.

Анализ причин ряда катастроф и отсутствие эффективных способов обнаружения зарождающихся и развивающихся неисправностей способствовали началу работ по созданию системы, в дальнейшем обозначенной как HUMS (Health and Usage Monitoring Systems – «Система мониторинга работоспособности и использования»). Задача по разработке мероприятий, повышающих безопасность полетов вертолетов и снижающих стоимость их технического обслуживания, была сформулирована Управлением гражданской авиации Великобритании (CAA) во

второй половине 60-х годов. С этого же времени под эгидой САА и начались научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по ее решению. Зарубежные вертолетостроительные компании схожим образом освещают данную проблему. О действительной сложности поставленной задачи говорит тот факт, что практический результат проводимых работ отсутствовал на протяжении долгих лет. Главным итогом проведенного этапа работ являлся вывод о возможности эксплуатации систем и агрегатов по техническому состоянию.

*Ключевые слова:* вертолет, система диагностики, HUMS, техническое состояние, обслуживание вертолета, контроль параметров, полетные данные.

Создание системы HUMS стало возможным после того, как фирма Steward Hughes разработала три новых направления (или подхода), позволяющих оценивать техническое состояние агрегатов вертолета по сигналам соответствующих датчиков в любой момент времени без приостановки его эксплуатации. Эти направления определены разработчиками как ключевые для диагностики состояния наиболее сложных и жизненно важных систем вертолета. Итак, оценка технического состояния вертолета предполагает:

- диагностику редуктора и трансмиссии с целью обнаружения неисправностей на ранней стадии их возникновения;
- контроль положения лопастей (определение соконусности) и проведение весовой и динамической балансировки несущей системы вертолета;
- контроль целостности обшивки фюзеляжа и обшивок лопастей;
- контроль биения лопастей и валов трансмиссии;
- контроль углов скручивания вала;
- вибродиагностика редукторов и узлов.

Разработка этих направлений завершилась созданием соответствующих автономных подсистем, которые, как правило, входят в базовый состав современных систем HUMS. Технические решения, которые были получены, являются ноу-хау фирм Teledyne/Steward Hughes и могут использоваться другими разработчиками только в виде готовых покупных блоков. Каждое из этих направлений имеет свои трудности в реализации, связанные не только с несовершенством используемых алгоритмов, но и с необходимостью учитывать специфику конкретного типа вертолета при адаптации к нему системы. Развитие и совершенствование основополагающих подходов к диагностике состояния вертолетов продолжается до настоящего времени.

Типовая схема состава и связей оборудования, участвующего в решении задач HUMS, представлена на рисунке 1.

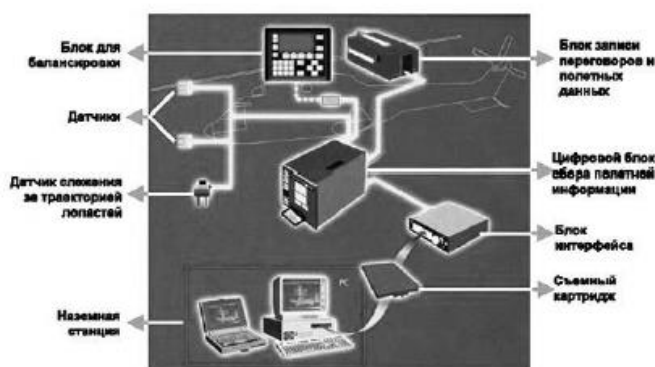


Рисунок 1 – Общая схема системы HUMS

Эксплуатируемые системы HUMS, установленные на различных типах вертолетов в основном используют следующие типы датчиков:

- датчики вибрации;
- индуктивные датчики оборотов;
- датчики виброскорости;
- лазерные дальномеры;
- датчики температуры;
- комбинированные датчики измерения температуры и вибрации;
- датчики деформации.

Стоит отметить, что датчики слежения за траекторией лопастей в основном предназначены для контроля за соконусностью и весовой балансировки лопастей. В процессе эксплуатации вертолетов в определенных условиях критичным параметром является зазор между лопастью несущего винта и хвостовой балкой, а для вертолетов соосной схемы – сближение лопастей верхнего и нижнего несущего винта. На вертолетах соосной схемы наиболее вероятное схлестывание лопастей происходит при нахождении лопастей одной над другой, что формирует требования к количеству и размещению датчиков (лазерных дальномеров).

Формирование требований к подсистеме HUMS, определяющей деформацию фюзеляжа, требует углубленного анализа воздействующих факторов и нагрузок. Предъявляемые требования к характеристикам датчиков деформации, их количеству и креплению должны учитывать:

- материал обшивки фюзеляжа вертолета;
- возможность монтажа/демонтажа элементов фюзеляжа (например, консолей крыла, оперения) в процессе эксплуатации;
- естественные деформации фюзеляжа при выставке вертолета на гидроподъемники, установке подвешенного оборудования и т.д.

Экономическая эффективность применения HUMS подтверждается эксплуатирующими организациями и заключается в:

- значительном уменьшении объемов досрочных замен агрегатов, в т.ч. двигателей и редукторов;
- повышении уровня исправности и сокращение трудоемкости технического обслуживания и ремонта;
- предотвращение авиационных происшествий за счет своевременного обнаружения предпосылок к отказам особо ответственных агрегатов.

Несмотря на очевидные преимущества HUMS в процессе адаптации системы к конкретным типам вертолетов возникает ряд особенностей, которые необходимо учитывать. Данные особенности в первую очередь сказываются на:

- конструктивном исполнении отдельных агрегатов;
- конструктивном исполнении датчиков и способах их монтажа;
- особенностях обслуживания отдельных агрегатов;
- применяемых методах контроля параметров.

При формировании концепции системы контроля технического состояния и диагностики агрегатов вертолета и ее реализации необходимо учесть следующие факторы:

- возможность длительной эксплуатации вертолета в различных климатических условиях, в т.ч. в тропических и арктических регионах, регионах со значительными перепадами температур в течение суток;
- адаптация конструкции и способу крепления датчиков к локальному нагреву под воздействием прямых солнечных лучей с учетом материала и окраски элементов конструкции, на которых они установлены;
- необходимость демонтажа/монтажа агрегатов, уменьшения габаритов вертолета за счет складывания конструкции (например – лопастей, хвостовой балки и т.д.);
- исключение необходимости дополнительных тарировок датчиков при изменении условий эксплуатации.

Применяемые в настоящее время системы HUMS позволяют в процессе эксплуатации определить техническое состояние агрегатов несущей системы и силовой установки и спрогнозировать их техническое состояние, но данную систему можно значительно улучшить. В первую очередь улучшения касаются ведения статистики наработки отдельных агрегатов, таких как шасси (циклы взлета/посадки), внешняя грузовая подвеска или спасательная лебедка (величина и длительность перегрузок, масса груза и продолжительность полета с грузом, циклы спуска/подъема и т.д.) и более точная статистика по наработке двигателей и вспомогательной силовой установки в наземных условиях и в полете. Основное отличие имеющихся систем и предлагаемой заключается в более широком охвате систем и агрегатов последней, что позволяет наиболее эффективно эксплуатировать вертолет по техническому состоянию. Наиболее обширные сведения о наработках агрегатов, их техническом состоянии и воздействующих факторах позволяют:

- оптимизировать объем и сократить трудоемкость работ по обслуживанию вертолета;
- уменьшить влияние отдельных воздействующих факторов при совершенствовании конструкции агрегатов и улучшении его характеристик;
- сократить сроки и трудоемкость работ для подтверждения безопасности эксплуатации вертолета при расширении граничных условий эксплуатации [1].

Увеличение номенклатуры контролируемых агрегатов и их параметров формирует дополнительные требования как к самим датчикам, так и к их размещению. В первую очередь, размещение датчиков и коммуникаций не должны препятствовать обслуживанию и монтажу/демонтажу агрегатов, находящихся в одном отсеке с контролируемым агрегатом. Необходимость монтажа/демонтажа датчиков в данном случае приводит к необходимости их тарировки. Внедрение датчиков и коммуникаций в конструкцию агрегата требует доработки конструкции. При этом необходимо учитывать соотношение показателей долговечности агрегата к показателям долговечности вертолета. Отдельные агрегаты в силу конструктивных особенностей, воспринимаемых нагрузок и прочих факторов имеют показатели долговечности значительно ниже, чем показатели, установленные для вертолета. В зависимости от внесенных конструктивных изменений может потребоваться проведение дополнительных испытаний. Также стоит особое внимание уделить условиям стоянки и хранения. При размещении зачехленного вертолета на открытой стоянке (а также в процессе транспортировки автомобильным, железнодорожным и морским транспортом) при воздействии осадков и низких температур чехлы могут примерзнуть к фюзеляжу, что не должно повлиять на целостность датчиков, их крепления и коммуникаций.

На рисунке 2 представлена структурная схема предлагаемой системы контроля технического состояния и диагностики (далее – система контроля).

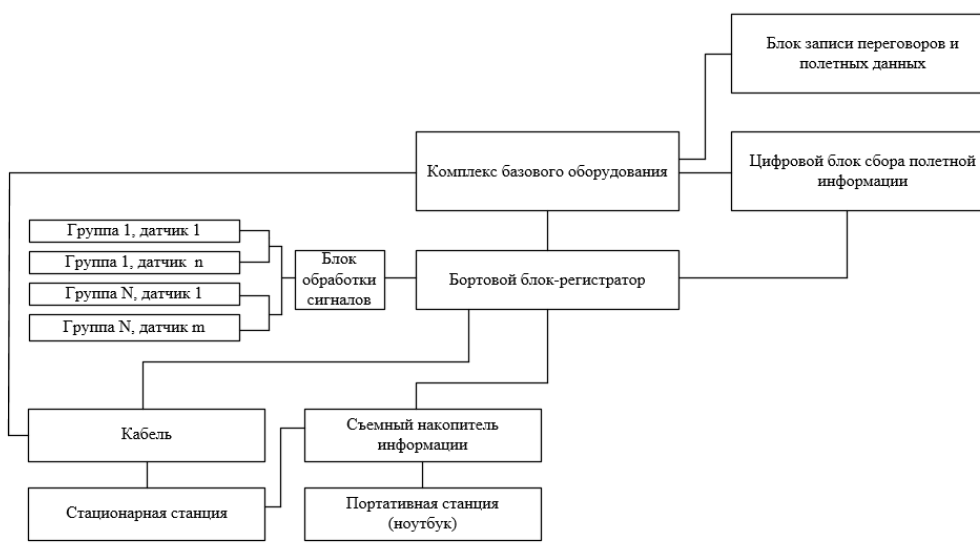


Рисунок 2. Структурная схема системы контроля технического состояния и диагностики

Бортовой блок-регистратор (ББР) является связующим блоком между элементами системы. Датчики системы разделены по типам (в зависимости от назначения и характера измеряемых параметров). В зависимости от состава системы контроля на вертолете устанавливается N групп датчиков, каждая из которых осуществляет контроль параметров по определенным признакам. Полученные сигналы от датчиков обрабатываются в блоке обработки сигналов. В зависимости от сложности системы блоков обработки сигналов может быть несколько. Обработанные с датчиков сигналы поступают в ББР, откуда информация поступает в комплекс базового оборудования и выдается на индикаторы летного экипажа и регистрируется на регистраторах полетных данных. Регистрируемые параметры полетных данных и данных от системы контроля синхронизированы по времени, что позволяет использовать полученную информацию при определении причин или предпосылок неисправностей. При приближении контролируемых системой контроля характеристик агрегатов в зависимости от агрегатов формируется сигнал летному экипажу о необходимости совершения посадки вертолета, либо о продолжении полета с ограничениями по маневрированию и выполнению отдельных операций (например, транспортировки грузов на внешней подвеске). Часть регистрируемых полетных данных поступает в ББР для учета общей наработки агрегатов (разовые команды обжатия стоек шасси, наработка двигателей на земле/в полете и т.д.). Для обработки и обобщения полученной информации предусматривается специализированное программное обеспечение. Обработка полетной информации и данных системы диагностики при оперативных формах обслуживания предусматривается при помощи ноутбука. В составе отчета по результатам обработки информации предусматривается следующая информация:

- полетные данные в соответствии с перечнем регистрируемых параметров и разовых команд;
- наработка агрегатов в течение летной смены и общая наработка;
- отклонения от допустимых показателей контролируемых параметров агрегатов и систем вертолета;
- рекомендации о возможности дальнейшей эксплуатации агрегата, о необходимости планирования замены агрегата или о необходимости замены агрегата.

С целью оптимизации бортовой части системы диагностики на этапе проектирования необходимо:

- определить перечень контролируемых системой диагностики параметров, измерение которых требуется:
  - в режиме реального времени;
  - при обработке полетной информации между полетами или по окончании полетов вертолета в течение летной смены;
  - при проведении периодических работ по налету.

Помимо ноутбука со специализированным программным обеспечением предусматривается наземная станция (в стационарном или перевозимом исполнении). Особенностью данной станции является возможность проверки блоков функциональных систем вертолета и электрических соединений. Отличительной чертой предлагаемой станции от аналогичных по назначению и реализованных в эксплуатации заключается в том, что предусматривается возможность подключения к ББР, генерация различного рода сигналов для проверки самой системы диагностики, а также отдельных агрегатов. При необходимости в состав наземной станции могут входить дополнительные датчики и коммуникации, для размещения их на вертолете на период проведения углубленного контроля.

При формировании требований к системе контроля технического состояния и диагностики необходимо:

- определить номенклатуру агрегатов и систем, подлежащих контролю работоспособности системой диагностики и учета наработки;



- определить критерии исправности и методы контроля;
- определить типы датчиков, их количество и места размещения;
- определить номенклатуру регистрируемых параметров и разовых команд, регистрируемых системой регистрации полетных данных;
- определить номенклатуру параметров и разовых команд, необходимых для оценки и прогнозирования технического состояния агрегатов, учета наработки;
- сформировать группы параметров, контролируемых:
  - в режиме реального времени (с индикацией на рабочих местах летного экипажа);
  - при обработке полетных данных между полетами/по окончании полетов в течение летной смены;
  - при выполнении регламентных работ по полету;
- предусмотреть возможность в специализированном программном обеспечении указания сведений об агрегатах (заводской номер, показатели долговечности (при наличии), сведения о перемещениях, дата начала эксплуатации и т.д.);
- провести анализ достаточности методов контроля отдельных агрегатов при невозможности их визуального осмотра в отдельных условиях эксплуатации (например, при размещении вертолета на судне, когда хвостовая балка выходит за пределы палубы [2]).

Предлагаемая система диагностики значительно превосходит реализованные системы HUMS в части полноты контроля систем и агрегатов вертолета, что значительно упрощает эксплуатацию вертолета по техническому состоянию. Формирование системы в виде отдельных подсистем позволит адаптировать систему с учетом требований эксплуатирующей организации (Заказчика) к различным типам вертолетов и ожидаемым условиям эксплуатации.

#### Библиографический список

1. Дергачев А.Н. «Особенности модернизации авиационно-технических средств корабля при расширении граничных условий эксплуатации авиационной техники» // Известия ТулГУ. Технические науки, 2023, вып. 1. С. 113-116. DOI: 10.24412/2071-6168-2023-1-113-116.
2. Дергачев А.Н. «Влияние системы геометрических ограничений на облик вертолетной техники» // Известия ТулГУ. Технические науки, 2023, вып. 1. С. 236-239. DOI: 10.24412/2071-6168-2023-1-236-239.
3. Structural health management for future aerospace vehicles / W.H. Prosser [et al.] // NASA Technical Reports Server. – 2004.
4. Фирсов Л.Л., Юргенсон С.А. «Принципы построения системы мониторинга технического состояния конструкции для авиационных конструкций» Журнал «Прикладная Фотоника» 2017 Vol 4, 280-296 pp. DOI: 10.15593/2411-4367/2017.04.04
5. Глеб Гладун, Галина Карфидова, История развития HUMS – Казань: «Российский информационно-технический журнал «Вертолет», 2004 №1.
6. HUMS FACT SHEET [Электронный ресурс] (дата обращения 01.02.2023) <https://performanceaccel.honeywell.com>
7. T-HUMS: A HUMS solution that does the job [Электронный ресурс] (дата обращения 01.02.2023) <http://www.humsconference.com>.
8. T-HUMS: System Description [Электронный ресурс] (дата обращения 01.02.2023) <http://www.rsl-electronics.com>.
9. Разработка, результаты эксплуатации и развития систем диагностики вертолетов (БСДВ) [Электронный ресурс] (дата обращения 01.02.2023) <https://helirussia.ru/assets/res/%D0%94%D0%BE%D0%BA%D1%83%D0%BC%D0%B5%D0%BD%D1%82%D1%8B/2017/%D0%BF%D1%80%D0%B5%D0%B7%D0%B5%D0%BD%D1%82%D0%B0%D1%86%D0%B8%D0%B8%D0%9A%D0%A0%D0%AD%D0%A2/10%20%D0%93%D0%BE%D0%BB%D0%BE%D0%B2%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D0%B2%20HeliRussia%202017.pptx>

УДК 533.6.011.5

#### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ С ПРЕГРАДОЙ

Я.Ю. Портников<sup>1</sup>

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

Струйные течения являются распространённой формой движения жидкости и газа в природе (струйное течение в океане или атмосфере) и технике (струя, вытекающая из сопла ракетного двигателя) и характеризуются широким разнообразием. Процесс истечения во многих случаях сопровождается догоранием продуктов неполного окисления в окружающей среде и фазовыми переходами.

Точный расчёт струйных течений играет важную роль в приложениях, связанных с авиацией, а также во многих технических и технологических процессах. Для определения зоны безопасного нахождения людей и техники около самолёта с работающим двигателем требуется правильное описание распространения выхлопной струи турбореактивного двигателя вдоль поверхности аэродрома. Ужесточение экологических норм по уровню шума самолётов требует точного расчёта течения в струях, что необходимого для последующего вычисления акустических параметров струи, исследования влияния геометрии сопла на течение в струе и на уровень шума в ней. На режиме взлёта происходит взаимодействие горячей турбулентной струи с элементами механизации крыла, что вызывает увеличение шума и приводит к механическим повреждениям [1].

В данной работе исследуется процесс натекания сверхзвуковой струи из сопла на 3 вида преград. Температура и давление газа в сопле равны  $T_0=300$  К,  $\rho_0=10$  атм. В окружающей среде  $T_1=300$  К,  $\rho_1=$

1 атм. В качестве преграды рассматриваются стенки в форме круга, квадрата и прямоугольника. Постановка задачи плоская. Задачей исследования является моделирование формирования потока перед преградой и оценка полученных результатов.

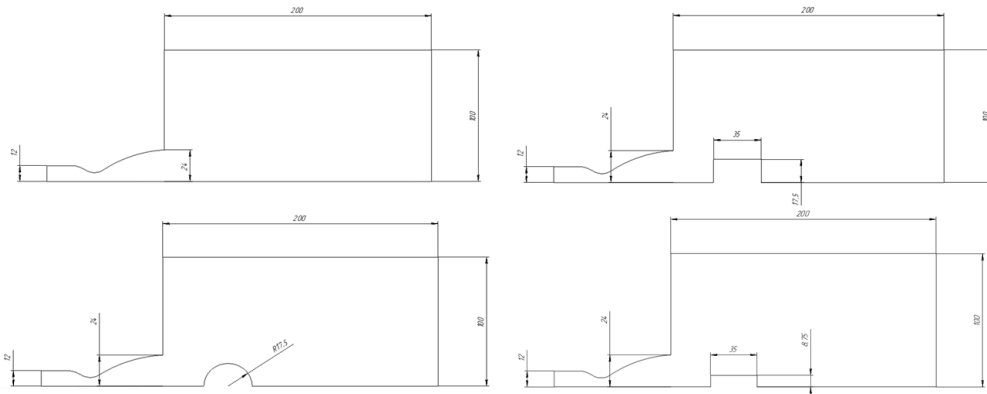


Рис. 1 – Схемы расчётных областей для разных типов преград.

На рис. 1 указаны геометрические размеры расчётной области. Сопло имеет следующие параметры: диаметр входного сечения  $d_1 = 24$  мм, в критическом сечении  $d_* = 7$  мм, диаметр выходного сечения  $d_2 = 48$  мм.

На расстоянии 30 мм расположены преграды в виде круга диаметром 35 мм, квадратом со сторонами по 35 мм и прямоугольника со сторонами 17,5 мм и 35 мм.

Также были заданы границы расчётной области: входная – inlet, выходная – outlet, стенка сопла – wall\_st, преграда – wall и ось симметрии symmetry.

В качестве решателя был выбран Pressure-Based. Постановка задачи стационарная, плоская. Влияние гравитационных сил не учитываем. Также были подключены уравнение энергии и модель турбулентности k-omega SST.

В сопле течёт воздух, моделью которого выступает модель идеального газа.

На входной границе inlet задаётся тип pressure-inlet, задаётся избыточное давление  $p_0 = 10$  атм и температура  $T_0 = 300$  К. На выходной границе outlet задается тип pressure-outlet, избыточное давление 1 атм, температура окружающей среды 300 К.

Далее необходимо инициализировать решение, чтобы подготовить алгоритм к решению. Для этого была использована гибридная инициализация Hybrid Initialization.

Затем запускается расчёт, выполняется 1000 итераций в окне Number of Iterations.

На рис. 2.1 – 2.3 представлены результаты вычислительного моделирования в виде контуров и векторов распределения газодинамических параметров.

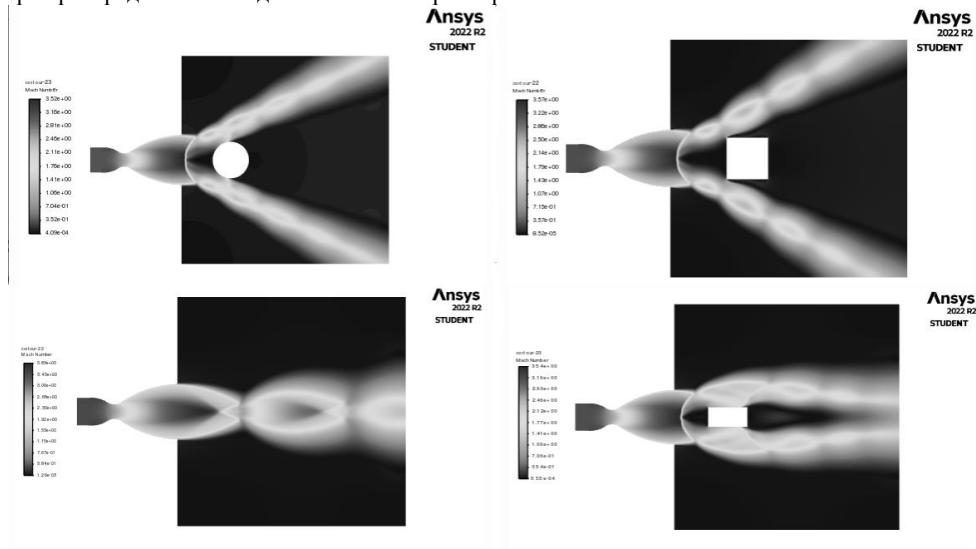


Рис. 2.1 – Поля распределения числа Маха для 3 разных типов преград и без преграды.

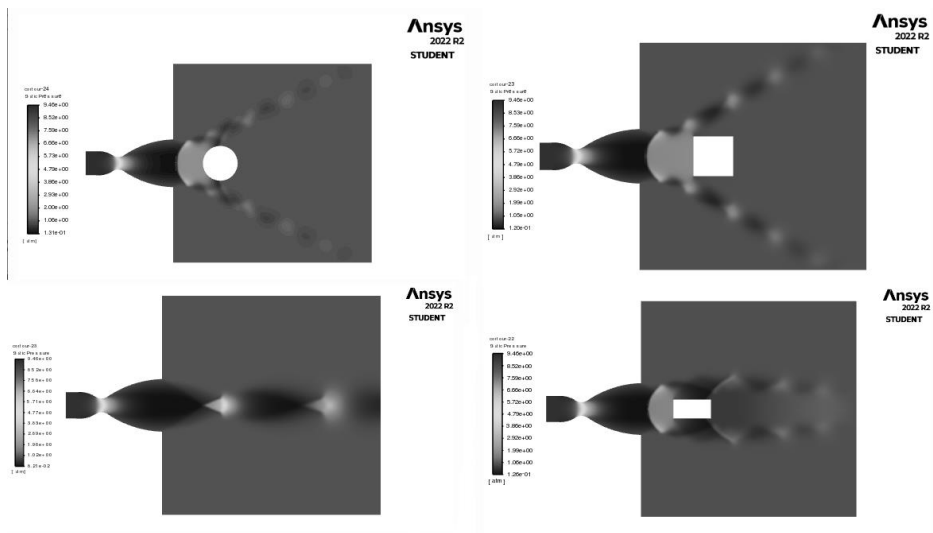


Рис. 2.2 – Поля распределения давления для 3 разных типов преград и без преграды.

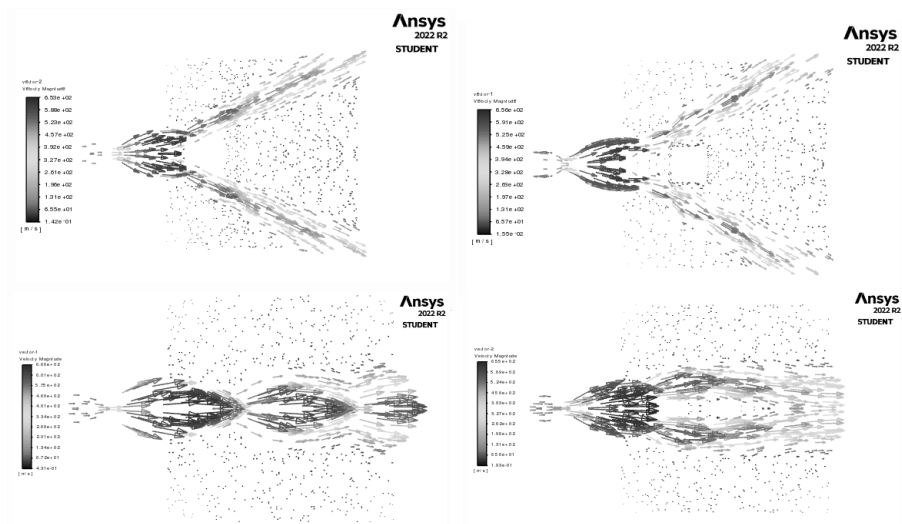


Рис. 2.3 – Векторное распределение скоростей для 3 разных типов преград и без преграды.

Вывод по проделанной работе: на рис. 2.1 можно видеть «бочкообразную» структуру струи после взаимодействия с преградой. На выходе из сопла скорость достигает максимального значения. В области перед преградой скорость равна нулю, скорость же в окрестности точки торможения также невелика, поэтому в данной области можно будет осуществлять различные химические реакции. На рис. 2.2 видно, что перед преградой образуется область повышенного давления. Наибольшая разница в поведении струйных течений при больших давлениях наблюдается при изменении поперечного размера преграды, отличий же при изменении формы практически не наблюдается.

Полученные результаты исследования можно использовать для сравнения и анализа взаимодействия сверхзвуковых струй с преградами других форм, также для наиболее эффективного выбора газоотбойника.

#### Библиографический список

1. Абрамович Г.Н., Гиршович Т.А., Крашенинников С.Ю., Секундов А.Н., Смирнова И.П. – Теория турбулентных струй, 1984. – 715 с.

УДК (533+621.438):004.94

#### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В ВЫХОДНОМ ДИФFUЗОРЕ ГТУ

*М.О. Рыбаков<sup>1</sup>, О.К. Овчинникова<sup>1</sup>*

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

В наши дни ввиду высокого уровня развития науки и техники и внедрения новых технологий осевые турбомашин достигли определённого уровня совершенства, повышение которого представляет собой сложную задачу. Сегодня существуют развитые и проверенные методики профилирования лопаточного аппарата, обводов проточной части и пр., что не позволяет повышать

эффективность установки за счёт их усовершенствования. В таком случае актуальным и действенным способом оказывается применение выходных диффузоров, которые характеризуются значительными резервами повышения КПД [1,2].

Диффузоры – это устройства, предназначением которых является увеличение статического давления на выходе из установки. Они представляют собой каналы, расширяющиеся при дозвуковых скоростях, а при сверхзвуковых – суживающиеся. Давление на выходе из турбины, за которой не установлен диффузор, ограничено атмосферным. В случае применения диффузора давление ограничено атмосферным на выходе уже из него. Таким образом, в силу расширения газа на выходе из турбины, т.е. на входе в диффузоре, можно получить давления ниже атмосферного, что позволяет увеличить степень расширения газа непосредственно в турбине ввиду расширения газа до более низкого давления. Чем большее расширение происходит в турбине, тем больший теплоперепад в ней срабатывается, поэтому снимаемая мощность при том же объёме сгоревшего топлива больше [1,3,4].

Наибольший интерес для турбостроения представляют кольцевые диффузоры. В зависимости от формы внутреннего тела выделяют диффузоры с цилиндрическим, коническим или профилированным внутренним телом [1,2].

Как было сказано выше, установка расширяющегося канала способствует увеличению эффективности турбины. Для оценки работы диффузора существует ряд критериев, среди которых можно выделить коэффициент восстановления давления, характеризующий восстановительную способность диффузора, и коэффициент потерь, отражающий величину потерь полного давления в канале, возникающие из-за трения в пограничном слое. Коэффициенты рассчитываются по формулам (1) и (2).

$$\zeta_p = \frac{P_{2cp} - P_{1cp}}{P_{2cp}^* - P_{1cp}} \quad (1)$$

$$\zeta = \frac{P_{1cp}^* - P_{2cp}^*}{P_{2cp}^* - P_{2cp}} \quad (2)$$

где  $P_{1cp}$  и  $P_{2cp}$  - значения статического давления, а  $P_{1cp}^*$  и  $P_{2cp}^*$  - значения полного давления соответственно на входе в диффузор и выходе из него.

Рассмотрим задачу течения незакрученного потока в кольцевом коническом диффузоре с цилиндрическим внутренним телом, углом раскрытия  $\alpha = 7^\circ$ , степенью расширения  $n=1,81$ . Величина угла раскрытия и степени расширения взяты из соображений проектирования безотрывного диффузора [1,2,5].

Основная проблема расчёта диффузоров заключается в том, что установка диффузора за турбиной изменяет характер течения во всей её проточной части. Начальные значения термодинамических параметров, необходимые для постановки вычислительного эксперимента, получены на основании приближенного расчёта турбины с диффузором [6] и представлены в таблице 1.

Таблица 2 – Начальные параметры

Наименование величины	Обозначение	Единицы измерения	Значение
Полное давление газа за турбиной	$P_{1cp}^*$	Па	104591
Полная температура газа за турбиной	$T_{1cp}^*$	К	971,6
Температура газа за турбиной	$T_1$	К	752
Плотность газа за турбиной	$\rho_1$	кг/м <sup>3</sup>	0,43

В таблице 2 приведены характерные параметры турбины, геометрические характеристики диффузора и некоторые вспомогательные величины.

Таблица 3 – Начальные параметры и вспомогательные величины

Наименование величины	Обозначение	Единицы измерения	Значение
Диаметр цилиндрического тела	$d$	м	1,588
Наружный диаметр на входе	$D_1$	м	3,176

Степень расширения	$n$	–	2
Угол раскрытия	$\alpha$	градусы	7
Площадь поперечного сечения на входе	$S_1$	м <sup>2</sup>	7,92
Площадь поперечного сечения на выходе	$S_2$	м <sup>2</sup>	14,3
Диаметр выходного сечения	$D_2$	м	4,27
Длина диффузора	$L$	м	4,46

На рис.1. представлена геометрическая модель диффузора.

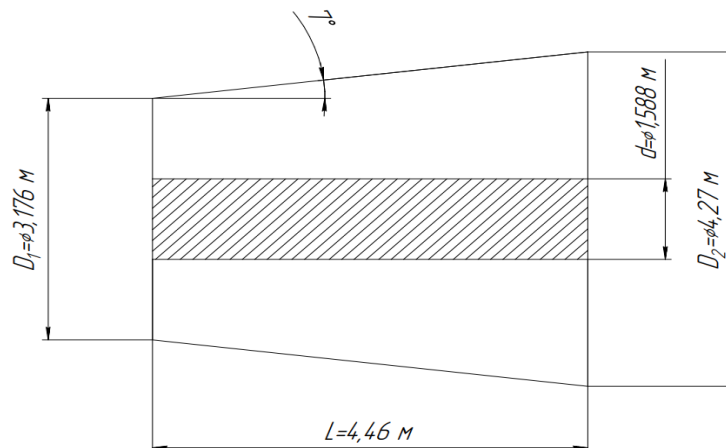


Рис. 1. Геометрическая модель диффузора

Таким образом, в данной работе рассматривается задача численного моделирования течения незакрученного осевого потока в кольцевом коническом диффузоре в осесимметричной с симметрией относительно окружной координаты двумерной стационарной вязкой несжимаемой постановке в отсутствии массовых сил. Для проведения вычислительного эксперимента используется программный комплекс Ansys Fluent.

Система уравнений, описывающая несжимаемое турбулентное течение, включает в себя уравнения неразрывности и количества движения [3,7,8]. Для замыкания уравнений Навье - Стокса, осредненных по Рейнольдсу, используется  $k-\omega$  модель турбулентности, поскольку она детально описывает область течения у стенки [7,9,10] и хорошо подходит для численного моделирования течений в диффузорных каналах.

В результате проведения численных экспериментов были получены поля распределения термогазодинамических параметров. На рис. 2, 3 и 4 приведены поля чисел Маха, статического давления и полного давления, соответственно.

Поле чисел Маха отчётливо отображает торможение потока вниз по течению, а поле статического давления указывает на увеличение давления, что соответствует основному назначению диффузора. На поле полного давления видны потери полного давления в пограничном слое.

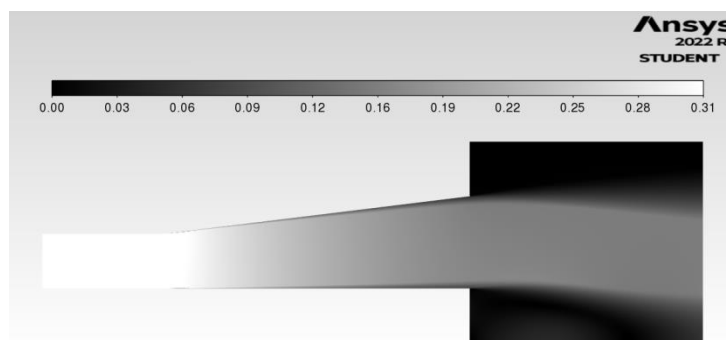


Рис. 2. Поле числе Маха

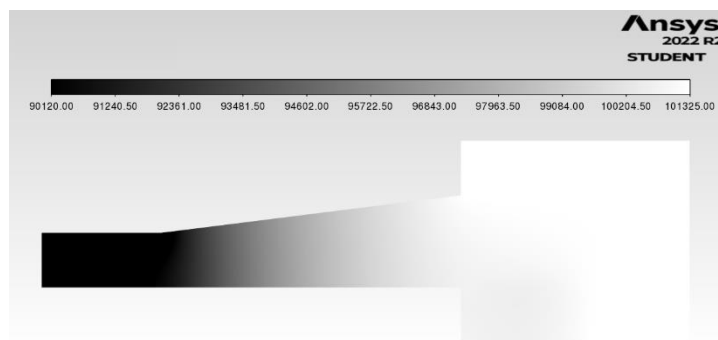


Рис. 3. Поле статического давления

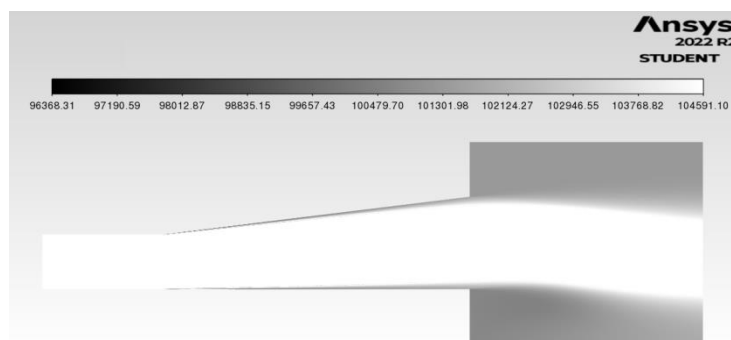


Рис. 4. Поле полного давления

В таблице 3 были приведены средние значения термогазодинамических параметров во входном и в выходном сечениях диффузора.

Таблица 4 – Значения параметров на границах диффузора

Параметр	Значение на входе	Значение на выходе
$M$	0,31	0,15
$p_{cp}$	90120	101305
$p_{cp}^*$	104591,1	103927

На основании полученных данных были посчитаны коэффициенты восстановления давления и потерь, величины которых составили  $\zeta_p = 0,81$  и  $\zeta = 0,267$ . Данные значения согласуются с данными физических экспериментов, приведённых на моделях конических диффузоров, представленных в [1].

#### Библиографический список

1. Мигай В.К. Гудков Э.И. Проектирование и расчёт выходных диффузоров турбомашин. – Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1981. – 272 с. с илл.
2. Дейч М.Е. Зарянкин А.Е. Газодинамика диффузоров и выхлопных патрубков турбомашин М.: Энергия, 1970. – 384 с. с илл.
3. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа: Учеб. для вузов. – 7-е изд., испр. – М.: Дрофа, 2003. – 840 с., 311 ил., 22 табл. – (Классики отечественной науки) ISBN 5-7107-6327
4. Зарянкин А.Е. О возможных путях повышения мощности, надёжности и экономичности газотурбинных установок // Вестник ИГЭУ, 2014. 7 стр.
5. А. Расамуэлина Влияние угла раскрытия кольцевого конического диффузора, длины диффузора и угла абсолютной скорости на выходе из турбины, на поведение потока в диффузоре /А. Расамуэлина [и др.]// Научно-практический электронный журнал Аллея Науки 2021.№ 6(57) – 23с.
6. Комаров О.В. Тепловые и газодинамические расчёты газотурбинных установок: учебно – методическое пособие / О.В. Комаров, В.Л. Блинов, А.С. Шемякинский. – Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2018. – 164 с. ISBN 978-5-7996-2487-3
7. Евсеев Н.С. Исследование гидродинамики и процессов классификации мелкодисперсных порошков в воздушно-центробежных аппаратах: дис. канд. ф.-м. наук. – Томск, 2016. – 139 с.
8. Юн А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений: Учеб. пособие: М.: Изд-во МАИ, 2009. – 139 с.
9. Особенности моделирования турбулентного течения в диффузорных каналах простой и сложной конфигурации / И.С. Давлетшин [и др.] // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2011. С. 11 – 15.

10. А.И. Федюшкин Течение вязкой несжимаемой жидкости в плоском диффузоре: переход от симметричному к несимметричному и от стационарного и к нестационарному режимам течения // Препринт ИПМех РАН, № 1075, Москва, 2014, 42 с.

УДК 621.45.022.5

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*И.Н. Мушка, М.М. Лаптинская*

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

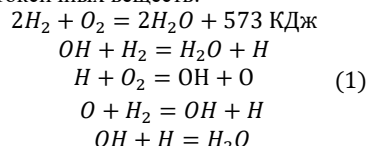
Все чаще ставится вопрос о защите окружающей среды. Много выбросов идет с заводов, пожаров, использования радиации и, конечно же, при использовании транспорта. Данные вопросы затрагивают, в том числе, и авиастроение: ставится вопрос о возможных путях снижения эмиссии двигателей и энергетических установок. При этом, подобные двигатели должны сохранять заданные параметры тяги и иметь бесперебойную работу, что также усложняет процесс их проектирования. В последнее время появилось много вариантов реализации, а также и сами опытные образцы, которые претендуют называться малоэмиссионными.

Целями данной работы выражается в выявлении необходимости усложнения конструкции камер сгорания, нахождения эмиссии, а также в нахождении преимуществ и недостатков подобных типов камер сгорания.

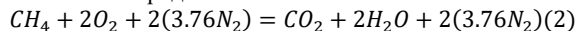
Большая часть методов создания низких выбросов в атмосферу заключается в создании смеси с размером частиц порядка 60-80 мкм, для обеспечения наиболее полного сгорания топлива без выделения вредных веществ, таких как CO<sub>2</sub>, CO, NO и им подобных. Чтобы создать низкий уровень эмиссии в камерах сгорания, как правило, используют конструктивные элементы, такие как тангенциальные и радиальные завихрители, дающие возможность получить хорошо перемешанную однородную смесь горючего и окислителя. Помимо завихрителей, модифицируется и система подачи топлива. В основу идей систем подачи заложено распыление топлива на более мелкие фракции, а также, дополнительная закрутка потока. Как правило, для последнего, используется кольцевая система подачи топлива. Помимо прочего, используются и альтернативные виды топлива. В частности, большие перспективы имеет водородное топливо, позволяющее добиться минимальной эмиссии.

При проектировании подобных камер сгорания возникает ряд проблем, связанных с неустойчивым горением и возникающими автоколебаниями, которые могут приводить к срыву потока и прекращению горения [1]. Для предотвращения подобных случаев, часто используют хонейкомбы и стабилизаторы (преимущественно конической формы), которые ставятся на расстоянии, когда смесь уже считается хорошо перемешанной [4]. При использовании других видов топлива тоже возникают проблемы, к примеру, в топливе на основе водорода возникают очень большие температуры горения, что необходимо учитывать при проектировании двигателя, в частности, при создании теплозащитных покрытий.

В данной работе сравнивается влияние как разных топливновоздушных смесей, так и конструктивные особенности подачи в камере сгорания. Как уже было сказано ранее, при реакции горения водорода не образуется токсичных веществ:



Для сравнения продуктов сгорания, получаемых в рассматриваемых камерах сгорания, в качестве топлива рассматривается смешение и горение метана с кислородом:



Как мы можем видеть, реакция горения метана уже является токсичной для атмосферы, поэтому, при проектировании камеры сгорания будет использоваться принцип завихренности потока. Изначально, камера сгорания рассчитана на тягу порядка 70 кН и планировалось ее использование на высоте 10 км, при использовании топливной пары водород – кислород. Рассматривалось как разное расположение трубок, так и их количество.

Для расчета состава, процентного соотношения компонентов горения давления и их молярной массы используются формулы 3-9. Определяется суммарная молярная масса компонентов ПС:

$$\mu_{\Sigma} = \frac{1}{p_{\Sigma}} \sum_{i=1}^{i=n} \mu_i p_i \quad (3)$$

где  $p_{\Sigma}$  определяется как:

$$p_{\Sigma} = p_{H_2} + p_H + p_{H_2O} + p_{OH} + p_O + p_{O_2} \quad (4)$$

а,  $\mu_i p_i$  - молярная масса соответствующих компонентов горения – водород, кислород, вода и их производные.

Чтобы определить давления отдельных компонентов пользуются формулами вида:

$$p_H = \sqrt{K_{H_2} p_{H_2}} \quad (5)$$

$$p_{H_2O} = \frac{p_H^2}{K_{H_2O}} p_O(6)$$

$$p_{OH} = \frac{p_H}{K_{OH}} p_O(7)$$

$$p_{H_2O} = \frac{1}{K_{O_2}} p_O^2(8)$$

где константы равновесия К определяются по справочным значениям. Зная  $\mu_{\Sigma}$  можно определить газовую постоянную смеси:

$$R_{\Sigma K} = \frac{8314,4}{\mu_{\Sigma}} = R_{гс}(9)$$

При решении поставленной задачи в пакете программ ANSYS Fluent решаются следующие уравнения[2]:

уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (10)$$

уравнение импульса:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i + \delta_{ji} p - \tau_{ij}) = 0 \quad (11)$$

уравнение энергии:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho l) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \rho u_j \left( l + \frac{p}{\rho} \right) + q_j - u_i \tau_{ij} \right] = 0 \quad (12)$$

уравнение состояния:

$$p = \rho RT(13)$$

уравнение сохранения массы химического компонента s:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho C_s) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho C_s u_j + g_{s,j}) = \omega_s, s = 1, 2, \dots, N - 1 \quad (14)$$

Здесь:  $\rho$  - плотность газовой смеси;  $u_j$  - компонента скорости в j -ом направлении; p - давление;  $\tau_{ij}$  - тензор напряжений; q - плотность теплового потока колебательной энергии, учитывающая перенос тепла за счет теплопроводности и диффузии;  $C_s$  - массовая доля компонента s;  $\omega_s$  - скорость образования компонента s в результате химических реакций; N - количество компонентов газовой смеси; T - температура; R - газовая постоянная.

Для замыкания уравнений 10-14 в программе ANSYS FLUENT была использована модель k- $\omega$  SST и модель горения EDDY DISSIPATION. Рассматриваемый вариант камеры сгорания представлен на схеме [3]:

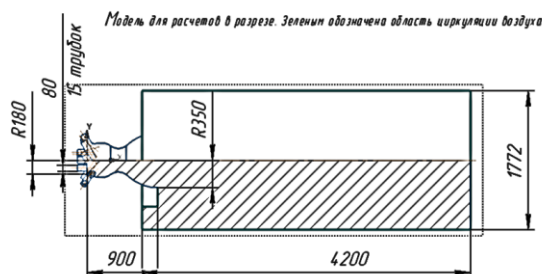


Рис. 1. Схема с обозначением размеров модели

Для создания завихренного потока сбоку от входа в камеру сгорания был установлен ряд из 10 наклоненных к оси под углом в 30 градусов каналов диаметром 80 мм. Также сверху было установлено 5 каналов расположенных по нормали к плоскости сечения входа с тем же диаметром. Критическое сечение имеет скругление по радиусу равное 0.2 м. Также использовалась схема с 4 каналами наклоненными к оси и 5 каналами сверху.

Наиболее интересные параметры связаны с температурой и концентрацией продуктов сгорания в зависимости от топлива и количества каналов. Данные по полям распределения представлены на картинках и в таблице ниже:

Таблица 1. Сравнение результатов эмиссии от числа трубок и вида топлива

Топливная пара	Количество каналов	Максимальное распределение продуктов сгорания %	$T_{max}/T_{вых}$ , К
Водород – Кислород	4	H <sub>2</sub> O - 99%	4900/3800 К
Водород – Кислород	10	H <sub>2</sub> O - 98%	4950/3700 К
Метан – Кислород	4	CO <sub>2</sub> - 54 % , H <sub>2</sub> O - 45%	4760/3300 К
Метан – Кислород	10	CO <sub>2</sub> - 51 % , H <sub>2</sub> O - 43%	4800/3750 К



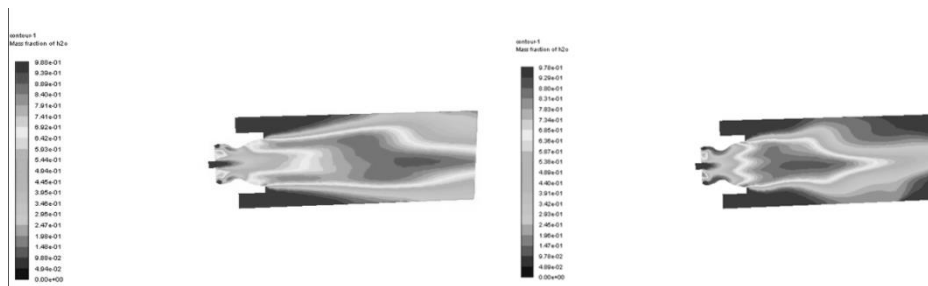


Рис. 2. Распределение продуктов сгорания топливной пары водород – кислород при 4 каналах (слева) и при 10 каналах (справа)

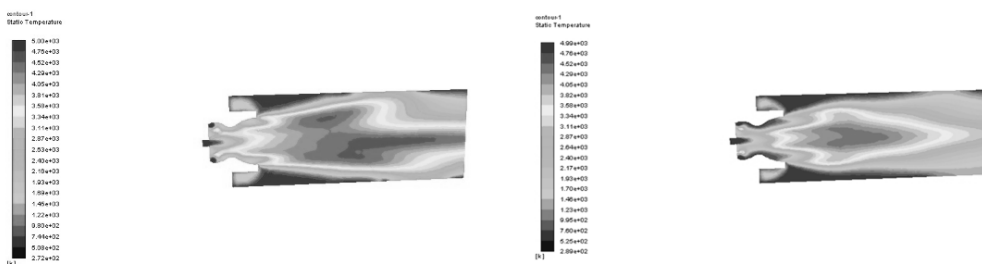


Рис. 3. Распределение температуры топливной пары водород – кислород при 4 каналах (слева) и при 10 каналах (справа)

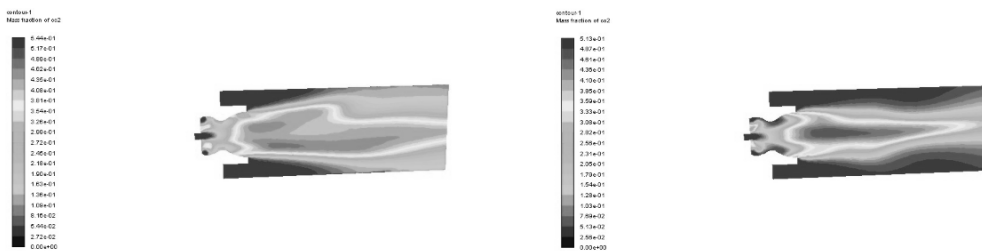


Рис. 4. Распределение продуктов сгорания топливной пары метан – кислород при 4 каналах (слева) и при 10 каналах (справа) - углекислый газ

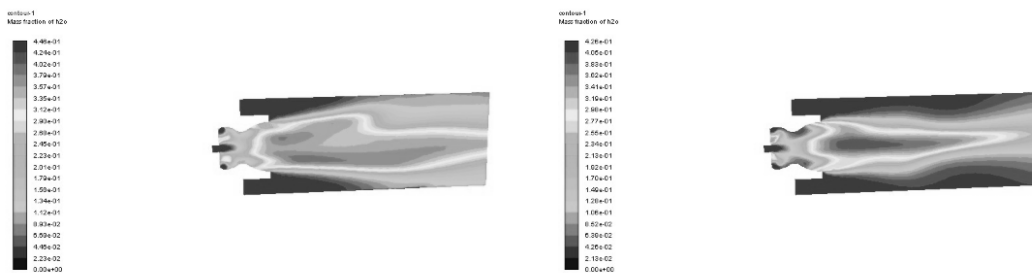


Рис. 5. Распределение продуктов сгорания топливной пары метан – кислород при 4 каналах (слева) и при 10 каналах (справа) - вода

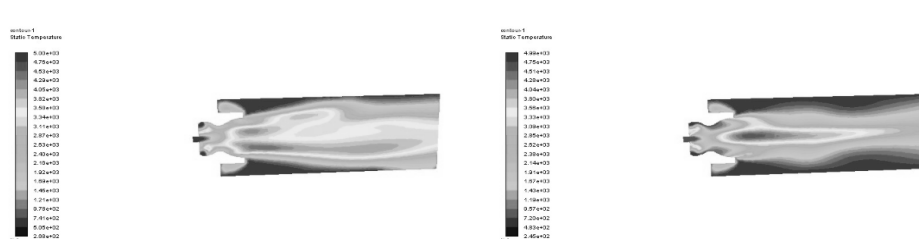


Рис. 6. Распределение температуры топливной пары метан – кислород при 4 каналах (слева) и при 10 каналах (справа) - вода

Помимо вышеперечисленных вариантов, было предложено поменять местами подвод топлива (метан) и подвод воздуха таким образом, что воздух будет подаваться по кольцевой системе, а топливо, наоборот, просто будет подаваться параллельно движению потока. По результатам численного моделирования получили следующее – максимальный процент содержания углекислого

газа составил 53%, а воды – 44%, максимальная температура равнялась 4500 К, средняя температура порядка 3000 К:

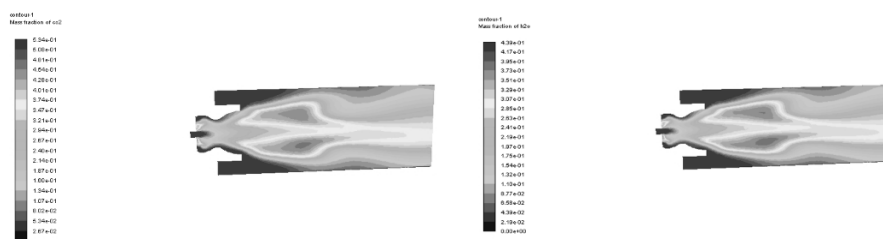


Рис. 7. Распределение продуктов сгорания топливной пары метан – кислород при 10 каналах с кольцевой подачей воздуха – слева концентрация углекислого газа, справа концентрация воды

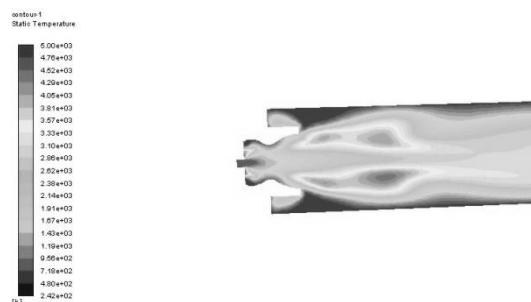


Рис. 7. Распределение температуры топливной пары метан – кислород при 10 каналах с кольцевой подачей воздуха

По результатам исследования было выявлено следующее: наиболее перспективным является использование водородных топлив, поскольку при протекании химической реакции с воздухом не образуются оксиды углерода или оксиды азота. Однако температура в среднем на 150-200К выше при использовании водородных видов топлива, что необходимо учитывать при проектировании. При использовании метана в качестве топлива было замечено следующее: 1) с увеличением количества трубок с 4 до 10 идет дополнительное закручивание и разбиение частиц топлива в потоке, что приводит к небольшому уменьшению эмиссии выбросов  $\text{CO}_2$ ; 2) с уменьшением количества эмиссии возрастает температура (в среднем от 100 до 300К). При кольцевом разбиении топлива потоком воздуха в данной камере также наблюдалось небольшое уменьшение уровня эмиссии (с 54% до 53% при оценке  $\text{CO}_2$ , а также выделилось на 1% больше водяного пара)

В перспективе будет рассмотрена задача разработки более точной камеры сгорания для проведения расчетов внутрикамерных процессов и последующего создания проекта малоэмиссионного двигателя.

#### Библиографический список

1. Крокко, Луиджи. Теория неустойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях [Текст] / Л. Крокко, Чжен Сянь-и ; Пер. с англ. Т. Ф. Алтуховой и М. О. Лернера ; Под ред. проф. Ю. Х. Шаулова ; [Вступ. статья Ю. Х. Шаулова, М. О. Лернера, с. 5-35]. - Москва : Изд-во иностр. лит., 1958. - 351 с. : ил.; 20 см.
2. Назукин В.А., Августинович В.Г. Сравнение различных подходов к моделированию течения в премиксерах малоэмиссионных камер сгорания - Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника, 2016 – 22 с.
3. И. А. Замятина, Е. В. Киселев. Моделирование процесса горения газообразного топлива в программном пакете ANSYS - ФГАОУ ВО «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н.Ельцина», г. Екатеринбург, Россия – 2019, 7 с.
4. Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д., Воротынцев И.Е. Технология малоэмиссионного сжигания топлива и конструктивный облик камеры сгорания газотурбинной установки // 2020, 14 стр.

УДК 621.45.022.5

#### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА В СОПЛЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТЯГОЙ 20 Н НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

*А.В. Тараторин*

*АО «Научно-исследовательский институт машиностроения», г. Нижняя Салда Свердловской области*

Развитие современных цифровых технологий и программных средств (ANSYS CFX, ANSYS Fluent, Open FOAM, NX FLOW, FlowVision и др.) даёт возможность применять методы численного моделирования на ранних этапах разработки и проводить оценку параметров различных вариантов конструкций двигателя, тем самым сокращая объём сравнительных испытаний или вовсе их исключая [6].

Современные мировые тенденции диктуют строгие требования к ракетно-космическим системам, в числе которых: минимальные сроки создания, эффективность, надёжность, низкая цена и экологическая безопасность. К ракетным двигателям малой тяги (РДМТ), как элементу этих систем, предъявляются аналогичные требования.

Рабочий процесс в камере РДМТ на несамовоспламеняющихся КТ должен быть организован таким образом, чтобы обеспечить максимальную полноту сгорания топлива, надежное воспламенение, устойчивость протекания процессов в камере для безотказной работы двигателя, а также защиту стенок камеры от перегрева и прогаров [4]. Для обеспечения удовлетворительного теплового состояния в РДМТ, кроме всего прочего, применяют внутреннее (завесное) охлаждение, т.е. вблизи огневой стенки организуется низкотемпературной слой с избытком горючего либо окислителя. Кроме того, в качестве материала камеры используется сплав на основе ниобия Нб5В2МЦ с дальнейшим нанесением покрытия из дисилицидмолибдена ( $\text{MoSi}_2$ ), что позволяет во время огневой работы двигателя достигать максимального значения эксплуатационной температуры стенки камеры около 1350 °С.

В данной работе проводится исследование теплового состояния конструкции при течении в сопловом канале продуктов сгорания и наличии завесного охлаждения огневой стенки газообразным кислородом.

Объектом исследования является ракетный двигатель разработки АО «НИИМаш» тягой уровня 20 Н на компонентах топлива газообразный кислород и керосин.

При разработке математической модели приняты следующие допущения:

1. Задача решается в стационарной постановке.
2. Все процессы фазовых переходов завершены, на вход в сопло поступают газообразные продукты сгорания.
3. Продукты сгорания являются идеальными газами.
4. Химические реакции не протекают.
5. Сила тяжести не учитывается.
6. Течение моделируется с использованием гипотезы Буссинеска о линейной зависимости реингольдсовых напряжений от тензора деформации.
7. Конвективный теплообмен между твёрдой стенкой сопла и окружающей средой отсутствует. Математическая модель, описывающая течение газа, состоит из следующих уравнений [2]:

Уравнение сохранения массы:

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

где  $\rho$  – плотность,  $t$  – время,  $U = (U_x, U_y, U_z)$  – вектор скорости в декартовых координатах;

$$\nabla = \left[ \frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}, \frac{\partial}{\partial z} \right] \quad (2)$$

Уравнения сохранения импульса

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U) = -\nabla p + \nabla \tau; \quad (3)$$

$$\tau = \mu(\nabla U + (\nabla U)^T - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot U), \quad (4)$$

где  $\tau$  – тензор напряжений,  $p$  – давление,  $\mu$  – коэффициент динамической вязкости,  $\delta$  – единичная матрица,  $\otimes$  – тензорное умножение.

Уравнение сохранения энергии

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U_i h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (U \cdot \tau), \quad (5)$$

где  $h_{tot} = k + h + \frac{U^2}{2}$  – полная энтальпия смеси;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности;  $h = \sum h_\alpha Y_\alpha$  – энтальпия смеси;  $\frac{U^2}{2}$  – кинетическая составляющая;  $h_\alpha = h_\alpha^0 + \int_{T_0}^T c_{p\alpha}(T) dT$ ,  $h_\alpha^0$  и  $c_{p\alpha}$  – энтальпия, энтальпия образования и теплоёмкость при постоянном давлении компонента  $\alpha$ ;  $\nabla \cdot (U \cdot \tau)$  – функция, учитывающая работу вязкостных сил.

В качестве модели турбулентности используется модель k-omega SST, в которой для описания течения вблизи поверхности применяется пристеночная функция. Безразмерная температура определяется как:

$$T^+ = \frac{\rho c_p u^* (T_w - T_g)}{q_w}, \quad (6)$$

где  $u^*$  – безразмерная скорость,  $T_g$  – температура газа,  $T_w$  – температура стенки,  $q_w$  – плотность конвективного теплового потока в стенку.

Из уравнения (6) рассчитывается плотность конвективного теплового потока в стенку. Плотность лучистого теплового потока определяется выражением:

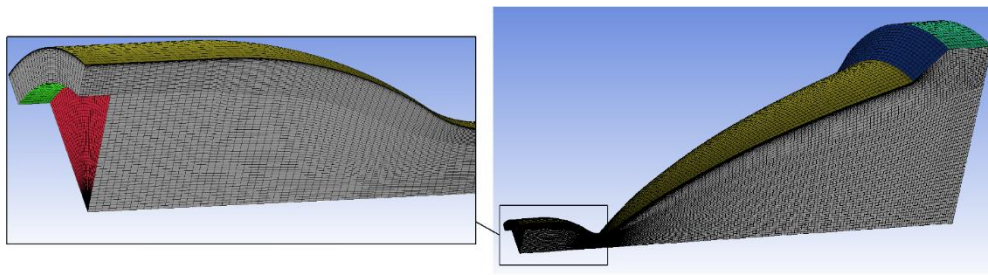
$$q_{rad} = \varepsilon_w c_0 \left( \frac{T_g^4}{100} - \frac{T_w^4}{100} \right), \quad (7)$$

где  $\varepsilon_w$  – степень черноты стенки,  $c_0$  – коэффициент излучения абсолютно чёрного тела.

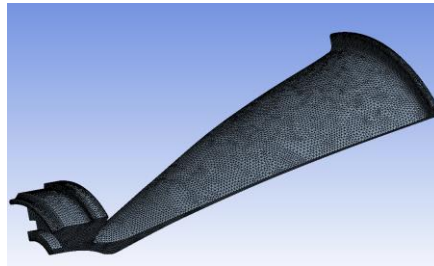
Суммарная плотность теплового потока равна:

$$q_\Sigma = q_w + q_{rad} \quad (8)$$

Для численного решения задачи в трёхмерной постановке создана расчётная сетка (рис. 1) области течения продуктов сгорания (1/6 часть расчётной области) с блочной структурой из гексаэдрических элементов и призматических пристеночных слоёв. Количество ячеек составляет около 400000. Расчётная сетка твёрдой стенки является неструктурированной и включает в себя около 180000 элементов.



а)



б)

Рисунок 1 Расчётная сетка:

а – область течения продуктов сгорания; б – твердая стенка

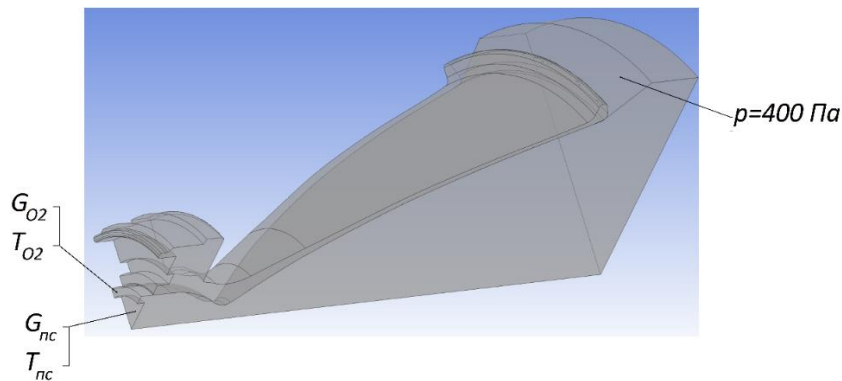


Рисунок 2 – Граничные условия

В качестве граничных условий (рис. 2) задавался расход продуктов в ядро 1,03 (6,18\*) г/с при температуре 2400 К и расход газообразного кислорода в завесу 0,2 (1,2\*) г/с при температуре 298 К. На выходной границе установлено значение давление  $p=400$  Па с граничным условием outlet, которое не учитывает наличие обратных течений. Решение 3-х мерной задачи на 1/6 части расчётной области обеспечивается заданием граничных условий симметрии, т.е. на этих границах градиенты всех переменных равны нулю. Продукты сгорания представляют собой гомогенную смесь веществ, значения массовых долей которых представлены в Таблице 1. Теплоёмкость веществ  $c_p = c_p(T)$  определяется по полиномам, константы которых содержатся в базе данных ANSYS CFX.

Вещество	Массовая доля
$C_{10}H_{22}$	0,3081
CO	0,1841
CO <sub>2</sub>	0,2214
H	0,002
H <sub>2</sub>	0,0054
H <sub>2</sub> O	0,1453
O	0,0199
OH	0,0503
O <sub>2</sub>	0,0635

Численное решение математической модели реализовано в программном комплексе ANSYS CFX в расчётном центре АО «НПО Энергомаш». Контроль сходимости решения осуществлялся согласно закону сохранения массы:

$$G_{\text{вх}} - G_{\text{вых}} = 0, \quad (9)$$

где  $G_{\text{вх}}$  – расход газа на входе в расчётную область,  $G_{\text{вых}}$  – расход газа на выходе из расчётной области. Т.е. решения можно считать сошедшимся при равенстве  $G_{\text{вх}} = G_{\text{вых}}$ . На рисунке 3

представлен график изменения расхода на выходе из расчётной области в зависимости от итераций. Сходимость решения достигается за 145 итераций.

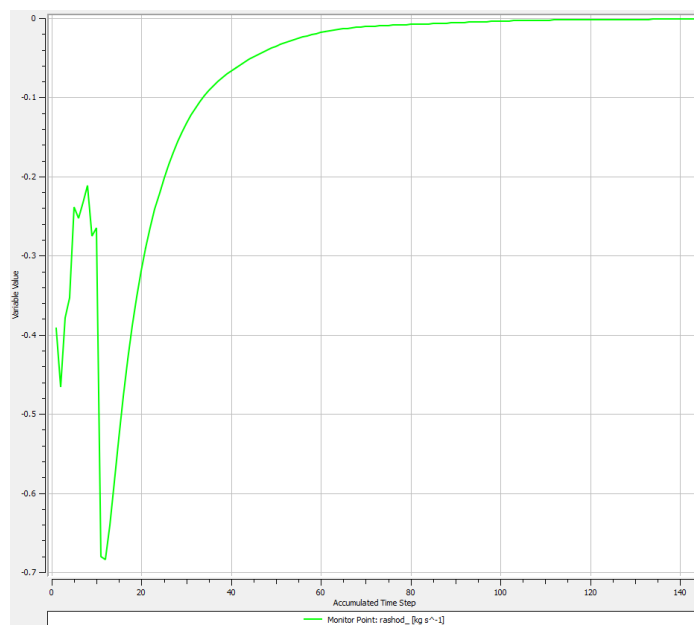


Рисунок 3 – График изменения расхода на выходе из расчётной области в зависимости от итераций

На рисунке 4 изображены графики осевых скоростей по поперечным сечениям сопла.

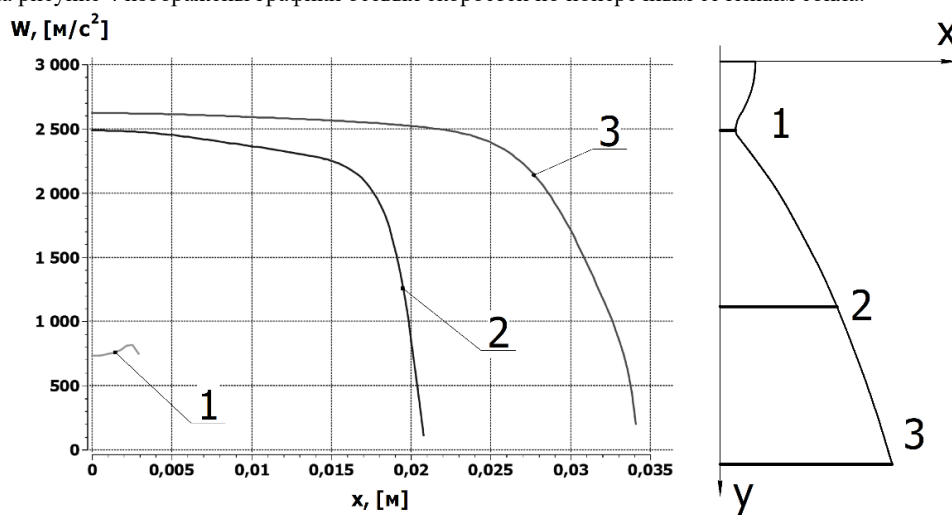
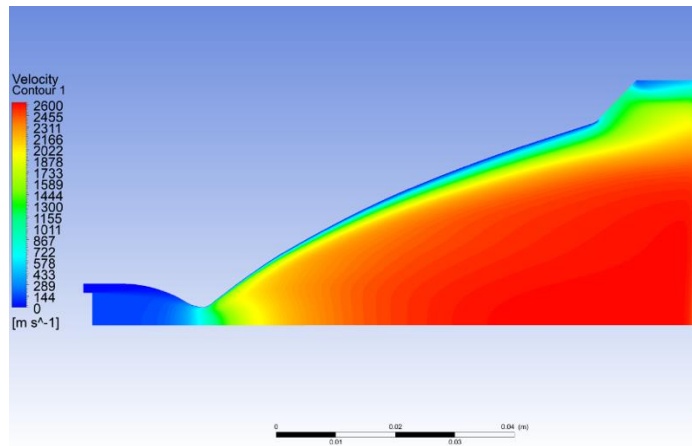
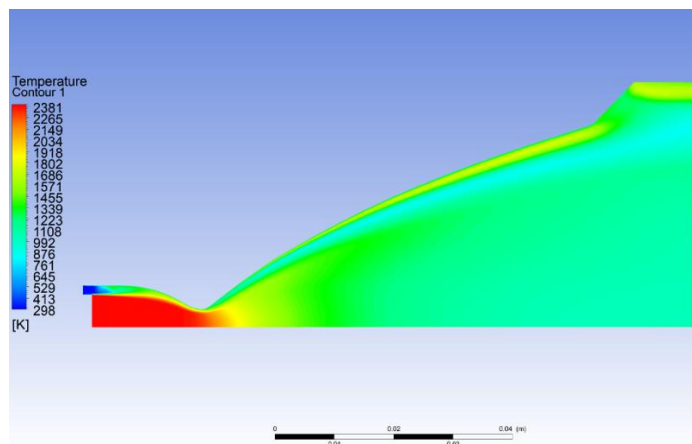


Рисунок 4 – Графики осевой скорости

На рисунке 5 изображены поля распределения скорости (а) и температуры (б) в продольном сечении сопла.



а

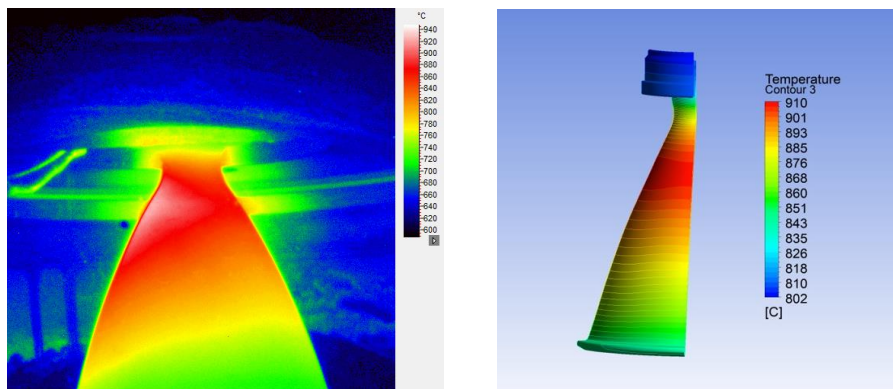


б

Рисунок 5 – Поля распределения в продольном сечении сопла:  
а – скорости; б – температуры

Огневые испытания ракетного двигателя тягой уровня 20 Н проводились на рабочем месте №3 стенда №1 научно-испытательного комплекса 101 НИИМаш. Для имитаций эксплуатационных условий использовалась газожеторная установка, которая обеспечивает начальной разряжение давления на срезе сопла порядка 18 мм рт. ст., а на установившемся режиме работы РДМТ давление окружающей среды, за счёт работы газодинамической трубы, поддерживается около 4 мм рт. ст.

На рисунке 6 представлены распределения температуры по внешней поверхности конструкции сопла, полученные с помощью тепловизора при натурном эксперименте (а) и по результатам расчёта (б).



а)

б)

Рисунок 6 – Картины распределения температуры на внешней поверхности сопла двигателя  
а – натурный эксперимент, б – расчёт

Подводя итог работы, можно сказать о том, что расчётное распределение температур по поверхности конструкции сопла качественно соотносится с результатами натурного эксперимента. Соответственно разработанную математическую модель можно применять для предварительной оценки теплового состояния конструкции сопла на начальных этапах разработки РДМТ.

\* – расход для полноразмерной расчётной области.

#### Библиографический список

1. Салич В.Л. Разработка кислородно-керосиновой двигателя тягой 25 Н. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-1-2050>.
2. ANSYS CFX-Solver, Release 10.0: Theory. ANSYS Europe Ltd, 2005, 266 p.
3. Салич В.Л. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги: учебное пособие / В.Л. Салич, А.А. Шмаков, С.Д. Ваулин. – Челябинск, Изд-во ЮУрГУ, 2006. – 52с.
4. 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 Самарского университета, 2016. – 136 с.: ил.
5. Строкач Е.А. Численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания ракетного двигателя малой тяги с центробежными форсунками. Диссертация на соискание ученой степени к.т.н. Москва, 2017 г. – 144 с.
6. Салич В.Л. Проектирование камеры кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100Н на основе численного моделирования внутрикамерных процессов. Вестник УГАТУ – 2014. Т. 18, № 4 (65). С. 20–26

УДК 629.7.021

### МОДЕРНИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ГАРПУНА ДЛЯ ЗАХВАТА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА МАЛОМ КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ

*Г.П. Евченко*

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

#### Введение

Интерес к проблеме влияния ракетно-космической деятельности на засорение околоземного космического пространства, которое началось с момента запуска первого искусственного спутника Земли, постоянно возрастает, о чём свидетельствует увеличение семинаров и международных конференций, посвященных этой проблеме [1].

К космическому мусору, представляющему собой, с точки зрения классической прикладной экологии, твердые отходы космической деятельности, относятся отработавшие ракетные блоки, ступени ракет-носителей и разгонные блоки, космические аппараты, прекратившие активное существование, различного рода отделяющиеся технологические элементы ракета-носителей и космических аппаратов, а также фрагменты, образовавшиеся в результате столкновений космических объектов и взрывов на орбите.

В отличие от уже решённой задачи стыковки двух объектов на орбите, задача захвата космического мусора не рассматривает его прямое взаимодействие с активным космическим аппаратом – буксиром, поэтому задача космической транспортировки космического мусора после его захвата является совершенно новой и пока не решенной задачей современной космонавтики, для решения которой потребуется проектирование и построение новых конструкций, моделей и алгоритмов управления движением связки космического буксира и космического мусора [2].

В настоящее время для увода космического мусора используются активные и пассивные методы очистки космического пространства.

Основной целью данной работы является повышение эффективности малых космических аппаратов, использующих гарпун как средство активного метода очистки космического пространства, путем модернизации известной конструкции по патенту RU №2510359 С1, представленной на рис. 1 и рис. 2.

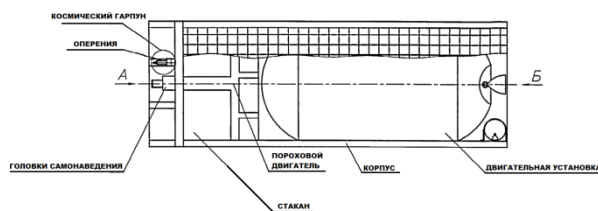


Рис. 1. Конструкция КА с гарпуном по патенту RU №2510359 С1

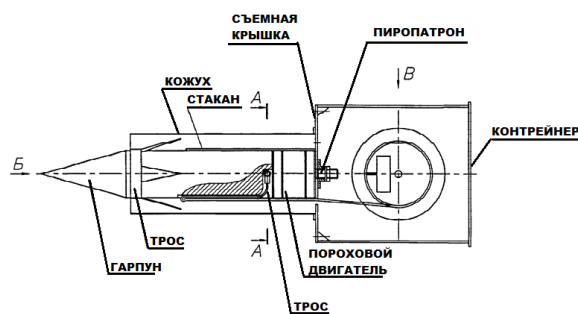


Рис. 2. Устройство гарпунного узла по патенту RU №2510359 С1

Данная конструкция имеет существенный недостаток в виде разделения гарпуна на две части после выполнения последнего, заключительного, этапа захвата космическим аппаратом космического мусора. На последнем этапе, когда космический мусор перебазирован на орбиту захоронения или направлен в сторону Земли для сгорания в атмосфере, происходит срабатывание специального срезного элемента, отделяющий заостренную концевую часть с оперениями.

Основные предложенные векторы повышения эффективности очистки космического пространства малыми космическими аппаратами с помощью гарпуна в современной космонавтике могут достигаться путем:

- Создания многозарядной барабанной установки;
- Разработке более эффективной заостренной концевой части;
- Пересмотр конструкции гарпунного узла.

#### **Многозарядная гарпунами барабанная установка**

Организация очистки космического пространства с помощью малого космического аппарата, оснащенным барабанной установкой позволит, при достаточных запасах топлива малого космического аппарата в космической миссии, производить многократный захват и увод космического мусора на орбиту захоронения или в сторону Земли.

Так же данная модернизация гарпунного узла может предусматривать захват нового космического мусора при уже имеющимся транспортировании космического мусора путем перемещения малого космического аппарата на более высокую орбиту, не нарушая гибкую связь между малым космическим аппаратом и космическим мусором.

Конструкция предложенной барабанной установки представлен на рис. 3.

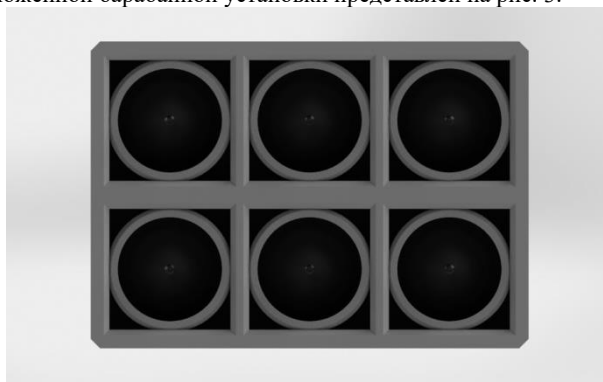


Рис. 3. Конструкция барабанной установки

#### **Заостренная концевая часть**

Предлагается конфигурировать гарпун более острой концевой частью из более твердого металла, например, сплава титана – ВТ38 [3], что позволит более эффективно пробить внешнюю оболочку космического мусора в момент контакта [4]. Вследствие внедрения данной модернизации в гарпун появляется проблема возникновения эффекта Кесслера, появление более мелкого космического мусора при механическом взаимодействии, гарпуна с внешней оболочкой космического мусора.

Приложенная концевая часть гарпуна изображена на рис. 4.

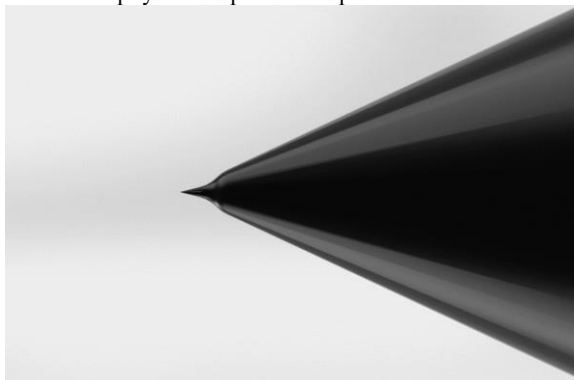


Рис. 4. Концевая часть гарпуна

Проблема эффекта Кесслера, при его возможном возникновении в космической миссии, может быть решена путем внедрения вокруг заостренной концевой части и оперений, служащих для предотвращения вывода заостренной концевой части из оболочки космического мусора, специального кожуха, являющегося по патенту RU №2510359 С1 защитным от механических воздействий на всех этапах полета космического аппарата.

#### **Конструкция гарпунного узла**

На рис. 5а изображен кожух специальный в исходном (разжатом) положении, на рис. 5б изображен кожух специальный в рабочем (сжатом) положении.



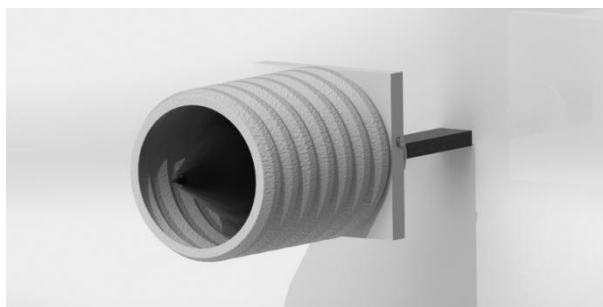


Рис. 5а. Кожух специальный в исходном положении

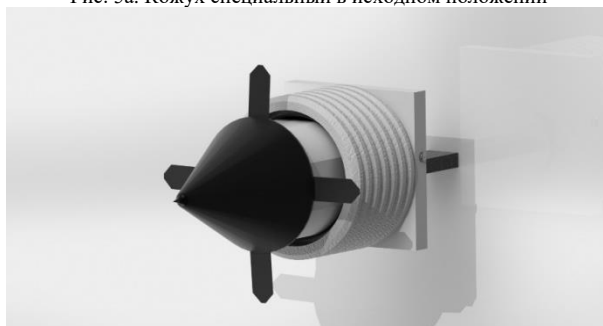


Рис. 5б. Кожух специальный в рабочем положении

Данный кожух специальный предполагается изготавливать по типу гармошки для того, чтобы предотвратить сквозное пробитие гарпуном оболочки транспортируемого космического мусора. То есть данный кожух, прикрепленный к основанию стопорной пластины, будет равномерно сжиматься под действием имеющегося импульса гарпуна при столкновении с оболочкой космического мусора, гасить его и предотвращать сквозное пробитие заостренной концевой частью космический мусор.

Так же данный кожух специальный по типу гармошки имеет предназначение сбора возможных, более мелких новообразовавшихся осколков космического мусора в результате механического взаимодействия, пробития, гарпуном космического мусора. Данная конструкция улавливания новообразовавшегося мусора предполагает его сбор во внутреннем объеме гармошки, которая будет сделана из материала, способного принимать исходный вид после отвода возникшего импульса в момент пробития оболочки космического мусора.

На рис. 6а изображен гарпунный узел в разрезе в рабочем положении, на рис. 6б изображен гарпунный узел в исходном положении.

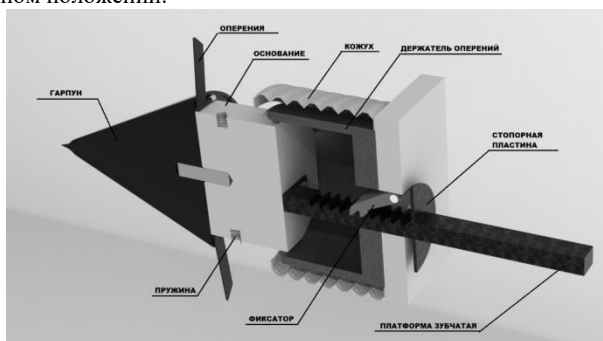


Рис. 6а. Гарпунный узел в разрезе в рабочем состоянии

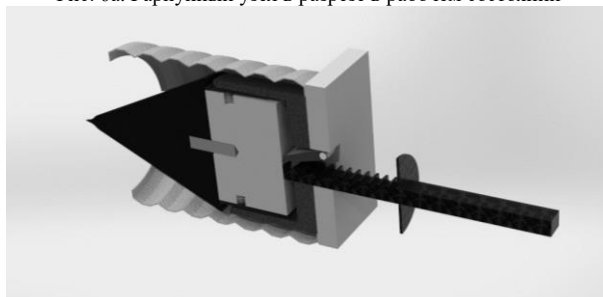


Рис. 6б. Гарпунный узел в разрезе в исходном состоянии

Предлагаемая модернизация гарпунного узла для очистки околоземного пространства от космического мусора, устанавливаемого на малый космический аппарат, имеет следующий принцип действия: при пробитии внешней оболочки космического мусора гарпуном под действие возникшего импульса начнет свое перемещение держатель оперений, который с помощью фиксатора и зубчатой платформы перемещается с определенным шагом для равномерного гашения возникшего импульса, так же для окончательного гашения импульса предусмотрена стопорная пластина, позволяющая не дать вылететь держателю оперений с зубчатой платформы. В момент перемещения держателя

оперений по рабочей части зубчатой платформы и достижения стопорной пластины, пружины сжатия, которые установлены в резьбовые отверстия в основание и находятся в сжатом состоянии под действие силы упругости, восстанавливают свое исходное состояние, тем самым “отстреливают” установленные на основании оперения, которые не позволяют гарпуну выйти из пробитого космического мусора.

#### **Заключение**

Предложенная модернизация гарпуна, устанавливаемого на малый космический аппарат, имеет повышенную эффективность за счет:

1. Предложенной барабанной установки, позволяющей выполнять многократный захват и увод космического мусора за одну космическую миссию;
2. Предложенной эффективной формы заостренной концевой части;
3. Предложенной конструкции гарпунного узла.

#### **Библиографический список**

1. Кусков В. Н., Обухов А. Г., Мамадалиев Р. А. Влияние режима на переход хрома в наплавленный металл при сварке стали 20Х13 // Омский научный вестник. – 2013. – №. 2 (120). – С. 54-56.
2. Пикалов Р. С., Юдинцев В. В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. – 2018. – №. 100. – С. 2-2.
3. Хорев А. И. Разработка конструктивных титановых сплавов для изготовления деталей и узлов авиакосмической техники // Сварочное производство. – 2009. – Т. 3. – С. 13-23.
4. Пашков С. В. Вероятностный подход при моделировании пробития тонких преград // Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики. – 2019. – С. 38-47.

**УДК 612.396.67**

### **ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ИЗМЕРЕНИЯ СОСТАВЛЯЮЩИХ ВЕКТОРА СКОРОСТИ РАДИОВЫСОТОМЕРНЫХ СИСТЕМ, АДАПТИВНЫХ К ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ**

***Васильева А.В.***

*АО «УПКБ «Деталь»*

Достигнутый уровень развития авиации отличается высокими показателями эффективности решения целевых задач, эксплуатационными характеристиками, в частности, предъявляются жесткие требования по внешним воздействующим факторам в ожидаемых условиях эксплуатации, требования к точности, надежности и отказобезопасности систем, а также требования к массогабаритным характеристикам и энергопотреблению.

Возникающие требования оказывают непосредственное влияние на всю совокупность тактико-технических характеристик (ТТХ), предъявляемых в том числе к навигационным системам; вызывают необходимость переоценки возможностей, существующих и, при необходимости, создания новых методов решения существующих задач. Естественное следствие такой тенденции – повышение роли и значения радионавигационных средств.

В данной работе приведены результаты исследования алгоритмов измерения составляющих вектора скорости радиовысотомерных систем (РВС), адаптивных к подстилающей поверхности. Рассмотренные способы направлены на обеспечение точностных характеристик РВС над сложными поверхностями удовлетворяющих требованиям систем маршрутной навигации, обусловленным современными реалиями.

Рассмотрены следующие способы:

1) Адаптация алгоритмов оценки составляющих вектора скорости РВС к подстилающей поверхности путем изменения частоты следования зондирующих импульсов в зависимости от значения высоты полета летательного аппарата (ЛА).

При полете ЛА над неоднородной поверхностью происходит искажение формы взаимно корреляционных функций (ВКФ). При этом, если аппроксимация ВКФ производится по уровню 0,5, то в аппроксимируемую область попадает как узкая (соответствует пролету над поверхностью с широкой диаграммой обратного рассеяния (ДОР)), так и широкая часть (соответствует пролету над поверхностью с узкой ДОР) ВКФ (рисунок 1). Если производить аппроксимацию только по узкой части ВКФ (например, по уровню 0,7), то будет недостаточно точек для аппроксимации (для корректной аппроксимации ВКФ требуется минимум 5 точек).

Моделирование работы скоростного канала над неоднородными поверхностями показало, что:

- полет над поверхностью с чередующимися участками суши и водной поверхности на интервале накопления ВКФ приводит к искажению формы ВКФ и некорректной их аппроксимации;
- некорректная аппроксимация искаженной ВКФ устраняется при уменьшении периода повторения в зондирующем сигнале.

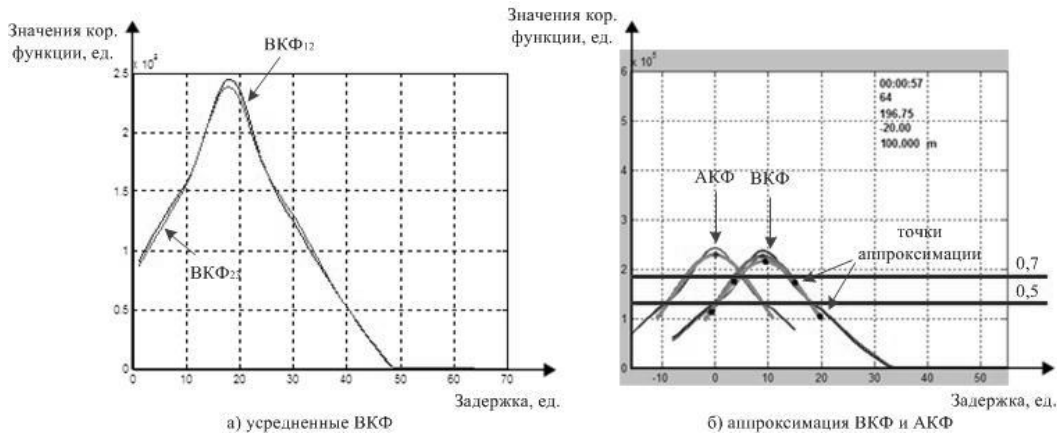


Рисунок 1. Результаты моделирования работы РВС над неоднородной поверхностью.

Для устранения вышеописанного явления необходимо осуществлять аппроксимацию искаженной ВКФ только по узкой части, но при этом должно быть достаточно точек для аппроксимации. Это возможно путем увеличения частоты следования импульсов зондирующего сигнала, в связи с чем, предложен алгоритм обработки сигнала с изменением дискрета ВКФ в зависимости от высоты полета ЛА (блок-схема приведена на рисунке 2). Следует отметить, что в данной работе вводится понятие дискрета ВКФ, который определяется средним периодом повторения импульса  $T_{cp}$  и количеством импульсов с фазами 0 и  $\pi/2$ , принятых 1-й, 2-й и 3-й антеннами [1].

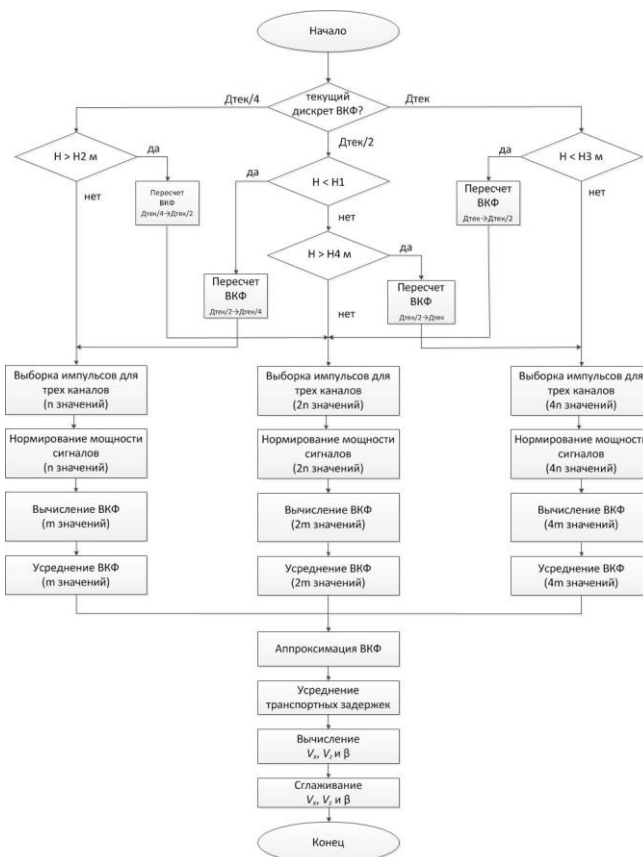


Рисунок 2. Блок-схема алгоритма обработки сигнала с изменением дискрета ВКФ.

Для подтверждения эффективности предложенного решения проведена отработка алгоритма обработки сигнала с изменением периода повторения зондирующего сигнала в зависимости от высоты полета ЛА над неоднородной поверхностью посредством моделирования работы РВС. Разработанный алгоритм позволяет уменьшить флуктуации измеряемых параметров  $V_x$ ,  $V_z$  в 2,5 раза, а также исключить их постоянное смещение над неоднородной поверхностью.

2) Адаптация алгоритмов оценки составляющих вектора скорости РВС к подстилающей поверхности путем изменения конфигурации АС.

Максимальные погрешности измерения поперечной составляющей вектора скорости  $V_z$  возникают при полете над поверхностями с узкой ДОР, поскольку ВКФ при этом расширяется, а дискриминационная характеристика становится очень чувствительной [2]. При использовании АС,

представленной на рисунке 3, появляется возможность снижения погрешности поперечной составляющей вектора скорости над такими поверхностями путем увеличения поперечного разнеса антенн, сигналы которых сравниваются. Действительно, при построении ВКФ пар антенн №1, №5 и №2, №3 поперечный параметр антенны  $Z_0$  увеличивается в три раза, во столько же раз уменьшается погрешность определения  $V_z$ .

Следует отметить, что при полете над поверхностью с широкой ДОР для получения оценок составляющих вектора скорости целесообразно использовать одну из троек, образующих равнобедренный треугольник (геометрия идентична классическому построению АС, представленному в [3]), в основании которого две рядом расположенные антенны, например, антенны №1, №3, №4.

Поскольку предлагаемая АС содержит дополнительные приемные антенны, то появляется возможность уменьшить погрешность измерения составляющих вектора скорости: при построении ВКФ двух комбинаций антенн №1, №3, №4 и №2, №4, №5, получаем две независимые оценки.

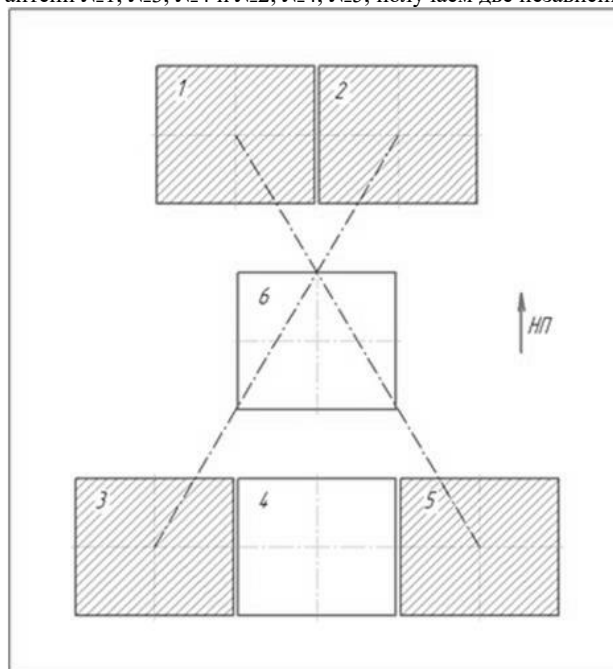


Рисунок 3. Геометрия АС.

В силу симметричного расположения названных выше троек антенн возможные медленно меняющиеся погрешности боковой составляющей скорости, вызванные взаимным влиянием антенн (отклонение оси ДНА, увеличение расстояния между фазовыми центрами), противоположны по знаку и компенсируются при усреднении полученных двух оценок [4].

Для оценки эффективности применения в РВС предлагаемой конфигурации АС было проведено моделирование РВС над поверхностями с различной отражающей способностью. В связи с необходимостью использования разных комбинаций антенн АС разработан алгоритм переключения в зависимости от ширины ДОР подстилающей поверхности.

По результатам моделирования:

- подтверждены теоретические постулаты: над поверхностью с широкой ДОР эффективно использовать АС с обычной поперечной базой (рисунок 5: антенны №1, №3 и №4), над поверхностью с узкой ДОР – АС с расширенной поперечной базой (рисунок 5: антенны №1, №2, №3 и №5). Увеличение поперечной базы АС в три раза даёт возможность уменьшения погрешности измерения параметра  $V_z$  над поверхностями с узкой ДОР также в 3 раза.

- подтверждена эффективность использования двух независимых оценок составляющих вектора скорости для двух комбинаций антенн (рисунок 5: антенны №1, №3, №4 и №2, №4, №5) над поверхностью с широкой ДОР – погрешность измерения поперечной составляющей вектора скорости  $V_z$  уменьшается в  $\sqrt{2}$  раз.

- разработан и проверен алгоритм переключения комбинации антенн в предлагаемой АС в зависимости от ширины ДОР поверхности.

На данную АС получен патент №2601441 на изобретение «Антенное устройство радиовысотометрической системы с повышенной точностью измерения поперечной составляющей скорости», зарегистрирован в Государственном реестре изобретений Российской Федерации 12 октября 2016 года.

3) Адаптация алгоритмов оценки составляющих вектора скорости РВС к подстилающей поверхности путем переключения несущей частоты

Максимальные погрешности измерения поперечной составляющей вектора скорости  $V_z$  возникают при полете ЛА над поверхностью с узкой ДОР, поскольку ВКФ сигналов расширяются, а дискриминационная характеристика становится чувствительной (рисунок 6):

$$\varphi(\beta) = \frac{8\pi\Delta_z^2 X_0 Z_0}{\lambda^2} \sin(2\beta). \quad (1)$$

В свою очередь, крутизна дискриминационной характеристики  $S$  является первой производной по углу сноса:

$$S = \frac{d\varphi}{d\beta} = \frac{16\pi\Delta_z^2 X_0 Z_0}{\lambda^2} \cos(2\beta). \quad (2)$$

При малых углах сноса  $\cos(2\beta) \approx 1$ , поэтому в выражении (2) можно опустить  $\cos(2\beta)$ :

$$S = \frac{16\pi\Delta_z^2 X_0 Z_0}{\lambda^2} \quad (3)$$

Из выражения (3) следует, что крутизна дискриминационной характеристики  $S$  падает пропорционально квадрату эффективной ширина ДНА  $\Delta_z$ , что и является причиной увеличения погрешности измерения поперечной составляющей вектора скорости  $V_z$  над поверхностью с узкой ДОР.

Влияние крутизны дискриминационной характеристики на погрешность измерения угла сноса проиллюстрировано на рисунке 4. При малой крутизне малейшее расхождение максимумов ВКФ, вызванное, например, их искажением, приводит к значительному изменению угла сноса. При большой крутизне, то же самое изменение угла сноса требует существенного расхождения максимумов ВКФ, которое уже не может быть вызвано их искажением [5, 6].

Следовательно, для снижения погрешности измерения параметра  $V_z$  необходимо повышать крутизну дискриминационной характеристики. В соответствии с выражением (3) крутизна дискриминационной характеристики растет:

- прямо пропорционально: продольному параметру АС  $X_0$ ;  
поперечному параметру АС  $Z_0$ ;
- обратно пропорционально: квадрату длины волны  $\lambda$ .

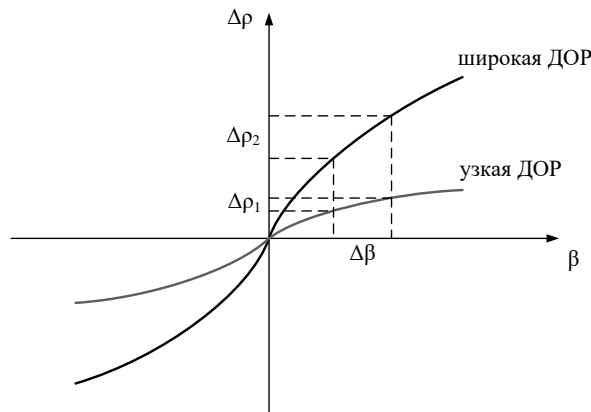


Рисунок 4. Дискриминационная характеристика.

Следует отметить, что уменьшение длины волны  $\lambda$  в два раза для снижения погрешности измерения параметра  $V_z$  над гладкой поверхностью эквивалентно расширению поперечной базы АС  $Z_0$  в 4 раза. Уменьшение длины волны над поверхностью с узкой ДОР приводит к обужению ВКФ и, в свою очередь, повышает точность определения максимума ВКФ, что благоприятно и для измерения продольной составляющей вектора скорости  $V_x$ . Таким образом, для повышения точности измерения составляющих вектора скорости РВС над поверхностью с узкой ДОР целесообразно уменьшать длину волны.

Для подтверждения эффективности предложенного решения было проведено моделирование РВС над поверхностью с узкой ДОР в трех частотных диапазонах:  $\lambda$ ,  $\lambda/2$ ,  $\lambda/3$ .

Результаты моделирования подтвердили, что уменьшение длины волны в 2, 3 раза обеспечивает погрешности измерения составляющих вектора скорости над поверхностями с узкой ДОР соответственно в 2-3 раза меньше по сравнению со штатной длиной волны  $\lambda$ .

Предложенный способ адаптации к подстилающей поверхности путем переключения несущей частоты реализован в программном обеспечении РВС. Эффективность подтверждена в ходе проведения АЛИ РВС.

По результатам АЛИ, сравнение корреляционных характеристик над различными типами подстилающих поверхностей показало, что:

- над поверхностью с узкой ДОР (водная поверхность, ширина ДОР порядка 7 градусов) корректно осуществлялось измерение параметров с длиной волны  $\lambda/3$ ;
- над поверхностью с широкой ДОР (лесной массив, ширина ДОР порядка 30 градусов) корректно осуществлялось измерение параметров с длиной волны  $\lambda$ ;

На данный способ адаптации алгоритма измерения скорости РВС к подстилающей поверхности путем переключения несущей частоты получен патент №2672098 на изобретение «Радиовысотомерная система с адаптацией к гладкой водной поверхности».

Использование приведенных результатов позволило существенно повысить ТТХ РВС, сократить сроки их отработки и приступить к разработке нового поколения бортовых измерителей параметров движения с расширенными функциональными возможностями в широком диапазоне высот, скоростей и угловых эволюций ЛА.

#### **Библиографический список**

1. \* Васильева А.В. Модель коррелированных сигналов для имитатора скорости корреляционного измерителя / Калмыков Н.Н., Мельников С.А., Соловьев В.В. // Екатеринбург: Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей» 4 – 2016 г. С. 33-38.
2. \* Васильева А.В. Повышение точностных характеристик скоростного канала радиовысотомерной системы конфигурированием антенной системы // Воронеж: Сборник трудов, XXIII Международная конференция «Радиолокация, навигация и связь», 2017 г., С. 657-663.
3. Боркус М. К. Корреляционные измерители путевой скорости и угла сноса летательных аппаратов / М. К. Боркус, А. Е. Черный. М: Сов. Радио, 1973. 169 с.
4. С.Г. Рабинович. Погрешности измерений. – М.: Энергия, 1978.
5. Пономарев Л.И. Результаты отработки алгоритмов функционирования и перспективы применения комбинированных радиолокационных измерителей в составе бортового комплекса управления полетом летательного аппарата / Н. Н. Калмыков, М. И. Кац, Ю. А. Иванов, В. Г. Важенин, В. И. Вербицкий, Н. А. Дядьков, С. А. Мельников. Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия «Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника». Вып. 14. 2011. С. 116–119.
6. П.В. Маковецкий, В.Г. Васильев. Отражения радиолокационных сигналов, Ленинград, 1975. – 50 с.

**УДК: 621.454.3**

#### **РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЁТА ДЕГРАДАЦИИ ПОВЕРХНОСТИ ГОРЯЩЕГО ТЕЛА**

*Д. Д. Михайлов, Н. Е. Михайлова*

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

На сегодняшний день существует множество методов двухмерного моделирования горения тел [1, 2]. Что же касается трёхмерного моделирования, то как правило, это выполняется в САД-системах как чисто геометрическая задача [3]. По этой причине актуальной проблемой является создание такого программного решения, которое могло бы учитывать не только геометрические, но и физические аспекты горения тела.

В данной статье описана разработка программного обеспечения, предназначенного для моделирования горения материала по заданной геометрии, начальным поверхностям и скорости горения.

В ходе работы были сформулирована основная задача:

- Построение поверхностей горения и/или промежуточные формы горящего материала.
- Также были поставлены дополнительные задачи, которые определяют научную ценность проекта в случае удачной его реализации:
  - Анализ скорости горения материала как функции площади горячей поверхности;
  - Анализ МЦХ тела в процессе горения.
- В рамках решения поставленных задач рассматриваются два принципиальных способа построения тела:
  - Поверхностный;
  - Сеточный.
- С точки зрения решаемых задач можно выделить некоторые особенности этих способов.
  - Поверхностный:
    - Позволяет более точно рассчитывать геометрию тела при допущении о том, что закон скорости горения одинаков во всех точках одной поверхности;
    - Более сложен в компьютерном моделировании;
    - Хорошо совместим с САД-системами;
    - Не поддерживает разную скорость в точках одной поверхности;
    - Процесс горения моделируется как построение эквидистант поверхностей горения.
  - Сеточный:
    - Точность зависит от шага сетки;
    - Требуется относительно больших вычислительных мощностей при сгущении сетки;
    - Более прост в компьютерном моделировании;
    - Плохо совместим с САД-системами;

– Может поддерживать различную скорость горения в точках, которые при поверхностном моделировании принадлежали бы одной и той же поверхности;

– Процесс горения моделируется как удаление узлов сетки.

На момент написания статьи реализована принципиальная схема сеточной модели тела.

Суть используемого метода заключается в построении тела в виде множества точек, а моделирование горения представляет собой послойное удаление точек с поверхности горения.

При старте решения задаётся начальная «поверхность горения», а все точки на поверхности тела, которые не входят в начальную «поверхность горения», считаются бронированием.

Процесс удаления точек тела итерационный и происходит следующим образом: каждая ещё не «сгоревшая» на текущем шаге и не принадлежащая текущей «поверхности горения» точка, для которой выполняется условие близости к «поверхности горения» назначается точкой новой «поверхности горения», а все точки текущей «поверхности горения» назначаются «сгоревшими».

В программу заложены следующие возможности (см. рис. 1):

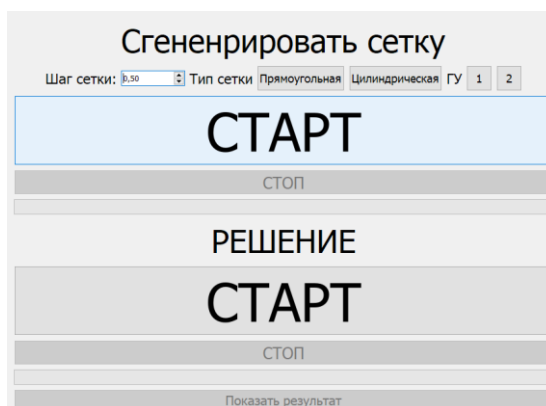


Рис. 1. Интерфейс программы.

Построение цилиндрического тела с размерами 40×15×15 с вырезом радиус которого равен 7 в виде двух типов сетки:

– Цилиндрическая;

– Прямоугольная.

– Также программа поддерживает два граничных условия:

– Горение по внутренней поверхности;

– Горение по внутренней поверхности и заднему торцу.

Возможно изменение шага сетки для регулирования точности расчёта.

В программе также присутствует модуль графического отображения результатов расчёта, который выводит на экран полученную трёхмерную модель тела.

Также при желании по завершении расчёта в программе можно просмотреть текстовый файл с результатами расчёта по умолчанию: C:/TrialProj/TrialProj.txt.

Работа программы условно разделена на 5 этапов.

#### 1. Генерация сетки

Для построения прямоугольной сетки создаются 3 переменные: x, y, z.

В процессе построения сетки программа последовательно прибавляет к переменным шаг расчёта, тем самым, проверяя точки параллелепипеда размером 40×15×15 с центром в начале координат на предмет соответствия условию нахождения в объёме цилиндра.

Все точки, находящиеся в объёме цилиндра, записываются в файл проекта.

Для построения цилиндрической сетки используются другие переменные: r, y, h.

Здесь, начиная с внутреннего диаметра цилиндра, рассчитывается угол, при котором расстояние между двумя соседними точками на окружности будет ближе всего к шагу расчёта, но не превысит его.

$$\varphi \leq 2 \cdot \arcsin\left(\frac{d}{2r}\right), \text{ где } d - \text{ шаг расчёта}$$

Из полученных значений угла выбирается такое, на которое делится угол  $2\pi$  целое число раз. Затем программа последовательно проходит по окружности, занося полученные значения в файл проекта.

#### 2. Инициализация расчёта

Для расчёта создаётся массив, в котором хранятся 4 значения о каждой точке тела:

Является ли точка внешней для тела (1 – является, 0 – нет);

Принадлежит ли она к текущей «поверхности горения» (1 – принадлежит, 0 – нет);

Является ли она «сгоревшей» (1 – является, 0 – нет);

На каком шаге она «сгорела» (Натуральное число)

Также, в начале расчёта массив заполняется нулями.

### 3. Задание граничных условий

Задание граничных условий представляет собой проверку того, является точка тела внешней или принадлежит ли она начальной поверхности горения. В зависимости от того, какие выбраны граничные условия, программа может назначить задний торец как внешней поверхностью, так и «поверхностью горения».

### 4. Решение

В процессе решения программа действует следующим образом:

Программа назначает все точки текущей «поверхности горения» «сгоревшими».

Для каждой не «сгоревшей» точки программа проверяет условие  $\sqrt{(x - x')^2 + (y - y')^2 + (z - z')^2} \leq 2,1 \cdot d$  и, если оно выполняется, отмечает точку как принадлежащую к следующей «поверхности горения».

Как только, для всех точек текущей «поверхности горения» выполнен п. 2, программа исключает точки предыдущей «поверхности горения» из списка тех, которые принадлежат к «поверхности горения».

Пункты 1-3 повторяются, пока все точки не проучат статус «сгоревшая».

### 5. Графическое отображение

Для трёхмерного отображения создаётся система координат, ось z, которой направлена в начало координат, системы, относительно которой построен тел, а оси x и y совпадают с осями x и y экрана. Координаты всех точек тела переводятся в новую СК. Координаты x и y переносятся экран, а координата z используется для отображения объёма. Её значение пропорционально прозрачности точки: чем ближе точка к экрану, тем менее она прозрачна.

Графические результаты работы программы при втором виде граничных условий представлены на рисунках 2 и 3.

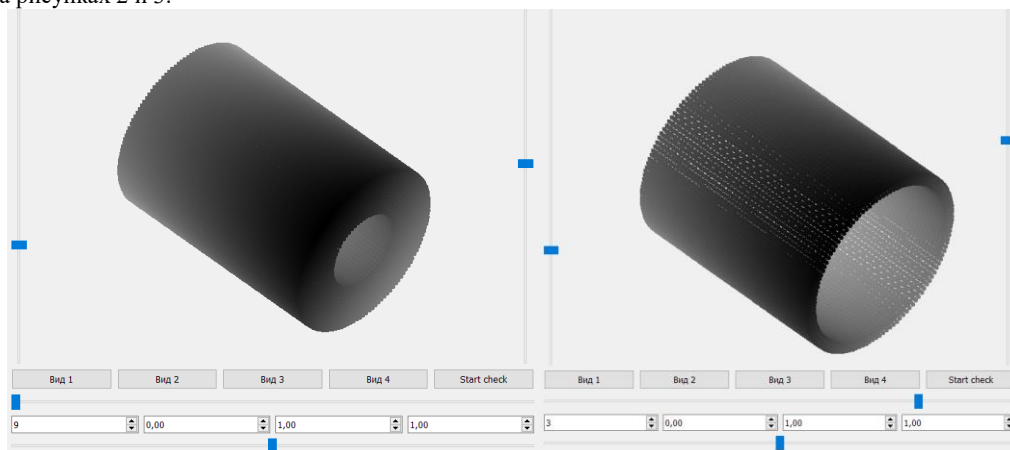


Рис. 2. Тело до начала горения

Рис. 3. Промежуточное состояние тела в процессе горения

В результате проделанной работы был реализован сеточный метод построения тела и простейшая методика моделирования его горения. Стали очевидны и недостатки полученного решения: с каждым новым слоем накапливается ошибка, которая по величине может достигать шага сетки. Таким образом, к концу расчёта ошибка может достигать  $\Delta = n \cdot h$ , где  $n$  – число слоёв,  $h$  – шаг сетки. Для исключения подобных недостатков были предложены иные методы расчёта:

- Исключить изменение «горящего» слоя. Каждый новый «сгоревший» слой считать не от предыдущего, а от начального.
- Обеспечить сгущение сетки около сложных, с геометрической точки зрения, элементов.
- Комбинировать поверхностный и сеточный методы моделирования тела.

Помимо выше перечисленных модификаций планируется и принципиальное развитие разрабатываемого решения: интегрирование в программу поверхностной модели построения тела, а также создание системы построения произвольного тела и/или взаимодействия с существующими CAD-системами, например, КОМПАС 3D.

### Библиографический список

1. Липанов А. М. Проектирование ракетных двигателей твёрдого топлива: учебник для ВУЗов [Текст] – М.: Машиностроение, 1995. – 399 с. (дата обращения: 10.01.2023).
2. Борисов В. А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: учебное пособие [Текст] – М.: Куйбышев: КуАИ, 1982. – 72 с. (дата обращения: 15.01.2023).
3. Беляков А. Ю. Моделирование поверхности горения твердого топлива с учетом теплопроводящих элементов [Текст] – Труды МАИ. Выпуск №110, 2019 – 11 с. (дата обращения: 11.01.2023).



## СЕКЦИЯ 2

# СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ

УДК 538.953

ВЛИЯНИЕ СОСТАВА НА ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА МАТЕРИАЛОВ СИСТЕМЫ  
CU-GE-AS-SE

*О.П. Шетников<sup>1,2</sup>, А.Н. Бабушкин<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>. АО «Опытное конструкторское бюро «Новатор»

<sup>2</sup>. ФГАОУ ВО «УрФУ первого Президента России Б.Н. Ельцина»

Многокомпонентные полупроводники на основе халькогенидов металлов первой группы обладают уникальными физическими свойствами и перспективны с точки зрения фундаментальных и прикладных исследований, в частности для использования в радиоизотопных термоэлектрических генераторах (РИТЭГ). Преобразуя тепло, выделяемое радиоактивным изотопом в электричество, РИТЭГ являются источником питания космических аппаратов с высокой продолжительностью работы, исследующих дальний космос (удаляющиеся за орбиту Марса), где недостаточно эффективности солнечных батарей (миссии Voyager/Вояджер, Cassini/Кассини, Galileo/Галлилео, Curiosity/Кьюриосити, New horizons/Новые горизонты), а также в местностях на Земле, где по техническим и экономическим причинам нет возможности воспользоваться традиционной энергетикой (навигационные маяки, радиомаяки, метеостанции, морские и подводные установки).

В авиационной технике термоэлектрические материалы могут использоваться в составе энергетических установок, преобразующих тепловое излучение, в том числе от стенок турбореактивного двигателя, в электричество, благодаря чему возможно снижение массы летательных аппаратов путем замены традиционных систем бортового электропитания [1].

Эффективность преобразования тепловой энергии в электрическую определяется путем вычисления термоэлектрической добротности  $ZT$ :

$$ZT = \frac{S^2 \sigma}{k} T \quad (1)$$

где  $S$  – термоэдс (коэффициент Зеебека),  $\sigma$  – удельная электропроводность,  $k$  – полная теплопроводность материала,  $T$  – абсолютная температура.

В зависимости от эффективности тех или иных термоэлектрических материалов выделяют четыре рабочих интервала температур:  $< 150$  К,  $150 \div 400$  К,  $400 \div 900$  К,  $> 900$  К [2]. Температурный уровень  $150 \div 400$  К соответствует меньшим энергозатратам на поддержание перепада температур, а также не предъявляет особых требований к конструкционным материалам и теплозащитным покрытиям. Твердые растворы монокристаллических халькогенидов нашли широкое применение в вышеуказанном температурном диапазоне [2].

Халькогенидные материалы на основе германия привлекают особое внимание научного сообщества благодаря перспективным термоэлектрическим свойствам. В зависимости от состава и структуры полупроводниковые материалы из системы Cu(Ag)-Ge(In)-As(Sb)-Se(S) обладают значительной долей ионной проводимости, высоким значением термоэдс, электропроводности, низкой теплопроводностью [3].

При повышении температуры ионная проводимость может способствовать перемещению ионов со своих положений, приводя их к энергетически более выгодному положению, и перестраивать кристаллическую решетку материала. В результате возможно достижение чрезвычайно низкой теплопроводности и, как следствие, повышение величины термоэлектрической добротности [4].

В рамках данной работы изучено влияние состава электрофизические свойства многокомпонентных халькогенидов с общей формулой  $(\text{GeSe})_{1-x}(\text{CuAsSe}_2)_x$  при  $0,1 \leq x \leq 0,9$ . Синтез исследованных соединений осуществлен путем сплавления ОСЧ реактивов в кварцевых ампулах, вакуумированных до остаточного давления  $10^{-4}$  Па и заполненных инертным газом до  $0,5 \times 10^5$  Па при ступенчатом нагреве до 1370 К, выдержкой и плавным охлаждением до комнатной температуры. Состав исследуемых образцов, а также параметры кристаллических решеток подробно приведены в [5].

Метод импедансной спектроскопии позволил исследовать годографы всех исследуемых образцов в диапазоне температур 300 – 445 К. Обнаружено, что для образцов с концентрациями  $0,1 \leq x \leq 0,3$  годографы имеют вид полуокружностей, центры которых, в основном, лежат ниже оси абсцисс, что связывается с эффектами на границах зерен материала. При помощи программного комплекса ZView (Scribner Association) выявлено, что годограф импеданса соответствует эквивалентной схеме, состоящей из элемента постоянной фазы и сопротивления. Присутствие элемента постоянной фазы в эквивалентной схеме связывается с фрактальностью поверхности границ зерен образца и контакта электрод-электролит. Для образцов с малыми концентрациями  $x$  (0,1 и 0,2) на годографах импеданса наблюдаются две дуги полуокружности – высокочастотная, отвечающая за объем кристаллитов и низкочастотная, отвечающая за границы кристаллитов. Данная особенность связывается с большей величиной емкости границ зерен по сравнению с объемом.

Для образцов с концентрациями  $x \geq 0,4$  мнимая компонента импеданса переходит из отрицательной области значений в положительную, что свидетельствует об опережении напряжения тока по фазе. При этом возрастание диэлектрической проницаемости при повышении температуры может свидетельствовать о наличии ионного переноса по ионам меди. Таким образом, изменение вида годографа импеданса может быть следствием поляризации, возникающей при постепенном подавлении ионной составляющей проводимости. Известно, что аналогичный годограф импеданса связывается с задержкой реакции носителей заряда на приложенное электрическое поле (отставание по фазе от изменений напряженности электрического поля). При построении эквивалентной схемы данная особенность проявляется аналогично наличию индуктивности. Схожий годограф импеданса имеют кремниевые диоды с емкостным характером мнимой составляющей [6].

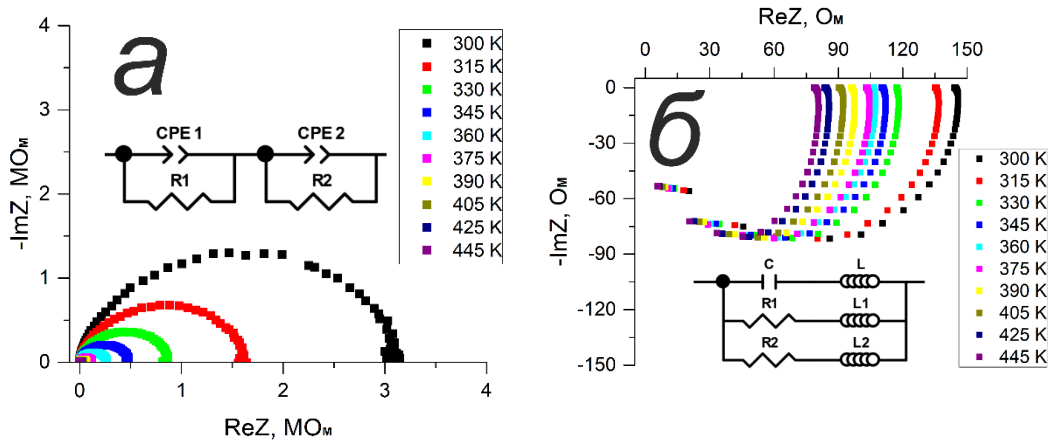


Рисунок 1 – Годограф импеданса и соответствующая эквивалентная схема для  $(\text{GeSe})_{1-x}(\text{CuAsSe}_2)_x$  при  $x = 0,1$  (а) и  $0,4$  (б) в диапазоне температур 300 – 445 К

Для образца с концентрацией  $x = 0,6$  наблюдается аномалия проводимости. Если в диапазоне  $T = 300 - 425$  К удельная электропроводность монотонно убывает, что характерно для металлов ввиду увеличения тепловых колебаний решетки, препятствующих свободному перемещению носителей заряда, то при температурах свыше 425 К начинает возрастать, что характерно для полупроводников. Ранее аномалия проводимости была обнаружена в соединении  $\text{CuGeAsSe}_3$ , в области гомогенности которого лежат концентрации  $0,4 \leq x \leq 0,7$  [7]. Данная особенность также оказывает влияние на импеданс. При температурах 300 – 400 К годограф имеет вид кривой, сдвигающейся в сторону увеличения действительной части импеданса при увеличении частоты переменного тока. Свыше 405 К годограф приобретает вид перевернутой полуокружности, схожей с образцами при концентрациях  $x = 0,4$  и  $0,5$ . При изменении вида годографа действительная компонента импеданса увеличивается на 20 %.

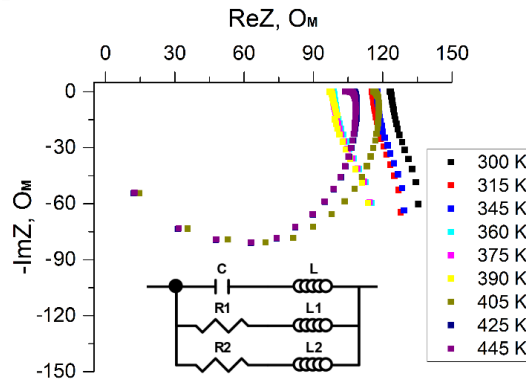


Рисунок 2 – Годограф импеданса и соответствующая эквивалентная схема для  $(\text{GeSe})_{1-x}(\text{CuAsSe}_2)_x$  при  $x = 0,6$  в диапазоне температур 300 – 445 К

При дальнейшем увеличении концентрации ( $0,7 \leq x \leq 0,9$ ) действительная компонента импеданса уменьшается при сохранении величины мнимой, а спектр годографа приобретает все большее сходство с импедансом индуктивности.

Результаты измерения термоэлектрических свойств  $(\text{GeSe})_{1-x}(\text{CuAsSe}_2)_x$  для  $0,1 \leq x \leq 0,9$  показали, что термоэдс всей исследованной системы монотонно изменяется при повышении температуры, при этом величина коэффициента Зеебека достаточно велика (за исключением концентраций  $x = 0,8$  и  $0,9$ ) (рисунок 3). Для образцов с концентрациями  $x = 0,8$  и  $0,9$  проводимость имеет металлический характер, а влияние температуры на термоэдс незначительно.

Существенное возрастание термоэдс по мере увеличения температуры обнаружено в образцах тетрагональной фазы (более чем на 25 % для  $x = 0,6$  и более чем в 2 раза для  $x = 0,5$ ). Данная особенность характерна для материалов с ионной проводимостью. Кроме того, для этих концентраций наблюдается наиболее заметное влияние температуры на величину термоэдс.

Температурные зависимости теплопроводности исследованных материалов системы Cu-Ge-As-Se не подчиняются закону  $T^{-1}$ . Данный факт позволяет сделать вывод, что фононная теплопроводность не является доминирующим механизмом переноса тепла в материалах данной системы (рисунок 4). Оценка электронной составляющей на основе закона Вильдемана-Франца показала, что вклад электронной теплопроводности для всей исследуемой серии концентраций составляет менее 1 % от полной. Таким образом основной вклад в полную теплопроводность материалов вносят колебания кристаллической решетки и биполярная диффузия носителей заряда.

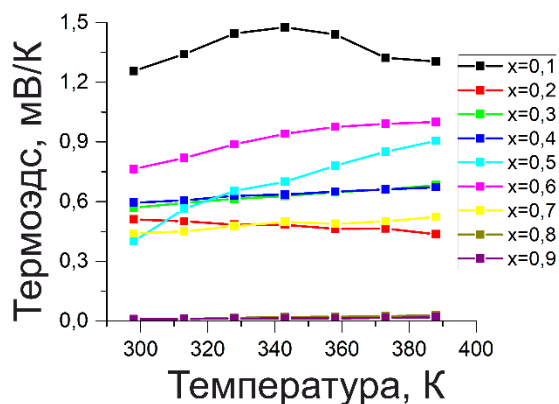


Рисунок 3 – Температурная зависимость термоэдс материалов системы  $(\text{GeSe})_{1-x}(\text{CuAsSe}_2)_x$  при  $0,1 \leq x \leq 0,9$

Выявлено, что теплопроводность исследованных материалов значительно снижается при 358 К (рисунок 4), что может быть следствием влияния ионного переноса. Ранее сообщалось, что многокомпонентные халькогениды схожей системы при повышении температуры могут демонстрировать крайне низкую теплопроводность, вызванной деформацией кристаллической решетки из-за смещения ионов со своих позиций [4].

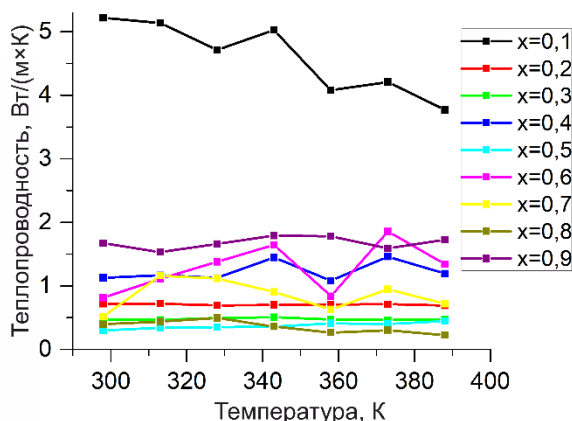


Рисунок 4 – Температурная зависимость теплопроводности материалов системы  $(\text{GeSe})_{1-x}(\text{CuAsSe}_2)_x$  при  $0,1 \leq x \leq 0,9$

Расчет величины термоэлектрической добротности показал, что при 358 К достигается максимальное значение  $ZT = 0,01$ , соответствующее концентрации  $x = 0,6$ , имеющей тетрагональную кристаллическую структуру. Именно для этой концентрации характерно изменение вида годографа импеданса при повышении температуры, отставание напряжения от тока по фазе, а также значительное снижение теплопроводности при 358 К. Полученное значение  $ZT$  синтезированных и исследованных материалов сопоставимо с перспективными термоэлектриками на основе меди не содержащих токсичные элементы [8]. Обнаруженная взаимосвязь между неоднородностью структуры, электрическими и термоэлектрическими свойствами открывает возможность к созданию высокоэффективных низкотемпературных термоэлектрических материалов.

#### Библиографический список

1. Хвостюк, В.И. Предельная эффективность термоэлектрического преобразования теплоты в высокотемпературных установках / В.И. Хвостюк, Д.А. Останко, А.С. Скрыбин // Наука и образование. – 2016. – Т.3. – С. 81-105. doi: 10.7463/0316.0835477.
2. Иванова, Л.Д. Термоэлектрические материалы для различных температурных уровней / Л.Д. Иванова // Физика и техника полупроводников. – 2017. – Т. 51., Вып. 7. – С. 948-951.
3. Valov, I. Electrochemical metallization memories – fundamentals, applications, prospects. / I. Valov, R. Waser, J.R. Jameson, M.N. Kozicki // Nanotechnology. – 2011. – Vol. 22. – P. 254003–254025. doi: 10.1088/0957-4484/22/25/254003.
4. Ragimov, S.S. Transport properties of  $(\text{AgSbTe}_2)_{0,7}(\text{PbTe})_{0,3}$  / S.S. Ragimov, M.A. Musaev, N.N. Hashimova // Low Temp. Phys. – 2022. – Vol. 48. – P. 787-790. doi: 10.1063/1.50014020.

5. Мельникова, Н.В. Кристаллическая структура соединений  $(\text{GeSe})_{1-x}(\text{CuAsSe}_2)_x$  / Н.В. Мельникова, Л.Я. Кобелев, В.Б. Злоказов // Письма в ЖТФ. – 1995. – Т. 21, Вып. 1. – С. 9-13.
6. Поклонский, Н. А. Индуктивный импеданс кремниевых диодов, облученных высокоэнергетическими ионами ксенона / Н. А. Поклонский // Взаимодействие излучений с твердым телом: материалы 8-й Междунар. конф. Минск, – 2009. – С. 196.
7. Мельникова, Н.В. Электронная и ионная проводимость  $\text{CuGeAsS}_3$  и  $\text{CuGeAsSe}_3$ : Дисс. на соиск. уч. ст. канд. физ.-мат. наук: 01.04.07 / Н.В. Мельникова. Екатеринбург, 1993. – 229 с.
8. Tailoring phononic, electronic, and thermoelectric properties of orthorhombic GeSe through hydrostatic pressure / K. Yuan, Zh. Sun, X. Zhang // Scientific Reports. – 2019. – Vol. 9, № 1. – P. 9490. doi:10.1038/s41598-019-45949-8.

УДК 621.914.1

## ВЫБОР ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ ИНСТРУМЕНТА ДЛЯ ЧИСТОВОЙ ОБРАБОТКИ ТОЧНЫХ ОТВЕРСТИЙ НА СТАНКАХ С ЧПУ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ДАННЫХ В САПР ВЕРИФИКАТОРЕ

*Л.В. Исланкин<sup>1</sup>, М.В. Вилкина<sup>1</sup>, О.А. Иванов<sup>1</sup>*

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

*Ключевые слова:* Фрезерование, анализ траектории, отжигие.

### **Введение**

Одной из наиболее трудоемких операций в современном машиностроительном производстве является обработка отверстий, к которым предъявляются высокие технологические требования по точности размеров, формы и расположения. [1] При обработке деталей на станках с ЧПУ требуется изготовление отверстий различного диаметра, основным способом получения которых является сверление и растачивание. Данные виды обработки требуют широкой номенклатуры режущего и вспомогательного инструмента, так как каждое сверло рассчитано на изготовление отверстий определенного диаметра. [2]

Комплексное развитие металлорежущих станков с ЧПУ, инструментальных материалов и геометрии режущего инструмента, а также систем программирования станков с ЧПУ открывают новые возможности позволяющие наиболее полно и эффективно использовать металлорежущий инструмент при изготовлении различных изделий. Особый интерес представляет изучение вопросов, связанных с практикой применения данных новейших методов обработки: условий использования, ограничений, накладываемых внешней средой, номенклатурой изделий, техническими и технологическими особенностями производства. Также с экономической точки зрения актуальным предметом исследования является возможность применения новейших методов с минимальными затратами. [3]

Данная работа посвящена анализу современных траекторий чистового фрезерования, генерируемых САМ системой, в специализированном САПР верификаторе Vericut, широко применяемом ведущими отечественными предприятиями. [4]

### **Практическая задача изготовления**

При изготовлении станка с ЧПУ на кафедре Е2 (рис. 1) возникла необходимость получения деталей «Кронштейн» (рис. 2), в которых выполнены точные отверстия под установку подшипников. Станок предназначен для реализации студенческих работ и проведения практических занятий, связанных с ЧПУ оборудованием. Изготавливаемый станок относится к портальным фрезерным станкам. Его основным узлом является П-образная конструкция из двух колонн, между которых фиксируется поперечная горизонтальная балка, на которой крепится шпиндельный узел. По балке перемещается шпиндельная голова, с закрепленным в ней режущим инструментом. Таким образом, шпиндель имеет две линейные оси: вертикальную (Z) и горизонтальную (Y). Третья ось (X) реализуется за счет перемещения самого портала относительно поверхности стола. Стол является неподвижным узлом. Станок будет оснащен ЧПУ типа DNC (Direct Numerical Control), т.е. управление будет осуществляться с ПК, а не со стойки.

С точки зрения технологии, главной сложностью при изготовлении детали «Кронштейн» является получение отверстия диаметром 28F9 с шероховатостью Ra 3,2 мкм, цилиндричностью 0,018 мм на глубину 29 мм, оно предназначено для установки подшипника качения. Особенности конструкции детали «Кронштейн», а также ограниченность ресурсов кафедры, задают направление оптимизации технологического процесса изготовления указанного отверстия. В данном случае задача получения точного отверстия существенно облегчается за счет обрабатываемого материала – это алюминий Д16, то есть мы не можем ожидать существенного износа инструмента, хотя, безусловно, должны учитывать особенности обработки алюминиевых сплавов [5]. Вторая особенность – это требуемая посадка, которая должна быть выполнена в 9 качестве. Существует достаточно большой диапазон посадок под подшипники, требующий больших точностей (например, 7 качества). В данном случае поле допуска составляет 52 мкм, что достижимо на оборудовании с ЧПУ общего назначения, без привлечения специальных или прецизионных станков. [6]. То же относится к шероховатости. Благодаря развитию режущего инструмента, применения новых износостойких покрытий и методов обработки, значение Ra1,6 для бокового контурного фрезерования является нормой и может представлять сложность только для труднообрабатываемых материалов. Также следует отметить, что обработка не является серийной, требуется получить две детали. Таким

образом, рационально будет рассмотреть возможность получения данного отверстия методом фрезерования, используя траектории, генерируемые современной САМ системы. При этом выбор траектории следует обосновать на основе расчетов специализированного САПР для анализа траекторий.

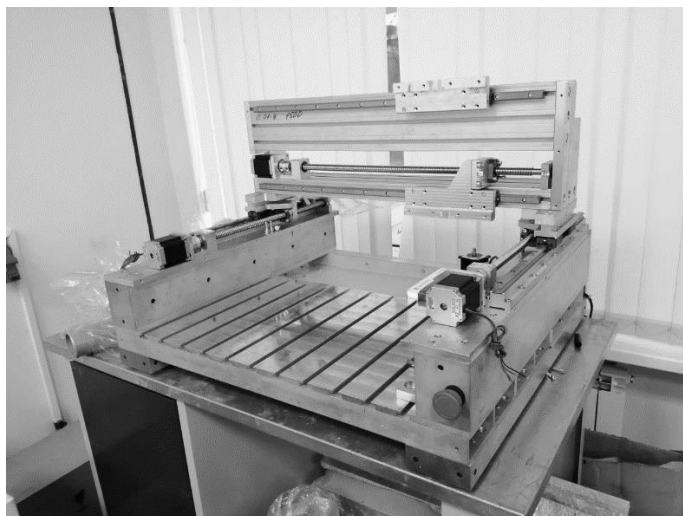


Рисунок 1 – Фотография станка.

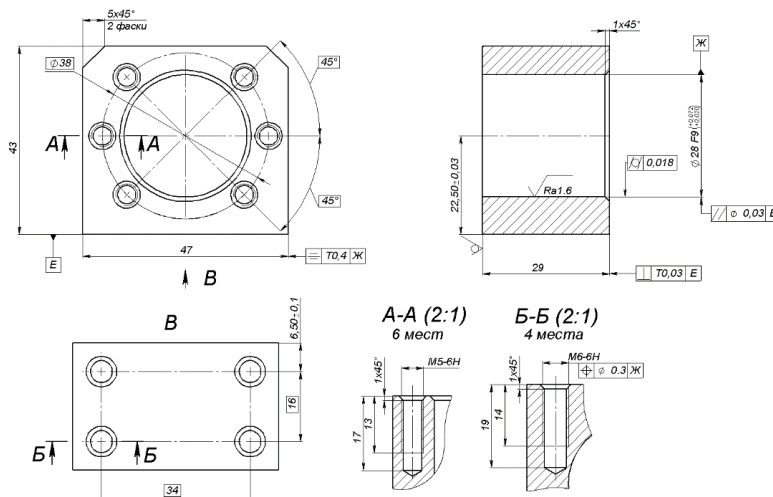


Рисунок 2 – Эскиз детали «Кронштейн»

### Разработка технологии

Рассмотрим особенности фрезерования алюминиевого сплава Д16, которые необходимо учесть при разработке технологии изготовления.

Алюминиевые сплавы имеют большие коэффициенты линейного расширения по сравнению со сталью примерно в два раза; это затрудняет получение точных размеров. Поэтому при обработке алюминиевых сплавов следует особое внимание уделять сохранению постоянства температуры; при изготовлении точных деталей температура внешней среды не должна колебаться более чем на 10° С. Таким образом использование СОЖ в условиях данной обработки является необходимостью.

Алюминиевые сплавы имеют склонность налипать в стружечных канавках ухудшая отвод стружки, после чего условия процесса резания нарушаются. Потеря фрезой способности резать влечёт отклонение от требований к обрабатываемой поверхности, а иногда, и к ее поломке, поэтому важно применять специализированный инструмент.

При фрезеровании алюминиевых сплавов образуется длинная и вязкая стружка, поэтому для улучшения ее отвода используются фрезы с углом наклона винтовой канавки около 40 градусов. Также с уменьшением количества зубьев увеличивается стружечное пространство, поэтому рекомендуется использовать фрезы с 2 зубьями, это позволяет применять производительные режимы резания, не теряя в качестве поверхности. Хорошие результаты при борьбе с налипанием показывают полирование и хромирование рабочих поверхностей фрез.

С учетом описанных особенностей, подобраны инструменты (рис 3) без покрытия и полированной передней поверхностью. Выбрана наиболее распространённые типоразмеры 12, 16, 20 мм в таблице 1 представлены геометрические характеристики выбранного инструмента.



Рисунок 3 – Вид концевой фрезы.

Таблица 1 – Геометрические параметры режущего инструмента.

D, Диаметр, мм	L, Длина фрезы, мм	L <sub>p</sub> , Длина режущей части, мм	L <sub>o</sub> , Длина до хвостовика, мм	Z, Количество зубов
12	83	30	36	3
16	92	36	42	3
20	104	42	52	3

Согласно рекомендациям производителя [7] выбраны режимы резания для чистовой обработки. Подобранные режимы указаны в таблице 2.

Таблица 2 – Режимы резания

D, Диаметр, мм	V, Скорость резания, м/мин	S, Количество оборотов, мин <sup>-1</sup>	f <sub>z</sub> , Подача на зуб, мм/зуб	f <sub>M</sub> , Подача в минуту, мм/мин
12	190	5040	0,06	900
16	190	3780	0,06	680
20	190	3024	0,06	544

Основными трудностями при фрезеровании точных отверстий являются явление отжатия инструмента, точность и шероховатость обрабатываемой поверхности. В данной работе проанализированы, при помощи программных средств, влияния траектории движения инструмента, припуск на окончательную обработку и диаметр режущего инструмента на ожидаемые значения отжатия инструмента и шероховатости поверхности.

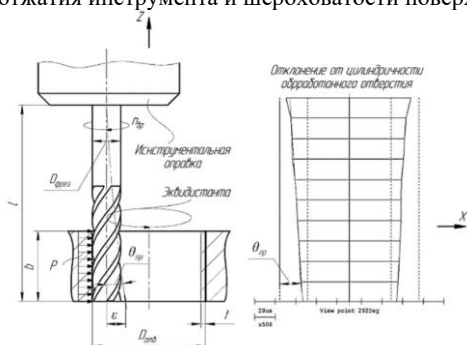


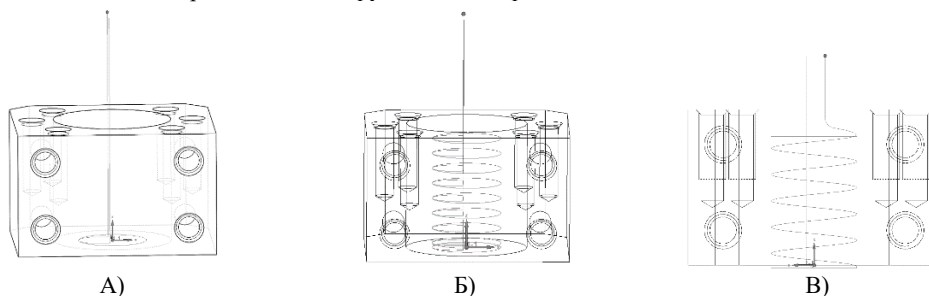
Рисунок 4 – схема образования погрешностей геометрической формы, связанной с упругими отжатиями инструмента

При проектировании процесса фрезерования точных отверстий следует учитывать упругие отжатия инструмента от возникающей в процессе обработки силы резания (рис 4). Данное явление накладывает ограничения на максимальную глубину обрабатываемого отверстия, т.к. при превышении определенного значения может привести к образованию конусности его профиля, выходящей за границы допуска. На величину упругих отжатий инструмента влияет целый ряд факторов: режимы резания, свойства обрабатываемого материала, соотношение глубины обработки к диаметру фрезы и способ удаления чистового припуска, то есть траектория движения инструмента [1]. Именно последние два фактора и будут рассмотрены в данной работе.

#### Анализ траекторий движения инструмента

Обрабатывающие центры с ЧПУ и современные САМ системы предлагают возможность использования различных стратегий фрезерования для получения точных отверстий. Рассмотрим три наиболее часто применяемых стратегии (рис.5):

1. Стратегия обработки на всю глубину отверстия с круговой интерполяцией.
2. Стратегия послойной обработки с круговой интерполяцией.
3. Фрезерование с винтовой интерполяцией, где формирование отверстия происходит за счет совмещения осевого перемещения инструмента со спиральным движением его оси.



А)

Б)

В)

Рисунок 5 - стратегии чистового фрезерования отверстия

А) Фрезерование на всю глубину Б) Послойная обработка с круговой интерполяцией

В) Фрезерование со спиральной интерполяцией

Как видно из рисунка 5, стратегия фрезерования на всю глубину отверстия с круговой интерполяцией производится с использованием всей длины режущей части фрезы, соответственно ширина фрезерования для каждой фрезы будет равна 29 мм, а глубина равна назначенному припуску

Траектория послойной обработки аналогична стратегии обработки на всю глубину, однако обработка производится с определенным шагом, ширина резания в анализе для каждой фрезы равна  $1,5D$  ( $D$  – диаметр режущей части фрезы).

Траектория с винтовой интерполяцией представляет собой спиральную кривую, фреза движется по трём рабочим осям одновременно. Для осуществления данной траектории выбраны два угла схода спирали. В данном анализе шаг спиральной траектории при стратегии с винтовой интерполяцией определяется углом схода спирали. В данном анализе участвовали два угла- 5 и 10 градусов. Геометрические параметры проектируемых траекторий обработки представлены в таблицах 3 и 4 соответственно.

Таблица 3 – Геометрические параметры послойной обработки с круговой интерполяцией

Диаметр фрезы, D, мм	Отношение глубины к диаметру, L/D	Ширина фрезерования, B, мм
12	0,5	6
	1	12
16	0,5	8
	1	16
20	0,5	10
	1	20

Таблица 4 – Геометрические параметры обработки с винтовой интерполяцией

Диаметр фрезы, D, мм	Угол схода спиральной кривой, град.	Ширина фрезерования, B, мм	Отношение глубины к диаметру, L/D
12	5	4,7	0,4
	10	9,5	0,8
16	5	3,6	0,23
	10	7,2	0,45
20	5	2,5	0,13
	10	5	0,25

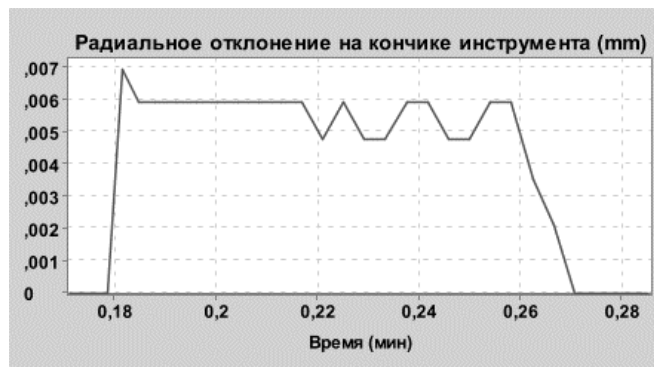
Анализ траекторий с заданными характеристиками проводился в САПР верификаторе Vericut. Данное программное обеспечение предназначено для верификации движения станка при обработке по спроектированной в САМ системе траектории. Vericut обладает дополнительным функционалом, одной из таких функций является определение ожидаемых сил резания и отжатия инструмента при обработке. Vericut учитывает характеристики обрабатываемого материала (твердость, вязкость и т.д), характеристики режущего инструмента (количество зубов, вылет из патрона, угол винтовой канавки фрезы). Результаты отображаются в виде графиков программ ожидаемых сил резания и отжатия инструмента от времени выполнения программы. В качестве примера представлены графики каждой траектории для инструмента диаметром 12 мм. Результаты проводимых анализов представлены на рисунке 6. Сравнение полученных данных представлено в таблице 5.

Таблица 5 – Параметры ожидаемого отжатия инструмента для каждой траектории

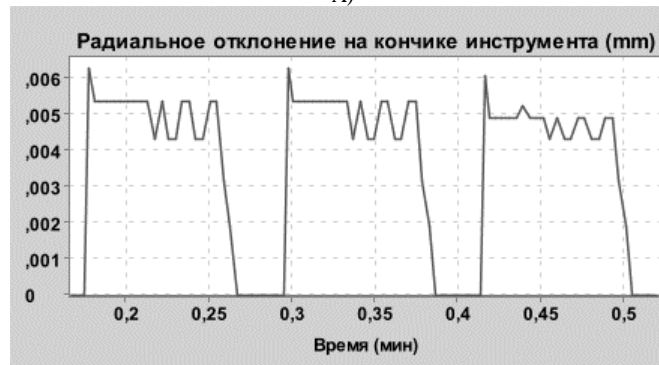
Диаметр фрезы, D, мм	Траектория обработки	Ожидаемое максимальное отжатие, мкм
12	На всю глубину	6
	Послойная обработка	5,5
	Спиральная, 5 градусов	2,75
	Спиральная, 10 градусов	3
16	На всю глубину	5
	Послойная обработка	4,2
	Спиральная, 5 градусов	2
	Спиральная, 10 градусов	1,5
20	На всю глубину	4,7
	Послойная обработка	4
	Спиральная, 5 градусов	0,8
	Спиральная, 10 градусов	1,1

### Заключение

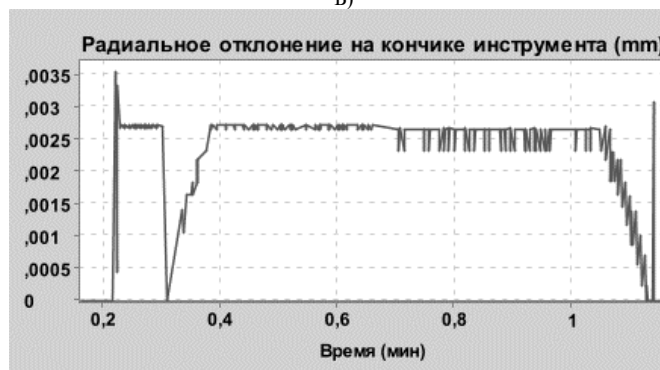
Согласно данным, приведённым в таблице 5, все траектории удовлетворяют заданным требованиям точности. Стратегия обработки с круговой интерполяцией на всю глубину является наиболее ёмкой по времени и самой простой для программирования движения станка, данная траектория может быть запрограммирована без использования САМ систем, прямо со стойки станка.



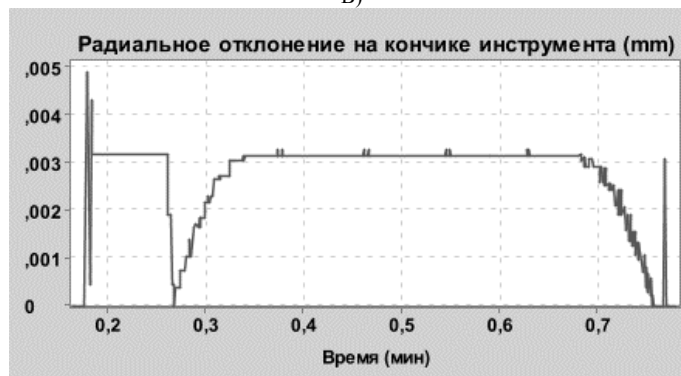
А)



Б)



В)



Г)

Рисунок 6 – Графики зависимости радиального отклонения на кончике инструмента от времени выполнения программы

А) Траектория с круговой интерполяцией на всю глубину режущей части. Б) Траектория с круговой интерполяцией с шагом 1D. В) Траектория с винтовой интерполяцией и углом схода 10 градусов. Г) Траектория с винтовой интерполяцией и углом схода 5 градусов

Аналогичная стратегия формообразования с определенным шагом незначительно уменьшает параметры ожидаемого отжатия инструмент, за счет слабого улучшения ожидаемых характеристик и большего времени необходимому для обработки, рассмотренная траектория предполагается наименее эффективной.

Метод обработки с винтовой интерполяцией характеризуется наименьшими предполагаемыми значениями отжатия и большей стабильностью обработки. Эта траектория широко применяется на производствах при чистовой обработке фасонных поверхностей, а из проведенного анализа следует,



что стратегия спиральной обработки, наиболее подходящая для обработки отверстия в данных условиях.

#### Библиографический список

1. Давыдов В.М., Стельмаков В.А., Сарыгин А.В. Исследование процесса формообразования цилиндрических поверхностей отверстий при стратегии чистовой фрезерной обработки концевыми фрезами с круговой интерполяцией. Вестник Брянского государственного технического университета № 5 (78) 2019 г., с. 25-31
2. Леонов С.Л., Белов А.Б. Моделирование процесса фрезерования отверстий на станках с ЧПУ. Ползуновский вестник 1/1-2012, с. 177-180
3. Вилкина М.В. Анализ морфологии стружки, полученной методом высокопроизводительного фрезерования. Журнал «Вестник Воронежского государственного технического университета.» № 5. 2019, с. 137-143
4. Чигринцев Е.Г., Родригес С.Б., Чотчаева С.К., Сорокин А.В. Опыт применения CAD/CAM систем в образовательном процессе базовой кафедры «Авиастроение». Труды МАИ. 2020 г. Выпуск № 115
5. GARANT ToolScout Справочник по резанию, 2015 г., с.61-64, с.492-493.
6. Звонцов И.Ф., Иванов К.М., Серебренникий П.П. Разработка управляющих программ для оборудования с ЧПУ: учеб. пособие. СПб.: Лань, 2018., с. 40-56.
7. Hoffman Group Режущий и вспомогательный инструмент каталог 53, 2022 г., с. 366-367.

УДК 620.9

### АНАЛИЗ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ СОЗДАНИЯ БИПОРИСТОЙ СТРУКТУРЫ КАТАЛИЗАТОРА РАЗЛОЖЕНИЯ

*М.В. Степанченко*

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

*В статье приводится анализ целесообразности создания, катализатора разложения, морфология которого представляет структуру, состоящую из пор разных диаметров, с целью получения повышенной эффективности, в отличие от аналогичного двигателя, состоящего из равно размерных пор.*

#### **Введение**

В последние годы катализаторы являются важными компонентами в процессах химической промышленности, где они участвуют в катализе реакций и повышают их скорость и эффективность. Одним из важных аспектов катализа является оптимизация структуры катализатора, в том числе размера пор и их расположения.

Бипористая структура катализатора представляет собой структуру, состоящую из двух типов пор: макропор и микропор. Макропоры имеют размеры от нескольких микрометров до нескольких миллиметров, а микропоры - от нескольких до нескольких десятков нанометров.

Макропоры обеспечивают хорошую доступность реагентов к поверхности катализатора, а также обеспечивают эффективную диффузию продуктов реакции. Микропоры же обеспечивают большую поверхность для реакции, что повышает катализаторную активность.

Применение бипористых катализаторов может улучшить эффективность катализа реакций, особенно в случаях, когда массоперенос является ограничивающим фактором.

#### **Геометрия микропор**

Ключевым параметром для микропор будет являться наибольшая площадь взаимодействия стенок катализатора с топливом. Для анализа проникающей способности жидкости во внутрь поры обратимся к капиллярным явлениям.

Для определения глубины проникновения жидкости в капилляр целесообразно применять формулу Жюрена:

$$h = \frac{2\sigma\cos\theta}{\rho gr} \quad (1)$$

Как видно из выражения, чем меньше радиус капилляра, тем на большую глубину жидкость проникает во внутрь. Кроме того, глубина проникновения растёт с увеличением коэффициента поверхностного натяжения жидкости.

Помимо высоты поднятия жидкости в капилляре, важным параметром для пор катализатора будет являться скорость подъема жидкости по капилляру, так как при учете задержки реакции разложения, максимальная высота подъема не всегда будет являться решающим фактором в подборе оптимального размера поры. Может возникнуть ситуация, что топливо начнет процесс разложения еще до того, как жидкость достигнет максимальной глубины, в таком случае важно получить зависимость глубины проникновения жидкости в капилляр от времени.

Обратимся к уравнению Пуазейля:

$$U = \left(\frac{\pi r^3}{4\eta H}\right)\sigma\cos\theta \quad (2)$$

В свою очередь линейная скорость осевого течения вычисляется по формуле:

$$V = \frac{U}{\pi r^2} \quad (3)$$

Тогда согласно (2) можно выразить осевую скорость потока через высоту столба жидкости:

$$V = \left( \frac{\sigma \cos \theta}{4\eta} \right) \left( \frac{r}{H} \right) \quad (4)$$

Как видно из выражения (4), на начальных стадиях скорость продвижения жидкости по капилляру выше для большего сечения

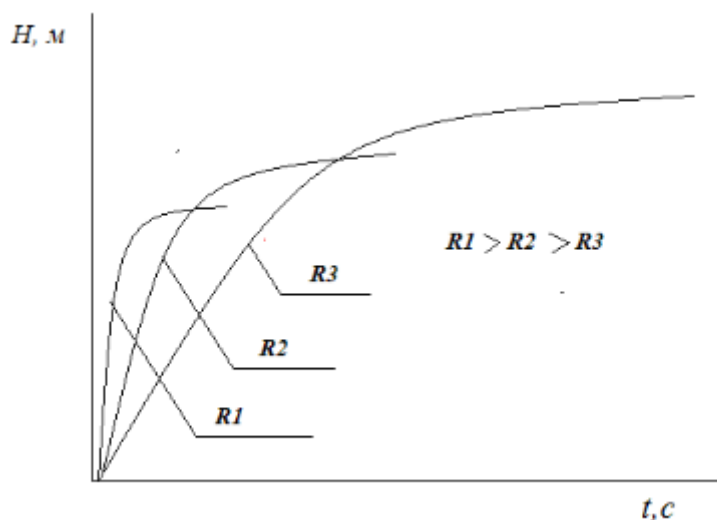


Рис. 1 - График зависимости высоты капиллярного поднятия жидкости ( $H$ ) от времени ( $t$ ), при разных диаметрах капилляра

### Геометрия макропор

При поиске оптимальной геометрии макропор основным параметром будут являться потери, возникающие при движении потока через каналы катализатора. Для рассмотрения потока в слое как внутренней задачи, вводится эквивалентный диаметр порового канала  $d$ . Жидкость проходит через зернистый слой через проходы сложной формы, определяемые поверхностью  $a$  зерен в единице объема и долей  $\varepsilon$  свободного объема. Аналогично определению эквивалентного диаметра для каналов некруглого сечения, можно получить:

$$d_3 = \frac{4\varepsilon}{a} = \frac{4\varepsilon}{a_0(1-\varepsilon)} \quad (5)$$

та величина является наиболее характерным размером, определяющим стационарный зернистый слой, объединяя оба его основных параметра  $a$  и  $\varepsilon$ .

В качестве скорости, которая также может быть определяющей, можно выбрать одну из основных величин - среднюю скорость и скорость скольжения. Средняя скорость  $u$  рассчитывается на всем сечении аппарата с зернистым слоем. Обозначая площадь этого сечения через  $S$  и объемный расход жидкости через  $\dot{V}$ , мы можем получить:

$$u = \frac{\dot{V}}{S} = \frac{\dot{V}\rho g}{S\rho g} = \frac{\dot{G}}{\rho g} = \frac{\dot{G}}{\gamma} \quad (6)$$

Где  $\dot{G} = (\dot{V}\rho g)/S$  – весовой расход на единицу площади;  $\gamma = \rho g$  – удельный вес жидкости.

Величина  $u$  – некоторая условная скорость, которой особенно удобно пользоваться при переходе от неподвижного зернистого слоя к взвешенным разреженным слоям. Комбинируя ее с  $d$ , получаем критерий Рейнольдса для одиночного зерна:

$$Re = \frac{ud}{\nu} = \frac{\dot{G}d}{\rho g \nu} \quad (7)$$

Скорость скольжения  $u_3$  потока относительно зерен, это средняя скорость потока в пространстве между зёрнами связана с  $u$  естественным соотношением:

$$u_3 = \frac{u}{\varepsilon} \quad (8)$$

Комбинируя ее с эквивалентным диаметром ( $d_3$ ), получаем эквивалентный критерий Рейнольдса:

$$Re_3 = \frac{u_3 d_3}{\nu} = \frac{4u}{a\nu} = \frac{4\dot{G}}{a\mu g} \quad (9)$$

Критерий Рейнольдса – это основной параметр, определяющий структуру потока и гидравлическое сопротивление зернистого слоя.

Решение, полученное для этого случая с помощью уравнения Пуазейля, соответствует ламинарному (струйному) течению жидкости с параболическим профилем скоростей и пропорциональностью средней скорости потока  $\bar{u}$  градиенту давления, то есть потере напора на единицу длины трубы:

$$\bar{u} = \frac{\Delta p}{L} \left( \frac{d^2}{32\mu} \right) \quad (10)$$

Относя потерю напора на длине  $L$ , равной диаметру трубы  $d$ , к динамическому напору  $(\rho\bar{u}^2)/2$ , можно определить коэффициент сопротивления:

$$\lambda = \frac{\Delta p}{(\rho\bar{u}^2)/2} = \frac{64\mu}{\rho\bar{u}d} = \frac{64}{Re} \quad (11)$$

Как видно исходя из уравнения (11), с увеличением диаметра порового канала, коэффициент сопротивления уменьшается

#### **Вывод**

Полученные соотношения позволяют, в первом приближении, оценить основные соотношения в подборе размеров пор катализатора для разных краевых задач, устанавливающих абсолютно противоположные требования к его диаметру, что подтверждает целесообразность создания бипористого катализатора.

#### **Библиографический список:**

1. Аэров М.Э., Тодес О.М., Наринский Д.А. Аппараты со стационарным зернистым слоем. Гидравлические и тепловые основы работы – Ленинград: Химия, 1979. – (176)
2. Бибик Е.Е. Динамика и кинематика движения мениска жидкости в капилляре
3. Определение начальной скорости движения и продолжительности движения жидкости в капиллярах / В. З. Канчукоев [и др.] // Инженерно-физический журнал. — 2003. — Т.76, No 1. — С. 42-45.
4. Кузнецов Д.М., Гапонов В.Л., Буйло С.И. Экспериментальное изучение температурной зависимости капиллярного движения жидкости в пористых средах с помощью метода акустической эмиссии – Вестник ДГТУ. 2014. Т. 14, №4 - (79)

УДК 533.6.071.8, 536.629.7

#### **ДАТЧИКИ НА ОСНОВЕ АНИЗОТРОПНЫХ ТЕРМОЭЛЕМЕНТОВ И СЛОИСТЫХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СТРУКТУР ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ НА УДАРНЫХ ТРУБАХ**

*Н.А. Монахов<sup>1</sup>, А.В. Павлов<sup>2</sup>, А.В. Масюкевич<sup>1</sup>, Ф.А. Орлов<sup>1</sup>*

<sup>1</sup>. ФТИ им. А.Ф. Иоффе

<sup>2</sup>. Санкт-Петербургский Политехнический Университет Петра Великого

Одной из основных задач современного аэрофизического эксперимента является исследование теплообмена высокоэнthalпийного потока газа с поверхностью тела. В условиях наземного эксперимента достаточно полное воспроизведение условий реального высокоскоростного полета возможно лишь на установках импульсного действия с длительностью рабочего цикла ~1–10 мс, например, на ударных трубах, соединенных со сверхзвуковым соплом [1]. Наиболее распространенным средством измерения тепловых потоков в таких экспериментах являются коаксиальные термопары, поскольку остальные типы датчиков, например, тонкопленочные датчики сопротивления, не обладают достаточной механической прочностью [2]. В ФТИ им. А.Ф. Иоффе для измерения теплового потока используется иной тип датчика, чувствительный элемент которого представляет собой батарею анизотропных термоэлементов из висмута [3]. Датчики на анизотропных термоэлементах могут применяться для измерения теплового потока как в стационарных тепловых режимах так и при импульсном нагреве. Они обладают высоким вольт-ваттным коэффициентом (1-10 мВ/Вт), малым временем отклика ~10 нс [4] и хорошо себя зарекомендовали в экспериментах на ударных трубах [5]. Конструктивно датчик представляет собой батарею соединенных последовательно анизотропных термоэлементов (1) из монокристалла висмута, закреплённых на подложке из слюды (2) и разделённых друг от друга полосками лавсана (3) (рис. 1, а). Торцы соседних термоэлементов соединены пайкой (4). К крайним термоэлементам припаяны провода (5) для подключения к осциллографу. Особенности изготовления таких датчиков приводит к некоторой вариативности вольт-ваттного коэффициента даже при сохранении геометрии датчика, поэтому для каждого датчика требуется индивидуальная калибровка. Не слишком высокая механическая прочность данных датчиков ограничивает сферу их применения областями течений с малыми силовыми и тепловыми воздействиями, например, боковыми поверхностями обтекаемых моделей.

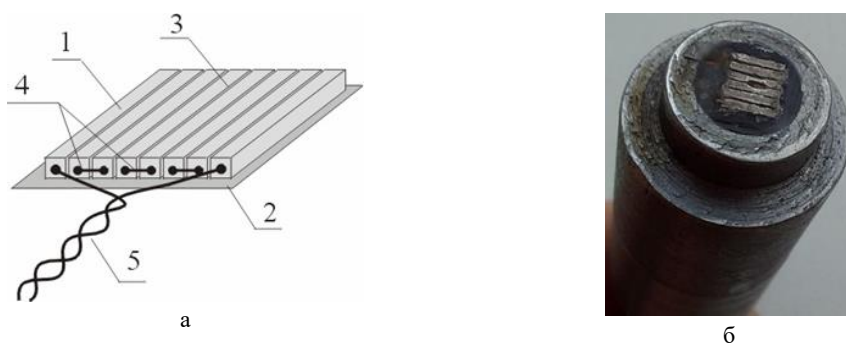


Рис. 1. а - конструкция датчика на анизотропных термоэлементах; б - внешний вид датчика на вставке.

Эрозионное и термическое воздействие высокоскоростного потока газа, содержащего твердые микрочастицы, образующиеся при разрушении диафрагмы на входе в сверхзвуковое сопло, приводит к деградации спая коаксиальной термопары, находящегося на рабочей поверхности датчика. В случае использования датчиков на анизотропных термоэлементах также возможно частичное или полное разрушение отдельных термоэлементов (каверна в центре датчика на рис. 1(б)). Даже если датчик не выходит при этом из строя, происходит изменение эффективной длины чувствительного элемента и как следствие вольт-ваттного коэффициента. Это приводит к необходимости их частой замены и повторной калибровке системы тепловой диагностики. Возможным решением данной проблемы является использование датчиков на основе слоистых металлических структур [6], разработанных в СПбПУ Петра Великого. По принципу действия они аналогичны коаксиальным термопарам за исключением способа формирования спая металлической пары. В датчиках такого типа он образован путем диффузионной сварки пакета тонких металлических пластин и представляет собой набор соединений размером в несколько квадратных миллиметров, что значительно повышает надежность соединения (рис. 2). Механическое воздействие гетерогенного потока газа может приводить к деградации рабочей поверхности датчика, но это не будет оказывать существенного воздействия на весь чувствительный элемент. Принцип действия датчиков данного типа основан на генерации термоэлектрического поля в чувствительном элементе, обладающем анизотропией термоЭДС при появлении в нем градиента температуры [3, 7]. Обработка результатов измерений нестационарного теплового потока осуществляется по методике [8] или [9] как для датчика на анизотропных термоэлементах из висмута, так и для датчика на основе слоистых металлических структур. Некоторым недостатком слоистых металлических датчиков по сравнению с висмутowymi является более низкая чувствительность ( $\sim 10$  мкВ/Вт), однако она сравнима с чувствительностью коаксиальных термопар, которые успешно используются в газодинамическом эксперименте уже несколько десятилетий. Эта проблема может быть без больших усилий решена использованием усилителей. Таким образом, суммируя достоинства и недостатки двух рассматриваемых типов тепловых датчиков, можно заключить, что совместное использование этих датчиков позволяет проводить тепловые измерения в широком диапазоне условий.

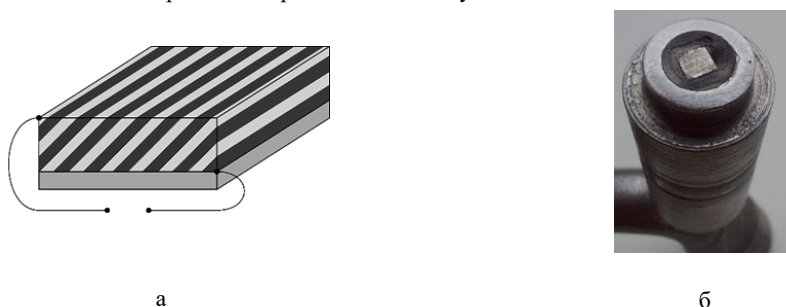


Рис. 2. а – конструкция датчика на основе слоистых металлических структур; б – внешний вид датчика на съемной вставке.

В настоящей работе выполнены тепловые измерения с помощью датчиков на основе анизотропных термоэлементов из висмута, а также на основе слоистых металлических структур. Измерения проводились в различных условиях - за отраженной ударной волной в торце ударной трубы, а также при высокоскоростном обтекании затупленного тела. Эти газодинамические процессы характеризуются различными временами протекания процесса теплообмена и различной плотностью теплового потока. Проведено сравнение измеренных тепловых потоков с имеющимися теоретическими зависимостями. Исследована применимость разработанной методики расчета теплового потока по электрическому сигналу датчика в условиях низкого соотношения сигнал/шум.

Эксперименты проводились на Малой и Большой ударных трубах ФТИ им. А.Ф. Иоффе отличающихся геометрией каналов и диапазоном достижимых газодинамических параметров [10]. Камера высокого давления Малой ударной трубы имеет длину 1 м, канал низкого давления 4.4 м, внутренний диаметр 50 мм. В качестве толкающего газа возможно использование водорода, гелия и азота с максимальным давлением, достигающим 50 атм. На данной установке проводились измерения теплового потока при отражении ударной волны от торца трубы (рис. 3). Результаты этих измерений были использованы для динамической калибровки тепловых датчиков по отраженной ударной волне.

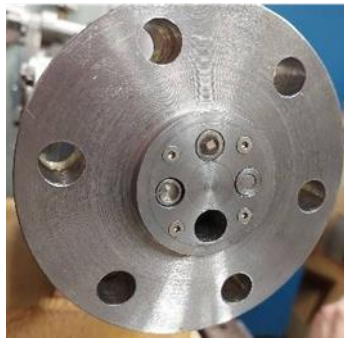


Рис. 3. Торцевой фланец с установленными тепловыми датчиками.

Большая ударная труба использовалась для исследования теплообмена при внешнем обтекании моделей. Общая длина Большой ударной трубы составляет 16 м, камеры высокого давления 3 м, ее внутренний диаметр 100 мм. Максимальное давление толкающего газа может достигать 500 атм. Конец камеры низкого давления соединялся с демпферным баком объемом 6 м<sup>3</sup>, внутри которого устанавливалось сверхзвуковое сопло, отделенное до начала эксперимента от камеры низкого давления тонкой лавсановой диафрагмой. Внутри бака на подвижной державке вблизи выходного сечения сопла устанавливалась исследуемая модель с различными датчиками (давления, теплового потока), расположенными на поверхности модели. При достижении ударной волной конца камеры низкого давления диафрагма разрывалась и происходило истечение газа через сопло.

Перед использованием в газодинамическом эксперименте датчики проходят процедуру калибровки в стационарном тепловом режиме на специально разработанном для этих целей стенде [3]. Через датчик проходит тепловой поток известной плотности  $q$  и регистрируется электрический сигнал

$U$ . Искомый вольт-ваттный коэффициент определяется из соотношения  $S_0 = \frac{U}{qA}$ , где  $A$  - площадь

рабочей поверхности. В случае невозможности проведения такой процедуры и при необходимости повышения достоверности измерений на импульсных установках, возможно выполнение калибровки датчиков в нестационарном тепловом режиме [11]. Для этого датчик закрепляется в торце камеры низкого давления ударной трубы заподлицо с торцом и регистрируется тепловой поток от горячего газа за отраженной ударной волной. Варьируя искомый  $S_0$  можно найти значение, при котором отличие средней величины коэффициента теплообмена  $q\sqrt{t}$  полученного из обработки сигнала датчика и рассчитанного по теоретической зависимости (1) будет минимально.

$$q\sqrt{t} = 1.13 \sqrt{\frac{\rho C \lambda}{2}} T_5 \sqrt{\frac{1 - \theta_w^\nu}{\nu} - \frac{1 - \theta_w^{\nu+1}}{\nu + 1}} \quad (1)$$

Где  $\rho$ ,  $\lambda$ ,  $C$  - плотность, теплопроводность и удельная теплоемкость газа за отраженной ударной волной,  $\theta_w = T_5 / T_w$  - отношение температуры газа за отраженной ударной волной  $T_5$  к температуре стенки  $T_w$ ,  $\nu = 3/4$  - показатель степени в температурной зависимости теплопроводности газа [12].

В качестве стенда для калибровки датчиков обоих использованных типов использовалась малая ударная труба. Число Маха падающей ударной волны определялось с помощью пьезоэлектрических датчиков давления, установленных в конце камеры низкого давления на расстоянии 35 мм друг от друга. Регистрация сигналов датчиков давления осуществлялась с помощью осциллографа Tektronix TDS 2014. Датчик на основе анизотропных термоэлементов из висмута состоял из 10 термоэлементов. Длина каждого термоэлемента составляла 7 мм, ширина 0.4 мм и толщина 0.25 мм. Сигнал датчиков теплового потока регистрировался с помощью осциллографа Tektronix TDS 1002. Длительность измерения составляла 10 мкс при временном разрешении 0.01 мкс. Во второй серии использовался датчик на основе слоистых металлических структур из пары металлов медь-никель размером 3x3 мм толщиной 0.5 мм, толщина каждого слоя металла была равна 0.15 мм. Поскольку ожидаемая из теоретических оценок [13] чувствительность датчика на слоистых структурах примерно на два порядка ниже, чем чувствительность висмутового датчика, то для регистрации сигнала датчика на слоистых структурах был использован усилитель на базе микросхемы INA128P с коэффициентом усиления 200 и полосой пропускания 200 кГц. Длительность измерения составляла 100 мкс при разрешении 0.1 мкс.

В таблице 1 приведены газодинамические режимы, выбранные для калибровки датчиков.

Таблица 1. Начальные условия экспериментов, рассчитанные параметры рабочего газа за отраженной ударной волной и определенный вольт-ваттный коэффициент датчика.								
Калибровка датчиков на основе анизотропных термоэлементов из висмута								
$M_1$	$P_1$ , кПа	$T_5$ , К	$\rho_5$ , кг/м <sup>3</sup>	$C$ , Дж/кг·К	$\lambda_5$ , Вт/м·К	$(q\sqrt{t})_{\text{теор}}$ , Вт·√с/м <sup>2</sup>	$(q\sqrt{t})_{\text{экспер}}$ , Вт·√с/м <sup>2</sup>	$S_0$ , В/Вт
2.18	6.67	805	0.552	1123	0.058	1880	1859	$2.9 \cdot 10^{-3}$
3.47	1.33	1607	0.218	1252	0.099	4354	4269	$2.3 \cdot 10^{-3}$

3.12	25.06	1363	3.589	1224	0.088	13247	13053	$2.7 \cdot 10^{-3}$
3.68	19.20	1763	3.362	1267	0.107	20012	19364	$3.9 \cdot 10^{-3}$
Калибровка датчика на слоистых металлических структурах								
4.00	13.33	3620	1.72	520	0.10011	20664	20008	$15 \cdot 10^{-6}$
4.09	26.66	3779	3.4841	520	0.10291	31244	30557	$15 \cdot 10^{-6}$

На рис. 4 приведены исходные электрические сигналы датчика на анизотропных элементах из висмута (а) и сигналы датчика на основе слоистых металлических структур (рисунок б) после усиления. Отличие температуропроводности висмута  $a=5.5 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$  и пары медь-никель  $a=5.8 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$  приводит к различному распределению температуры в датчике, а соответственно и различной форме сигнала. Характерные величины сигналов висмутного датчика и металлического датчика с учетом усиления  $\times 200$  имеют один порядок для режимов с одинаковым тепловым потоком.

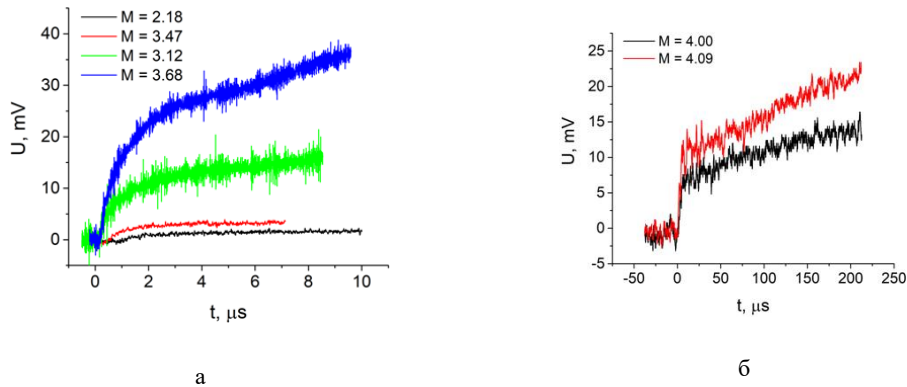


Рис. 4. Сигналы датчиков при отражении ударной волны с различным числом Маха. а - датчик на основе анизотропных термоэлементов из висмута; б – датчик на основе слоистых металлических структур.

На рис. 5 показаны теоретические и экспериментальные значения нормированного теплового потока для вольт-ваттного коэффициента датчика на анизотропных термоэлементах из висмута (а) и датчика на основе слоистых металлических структур (б), при котором наблюдается наилучшее совпадение значений  $q\sqrt{t}$ . При расчете среднего значения  $q\sqrt{t}$  в случае висмутного датчика была исключена начальная фаза установления теплообмена длительностью 1 мкс и участок, на котором наблюдается рост нормированного теплового потока. В случае металлического датчика был исключен начальный и конечный участки длительностью 10 мкс где также присутствует существенное изменение  $q\sqrt{t}$ . Увеличение длительности начального участка, не учитываемого при осреднении в случае металлического датчика, обусловлено ограниченной полосой пропускания усилителя и возможным искажением быстрорастущего сигнала. Видно, что при калибровке висмутного датчика, отличие  $S_0$  на всех режимах за исключением  $M=3.68$  не превышает 20%. В случае ГДТП, на обоих режимах получен одинаковый вольт-ваттный коэффициент (табл. 1).

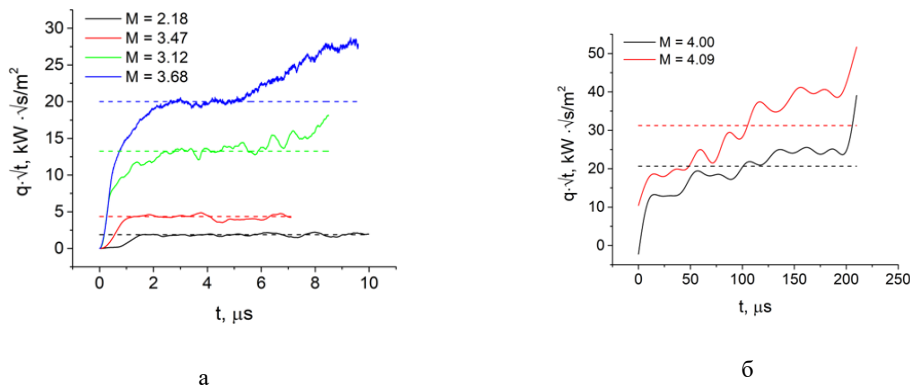


Рис. 5. Теоретический нормированный тепловой поток (пунктирные линии) и рассчитанный по сигналам датчиков (сплошные линии) для выбранного значения вольт-ваттного коэффициента  $S_0$ : а - датчик на основе анизотропных термоэлементов из висмута; б - датчик на основе слоистых металлических структур.

При калибровке висмутного датчика на режимах  $M=2.18$  и  $M=3.47$  поведение экспериментального нормированного теплового потока соответствует теоретическому во всем диапазоне времен. На режимах  $M=3.12$  и  $M=3.68$  наблюдается короткий участок установившегося теплообмена, соответствующий закону  $q\sqrt{t}^{-1/2}$ , длительность которого сокращается с увеличением

теплового потока. Использование подобных режимов может приводить к существенной погрешности при определении вольт-ваттного коэффициента ГДТП. При калибровке металлического датчика, на кривых  $q\sqrt{t}$  не наблюдается установившейся фазы теплообмена. Возможной причиной могут быть возмущения вблизи торца ударной трубы, вызванные взаимодействием отраженной ударной волны с пограничным слоем на рассматриваемых временах  $\approx 100$  мкс, ранее также наблюдавшиеся в аналогичном эксперименте по динамической калибровке коаксиальных термопар по отраженной ударной волне в аргоне [11]. Несмотря на это, полученный вольт-ваттный коэффициент близок к значению, полученному в численном расчете. Таким образом, предлагаемая методика калибровки анизотропных датчиков по отраженной ударной волне применима к обоим типам датчиков и дает результаты, согласующиеся как со стационарной калибровкой этих датчиков, так и с теоретическими оценками.

Предварительные эксперименты по измерению теплового потока в критической точке затупленного тела, выполненные на большой ударной трубе с использованием датчика на анизотропных термоэлементах из висмута, показали, что среднее «время жизни» этого датчика не превышает 1-2 эксперимента. Поэтому было принято решение использовать для таких измерений датчик на слоистых металлических структурах. Вставка с датчиком устанавливалась в критической точке полусферической модели, изготовленной методом 3D-печати из АБС-пластика. Для создания высокоскоростного течения использовалось сверхзвуковое коническое сопло с отношением выходного сечения к критическому, равным 100. Давление, температура и скорость потока в выходном сечении сопла были рассчитаны на основе параметров газа за отраженной ударной волной с помощью кода `penz1d`, входящего в пакет прикладных программ `Gas Dynamic Toolkit (GDTk)` [14]. Такой подход позволяет учесть неравновесный характер течения в сопле, что приводит к изменению эффективного показателя адиабаты и отличию результатов расчета от одномерной теории сопла. Параметры за отраженной ударной волной также были рассчитаны с помощью `penz1d` на основе моделей реального газа с использованием `CEA2` [15]. Экспериментальные значения теплового потока сравнивались с теоретическими оценками, выполненными с помощью теории Фейя–Ридделла [16]. В таблице 2 приведены начальные условия экспериментов и рассчитанные параметры потока на выходе сверхзвукового сопла.

Таблица 2. Начальные условия экспериментов и рассчитанные параметры торможения сверхзвукового потока.						
$P_1$ , mbar	$M_1$	$P_5$ , кПа	$T_5$ , К	$T_{\infty}$ , К	$v_{\infty}$ , м/с	$p_{\infty}$ , Па
27	6.29	1000	4300	618	3077	302
15	5.48	397	3360	441	2698	110

На рис. 6 приведены сигналы датчиков на слоистых металлических структурах для двух выбранных режимов обтекания модели. Нулевой момент времени соответствует приходу ударной волны к поверхности модели. Из-за невысокого отношения сигналов датчиков к шуму для предварительной обработки сигналов был применен Фурье-фильтр с верхней границей среза 25 кГц.

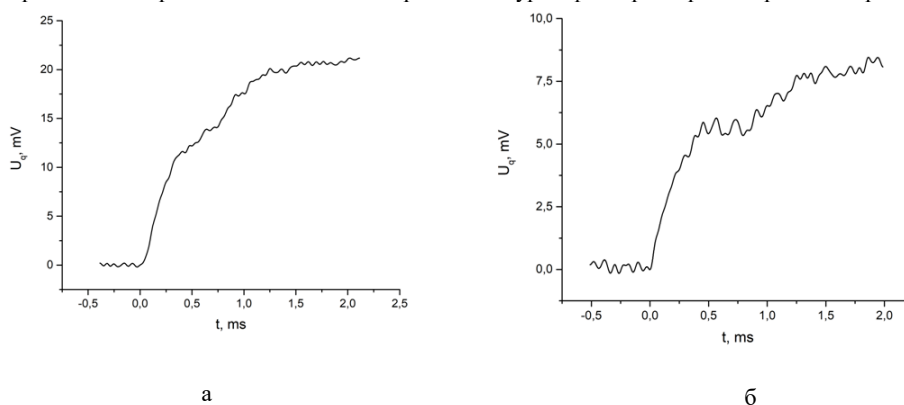


Рис. 6. Сигналы датчика на основе слоистых металлических структур при различных режимах высокоскоростного обтекания модели: а -  $p_1 = 27$  мбар,  $M_1 = 6.29$ ; б -  $p_1 = 15$  мбар,  $M_1 = 5.48$

На рис. 7 приведены результаты обработки сигналов (черные линии) в сравнении с теоретическими оценками по формуле Фейя–Ридделла (красные горизонтальные линии). Характерное время установления теплового режима на модели не превышает 200 мкс, что существенно меньше длительности стационарного обтекания модели. Видно, что несмотря на высокий уровень осцилляций, вызванных математическими особенностями процедуры обработки сигналов, полученные результаты являются качественно верными и демонстрируют применимость датчика на основе слоистых металлических структур и методики обработки его сигнала в экспериментах на ударных трубах.

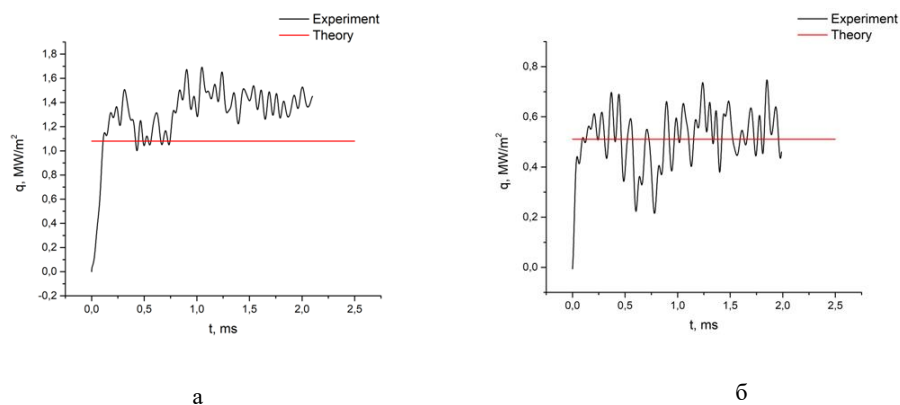


Рис. 7. Тепловые потоки на поверхность модели при различных режимах высокоскоростного обтекания: а -  $p_1 = 27$  мбар,  $M_1 = 6.29$ ; б -  $p_1 = 15$  мбар,  $M_1 = 5.48$

### Библиографический список

1. Igra O., Seller F. Experimental methods of shock wave research. 2016. Springer International Publishing.
2. Rout A. K., Agarwal S., & Sahoo, N. Fast response transient behaviour of a coaxial thermal probe and recovery of surface heat flux for shock tube flows // Experimental Thermal and Fluid Science. 2021. 127. 110427.
3. S.Z. Sapozhnikov, V.Yu. Mityakov, A.V. Mityakov. *Heatmetry: The Science and Practice of Heat Flux Measurement: Heat and Mass Transfer*. 2020. Springer International Publishing.
4. Bobashev, S. V., Mende, N. P., Sakharov, V. A., Sapozhnikov, S. Z., Mityakov, V. Yu., Mityakov, A. V., Wie, D. V Application of gradient heat flux sensor in shock tube experiments. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting&Exhibit, Reno, NV., AIAA Paper 2005-787, Jan. 2005.
5. Попов П.А., Монахов Н.А., Лапушкина Т.А., Поняев С.А. Измерение нестационарного теплового потока в экспериментах на ударных трубах с помощью датчиков на основе анизотропных термоэлементов из висмута // ЖТФ. 2022. №9 (92). С. 1334-1342.
6. Сапожников С.З., Митяков В.Ю., Митяков А.В., Можайский С.А. Градиентные датчики для высокотемпературной теплотометрии // Письма в ЖТФ. 2008. №. 19 (34). С. 1-5.
7. Rowe D.M. *Thermoelectrics Handbook: Macro to Nano*. 2006. CRC Press.
8. П.А. Попов, С.В. Бобашев, Б.И. Резников, В.А. Сахаров. Метод расчета нестационарного теплового потока по сигналу датчика на основе анизотропных термоэлементов из монокристалла висмута // Письма в ЖТФ. 2022. №8(44). С. 3-10.
9. Ю.В. Добров, В.А. Лашков, И.Ч. Машек, А.В. Митяков, В.Ю. Митяков, С.З. Сапожников, Р.С. Хоронжук. Измерение существенно нестационарных тепловых потоков градиентным датчиком на основе висмута // ЖТФ. 2021. №2(91). С. 240-246.
10. Маслеников В.Г., Сахаров В.А. Двухдиафрагменная ударная труба Физико-технического института // ЖТФ. 1997. №11(67). С. 88-95.
11. Marineau E., Hornung H. Modeling and Calibration of Fast-Response Coaxial Heat Flux Gages. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, January 5-8, 2009, AIAA Paper 2009-737.
12. Fay J.A., Kemp N.H. Theory of heat transfer to a shock-tube end-wall from an ionized monatomic gas // Journal of Fluid Mechanics. 1965. № 4 (21). P. 659-672.
13. Герашенко О.А. Основы теплотометрии. 1971. Киев, Наукова думка. 191 с.
14. [Электронный ресурс] GDTk - a collection of software for doing gas dynamics, from simple desktop calculations through to simulations on supercomputers. <https://gdtk.uqcloud.net> (Дата обращения 06/02/2023).
15. Gordon, S., and McBride, B. J. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, Part 1: Analysis. NASA Tech. Rept. RP-1311. 1994.
16. J.A. Fay, F.R. Riddell. Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air // J. Aerosp. Sci. 1958. №5 (25). P. 73-85.

УДК 621.983.5, 621.98.043

### ИНКРЕМЕНТАЛЬНАЯ ФОРМОВКА: ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ И ПРОЦЕССЫ, ПРЕДШЕСТВУЮЩИЕ ЭТОЙ ТЕХНОЛОГИИ

**В.В. Мироненко<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>ФГБОУ ВО Иркутский национальный исследовательский технический университет  
e-mail: [mironenko\\_vv@istu.edu](mailto:mironenko_vv@istu.edu)

Обычные процессы формообразования листового металла требуют больших размеров партии (массовое производство), поскольку эти процессы требуют больших энергозатрат и очень больших инвестиций в оборудование и оснастку (т.е. станки, штампы, приспособления и т.д.). Инкрементальная формовка (Single point incremental forming - SPIF) - это новый процесс обработки металла с высокой потенциальной экономической выгодой для быстрого создания прототипов, подходящий для гибкого производства в небольших количествах, восполняющий этот пробел в процессах обработки металла.

Формообразования металлического листа - это основной производственный процесс, используемый для изготовления многих изделий в различных отраслях промышленности. Благодаря технологическим достижениям изделия сложной формы могут быть изготовлены путем деформации



зажатых листов с помощью инструментов, которые запрограммированы на перемещение по профилю желаемой формы. Большие производственные партии могут покрыть затраты на дорогостоящие штампы и оснастку, необходимые в обычных процессах обработки листового металла, однако для небольших и средних производственных партий обычные процессы, такие как глубокая вытяжка и штамповка, очень дороги из-за небольшого количества задействованных деталей.

Единичные изделия, такие как прототипы, используются при разработке или совершенствовании дизайна в большинстве отраслей обрабатывающей промышленности. Это позволяет оценить дизайн и сократить время разработки продукта. Прототип обычно требует большой работы от квалифицированного персонала на производстве в сочетании с медленными темпами и методом проб и ошибок, часто используемым при испытании конструкций [1]. Кроме того, инвестиционные затраты и время, затрачиваемые на изготовление штампов, формирование прототипов и подготовку деталей к изготовлению с использованием традиционных процессов, слишком дороги. Следовательно, существует потребность в более дешевых средствах для производства деталей из листового металла, которые часто требуются в небольших количествах.

Все больше клиентов и предприятий хотят вести бизнес с предприятиями, которые производят экологически чистые продукты и используют экологичное производство. Энергоэффективность в производственном секторе является основным фактором, влияющим на глобальный спрос на энергию и способствующим воздействию производства на окружающую среду. Фактически на долю обрабатывающей промышленности приходится около 31% потребления первичной энергии и 36% выбросов углекислого газа (CO<sub>2</sub>) [1]. Энергоэффективность в производстве имеет значительное значение для оценки воздействия продукции на окружающую среду, и это становится основным фактором конкурентоспособности. SPIF обеспечивает высокую гибкость, поскольку изменение программы ввода приводит к созданию нового продукта. Подразумевается, что для многих деталей может потребоваться один и тот же набор оборудования в процессе их производства. Затраты на утилизацию оборудования, связанные с такого рода технологией производства, для окружающей среды незначительны. SPIF обычно требует меньших затрат энергии, чем стандартные производственные процессы.

С появлением международной торговли и свободной рыночной экономики предприятиям необходимо быть более инновационными, разрабатывать новые продукты и производить более сложные изделия по более дешевым ценам из очень ограниченных ресурсов. У покупателей разный спрос на детали с сопутствующим высоким уровнем сложности. Это означает, что предприятия должны формировать лояльность клиентов к брендам, а также внедрять массовую кастомизацию. Для массового изготовления на заказ требуется больше производственных линий; однако при использовании SPIF на одном и том же оборудовании можно изготовить больше изделий с целью снижения затрат.

Предприятия сталкиваются с более жесткой конкуренцией на рынке со стороны конкурентов. Чтобы выжить в этой конкуренции, необходимо удовлетворять индивидуальные потребности клиентов. Это влечет за собой множество изменений на стадии проектирования и производства в жизненном цикле продукта. Одноточечное инкрементное формование может удовлетворить такие потребности благодаря небольшим изменениям, необходимым в конструкции и производственном процессе. Как таковой, он идеально подходит для малых и средних предприятий, которые часто производят "единственный в своем роде продукт", который обычно требует много времени, изменений в дизайне, приспособлениях и производстве.

Существует множество различных процессов обработки металла, в которых используется поэтапный подход. При таком подходе деформация материала осуществляется постепенно и, как следствие, требуются меньшие формообразующие нагрузки по сравнению с обычными процессами. Некоторые из этих процессов легли в основу SPIF. Имея это в виду, далее следует краткий обзор технологий инкрементного формования листов.

**Чеканка.** Одним из старейших процессов инкрементной формовки листов является чеканка молотом. Первоначально этот процесс выполнялся вручную, но с развитием технологий его можно выполнить на современном станке с ЧПУ. В настоящее время при чеканке используются преимущества роботизированной технологии, и при этом используется роботизированная рука, которая управляет движением инструмента и чеканит лист, зажатый в опорной раме, по круговым траекториям, постепенно уменьшая интенсивность в каждом переходе (см. Рисунок 13).

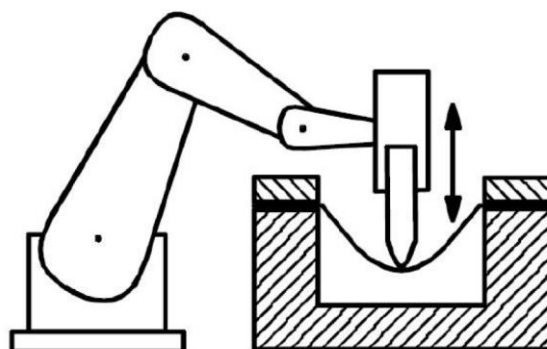


Рисунок 13 – Схема инкрементальной чеканки

**Многоточечная формование (Multi-point forming – MPF).** Производство панели по технологии многоточечного формования очень похоже на процесс формования с использованием сплошных штампов. Там, где в последнем используются две противоположные сплошные оснастки, которые прижимаются к заготовке из листового металла для придания ей определенной геометрии, технология MPF заменяет сплошную матрицу, матрицей из нескольких штырей с определенной геометрией, которые регулируются по высоте с помощью линейных приводов [2, 3], чтобы быть способен принимать разнообразные формы за относительно короткий промежуток времени (см.Рисунок 14).

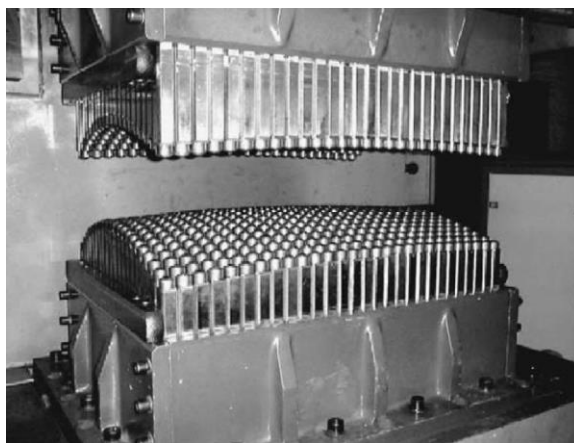


Рисунок 14 - Оснастка для многоточечного формования

**Дробеструйное формование** - это бесконтактный процесс, выполняемый при комнатной температуре, при котором мелкая круглая стальная дробь ударяется о поверхность заготовки. Каждый кусочек дроби действует как крошечный отбойный молоток, вызывая упругое растяжение верхней поверхности и локальную пластическую деформацию, которая проявляется в виде остаточного напряжения сжатия. Сочетание упругого растяжения и создания напряжения сжатия приводит к тому, что материал приобретает сложную выпуклую кривизну на упрочненной стороне [4].

Удары дроби распределены статически и обычно изготавливаются из стальных шариков, которые разгоняются сжатым воздухом через сопло. Процесс дробеструйной штамповки идеально подходит для формирования панелей большой формы, где радиусы изгиба достаточно велики и без резких изменений контура, поэтому он широко используется в авиационной промышленности (см.Рисунок 15). Чтобы повысить производительность, формруемость и применимость, Копп и Шульц [5] проводили исследования в области двустороннего одновременного дробеструйного формования.

Все описанные до сих пор процессы формования листового металла являются более гибкими, чем обычные. Чтобы работать еще лучше в том, что касается гибкости, и, следовательно, сократить затраты на разработку и время выполнения заказа, были разработаны некоторые процессы без инструмента. Далее будет представлено краткое описание трех процессов формования листового металла с этой последней характеристикой.



Рисунок 15 - Установка для дробеударного формообразования и упрочнения MPF 15000/2500 (Wheelabrator group)

**Инкрементный процесс формообразования листа (Incremental Sheet Forming Process –ISFP).** В 1994 году Мацубара [14] разработал процесс постепенной обратной вытяжки, при котором заготовка зажимается в приспособлении, допускающем движение вниз, центр заготовки поддерживается опорной стойкой, а формирующий инструмент управляется ЧПУ с помощью вращательного движения, которое описывает траектории, необходимые для получения желаемой детали (см. Рисунок 16). Этот процесс позволяет получать симметричные и несимметричные формы.

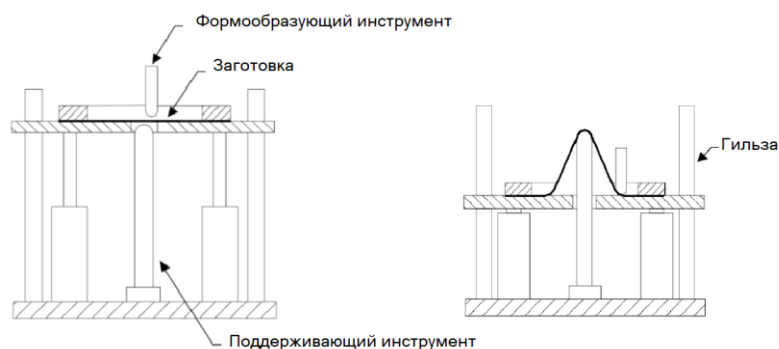


Рисунок 16 - Схематическое изображение процесса постепенного обратного формообразования

Процессы ISFP можно разделить на три различные классификации. Одноточечное инкрементное формообразование (SPIF), инкрементное формообразование с помощью встречного инструмента (Incremental Forming with Counter Tool - IFWCT) и Двухточечное инкрементное формообразование (Two Point Incremental Forming - TPIF).

Одноточечное инкрементное формование (SPIF) вносит новый важный вклад в процессы инкрементного формования, такие как сжатие и растяжение, что позволяет получать неосесимметричные детали.

Лист заготовки зажимается в универсальном стационарном держателе заготовки, и формирующий инструмент описывает контур желаемой геометрии, контролируемый обычным станком с ЧПУ (см.Рисунок 17)

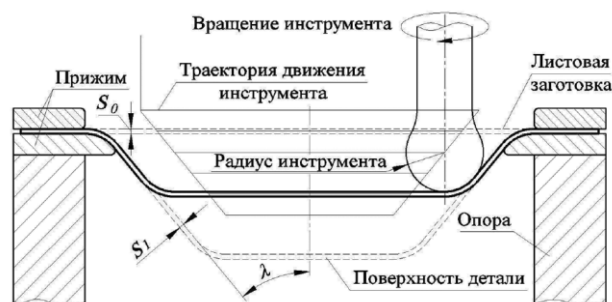


Рисунок 17 - Схематическое изображение вида поперечного сечения SPIF

Основными преимуществами процесса SPIF являются [6]:

- Изготовление деталей непосредственно из файла CAD;
- возможность положительного или отрицательного формообразования;
- изменения геометрии детали и УП могут быть легко и быстро выполнены;
- повышенная формобразуемость материала;
- может быть выполнено на обычном станке с ЧПУ;
- из-за поэтапного характера формообразования процесса, усилия невелики;
- размеры деталей ограничены только станком;
- может быть достигнуто хорошее качество поверхности.

Основными недостатками процесса SPIF являются:

- более длительное время формообразования по сравнению с обычной глубокой вытяжкой;
- производство ограничено небольшими партиями;
- формообразование прямых углов должно достигаться с помощью многоступенчатых стратегий;
- пружинение, хотя его можно свести к минимуму с помощью некоторых алгоритмов коррекции;
- меньшая точность геометрии, особенно в областях выпуклых радиусов и изгибающихся кромок [7].

#### Библиографический список

1. Международное энергетическое агентство OECD/IEA - [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.iea.org/>
2. Li M., Liu Y., Su S., Li G., Multi-point forming: a flexible manufacturing method for a 3-d surface sheet // Journal of Materials Processing Technology. 1999. 87., P.77-280.
3. Li M.Z., Cai Z.Y., Sui Z., Yan Q.G., Multi-point forming technology for sheet metal // Journal of Materials Processing Technology. 2002. 129., P. 333-338.
4. Лидер в области обработки металлов Metal Improvement Company - IEA - [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.metalimprovement.de/>
5. Kopp R., Schulz J., Flexible Sheet Forming Technology by Double-sided Simultaneous shot peen forming // Annals of CIRP. 2002. 51-1., P. 195-198.
6. Jadhav S., Goebel R., Homberg W., Kleiner M., Process optimization and control for incremental forming sheet metal forming // Proceedings of the International Deep Drawing Research Group Conference, IDDRG, Bled, Slovenia (2003), P. 165-171.
7. Hirt G., Ames J., Bambach M., Basic Investigation into the Characteristics of dies and suppot tools used in CNC-Incremental Sheet Forming // Proceedings of the International Deep Drawing Research Group Conference, IDDRG, Porto, Portugal (2006), P. 341-348.

**УДК 629.78.018**

#### ИССЛЕДОВАНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТЕЙ ТЕМПЕРАТУР ВОСПРОИЗВОДИМЫХ ТЕРМОПЛИТОЙ ВАКУУМНОЙ КАМЕРЫ «ВК-1000»

*К.В. Винокуров*

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

Обязательной частью производства ракетно-космической техники являются испытания произведенной продукции для оценки её соответствия заявленным требованиям.

Одним из видов таких испытаний являются термовакуумные, которые проводятся для проверки характеристик оборудования и функционирования систем космического аппарата в условиях вакуума при воздействии эксплуатационных температур.

Для проведения таких испытаний применяются термовакуумные камеры, с устройствами теплопередач различного типа.

Термовакуумные камеры, имеющие теплозадающее устройство контактного типа, в отличие от камер, имеющих аналогичное устройство излучающего типа, предпочтительны с точки зрения воспроизводства реальных условий эксплуатации оборудования, установленного внутри космического аппарата или снаружи на платформе системы обеспечения теплового режима.

Термовакуумные камеры, как и любое испытательное оборудование, должны соответствовать определенным метрологическим требованиям, обусловленным требованиями к испытаниям технических изделий. Так, например, в соответствии с ГОСТ Р 56469-2015 [1], для изделий эксплуатирующихся внутри космического аппарата, неравномерность температур должна составлять не более 5 °С, а для изделий эксплуатирующихся снаружи – 10 °С. Таким образом, градиент теплозадающего устройства термовакуумной камеры должен соответствовать 5 °С или 10 °С.

Характеристики испытательного оборудования, заявленные производителем, проверяют и регулярно подтверждают аттестацией. Аттестация, по существу, представляет собой испытание самого испытательного оборудования на способность воспроизведения требуемых параметров.

В авиационно-космическом комплексе качество испытательного оборудования представляет собой один из решающих факторов эффективности производства, так как заданные условия испытаний в основном являются единственными объективными показателями воздействий, испытываемых объектом испытания при эксплуатации.

В Инжиниринговом Центре БГТУ «ВОЕНМЕХ» для испытаний технических изделий работающих в условиях ближних околоземных орбит, применяется вакуумная камера «ВК-1000», имеющая теплозадающее устройство в виде медной термоплиты.

Пониженные значения температуры получают путем пролива через термоплиту жидкого азота. Насыщение такой жидкостной системы охлаждения происходит при температуре минус 187,3 °С.

Максимальное значение температуры термоплиты, получаемое от электронагревателей, составляет плюс 200 °С.

При проведении аттестации подобного испытательного оборудования, одним из параметров который необходимо определить, является градиент температуры (разность между максимальной и минимальной температурой различных точек поверхности) поверхности теплозадающего устройства.

Уполномоченные аттестующие организации, в отсутствие специализированных стандартов, определяющих заявление и подтверждение характеристик вакуумных камер, при разработке программ и методик аттестации традиционно делают проекцию схемы объёмного размещения датчиков температуры по ГОСТ Р 53618-2009 [2], показанную на рисунке 1, на плоскость теплозадающего устройства (термоплиты).

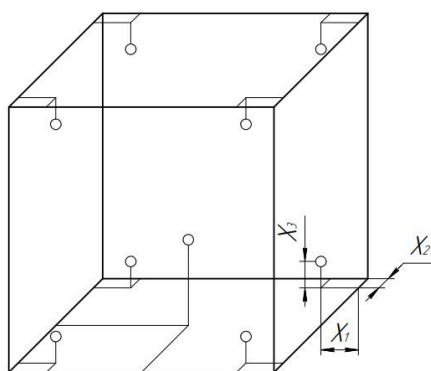


Рисунок 1 – Размещение датчиков температуры воздуха для камер объемом до 2000 л

Такое размещение измерителей температуры предполагает радиальное увеличение отклонения температур локальных точек термоплиты относительно её центра. Так, одна из предполагаемых аккредитованных аттестующих организаций предлагала для вакуумной камеры «ВК-1000» расположить периферийные датчики температуры на границах плоскости термоплиты в углах ее прямоугольника, как показано на рисунке 2.

Рассчитывая на высокую теплопроводность меди (материала термоплиты) эта организация ожидала получить градиент (неравномерность) температуры термоплиты равный удвоенному значению точности поддержания (2 °С) этого параметра, заявленной производителем вакуумной камеры. Однако, предварительные измерения распределения заданной температуры по поверхности термоплиты, при крайнем расположении датчиков показали отклонения температур периферийных точек многократно превышающие прогнозируемые. Полученные параметры, отражающие неравномерность температуры термоплиты, приведены в таблице 1.

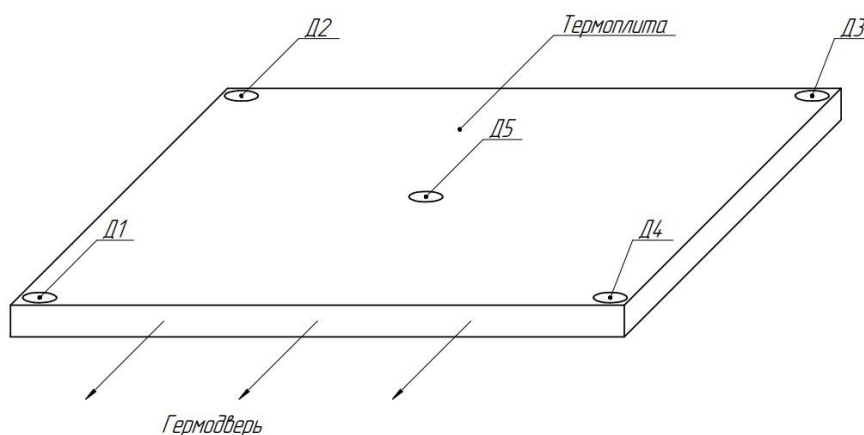


Рисунок 2 – Схема расположения датчиков температуры на поверхности термоплиты

Таблица 1 – Результаты измерений температур термоплиты при крайнем расположении датчиков

Температура	Предельная пониженная	Промежуточная пониженная			Предельная повышенная	Промежуточная повышенная		
		-165	-126,1	-82,6		153	120,2	77,3
Достигнутое значение, $T_d, ^\circ\text{C}$	-185	-165	-126,1	-82,6	192,5	153	120,2	77,3
Значение температуры замеренное датчиком Д1	-147,6	-131,6	-100,06	-64,4	178,61	141,1	110,69	71,71
Значение температуры замеренное датчиком Д2	-175,71	-158,5	-125,15	-82,84	186,4	148,1	116,51	75,43
Значение температуры замеренное датчиком Д3	-182,37	-168,58	-131,54	-87,93	185,87	147,62	116,62	75,47
Значение температуры замеренное датчиком Д4	-185,67	-173,47	-123,9	-80,66	188,32	150,63	117,83	75,97
Вариация в месте установки	-37,4	-33,4	-26,04	-18,2	13,89	11,9	9,51	5,59

датчика Д1, °С								
Вариация в месте установки датчика Д2, °С	-9,29	-6,5	-0,95	0,24	6,1	4,9	3,69	1,87
Вариация в месте установки датчика Д3, °С	-2,63	3,58	5,44	5,33	6,63	5,38	3,58	1,83
Вариация в месте установки датчика Д4, °С	0,67	8,47	-2,2	-1,94	4,18	3,15	2,37	1,33
Градиент $T_{\text{град}}$ , °С	38,0	41,9	31,48	23,5	13,89	8,79	9,51	5,59

Примечание – Датчики температуры расположены следующим образом:

- датчик Д5, установлен в геометрическом центре поверхности термоплиты;
- датчики Д1, Д2, Д3, Д4 расположены на границах плоскости термоплиты в углах ее прямоугольника как показано на рисунке 2.

Кроме того, эти измерения показали значительную нелинейность градиента температуры в зависимости от заданного значения, особенно выраженную в криогенной области.

Наиболее вероятной причиной нелинейности градиента температуры термоплиты в области её низких значений является непостоянство в пространстве области максимального теплоотведения системы охлаждения на жидком азоте. Область фазового перехода криожидкости меняет свое положение в зависимости от расхода, определяющего достижение заданной пониженной температуры.

При стабилизации одной из промежуточных пониженных температур  $T_{\text{пр}} = -160$  °С градиент составляет  $T_{\text{град}} = 41.9$  °С (таблица 1).

Неравномерность температуры в плоскости термоплиты обусловлена её большой массой и габаритами, неизолированным тепловым контактом магистрали охлаждения с корпусом камеры и близким расположением её граней к металлическим стенкам герметизированного объёма. Стенки рабочего объёма камеры при низких температурах воздействуют на неё как излучающие нагреватели. В то время как термоплита действует на стенки как охладитель.

При нагревании термоплиты процессы распределения температуры аналогичны, но значения градиента и вариаций существенно меньше. Градиент и вариации достигают  $T_{\text{град}} = 13,89$  °С (таблица 1).

Здесь основную роль в неравномерности температуры играет несимметричность конструкции корпуса рабочего объёма камеры и, как следствие, различие в интенсивности теплообмена между стенками камеры и окружающей средой при инфракрасном излучении нагретой термоплиты.

Существенное влияние на теплообмен и распределение температур термоплиты оказывает вакуум, исключаяющий воздух как теплоноситель. Исследование неравномерностей температуры термоплиты при различных пониженных давлениях в рабочем объёме камеры, а также анализом эффективности работы вакуумного насоса получена верхняя граница давления воздуха, при которой состояние рабочего объёма камеры можно считать вакуумом. Эта граница находится в диапазоне от 0,3 до 0,5 мм.рт.ст.

Измерения распределения температур различных точек термоплиты проведены с последовательным приближением периферийных датчиков к центру термоплиты.

Таблица 2 - Результаты измерений температур термоплиты при первом приближении периферийных датчиков

Температура	Промежуточная пониженная				Предельная повышенная	Промежуточная повышенная		
Достигнутое значение, $T_{\text{д}}$ , °С	-103,5	-94	-90,1	-62,1	197	157,5	118,3	79,2
Значение температуры замеренное датчиком Д1	-91,8	-85,7	-82,4	-55,2	189,6	151,4	113,5	76,2
Значение температуры замеренное датчиком Д2	-104,4	-92,3	-93,3	-63,4	195,5	156,3	117,3	78,6
Значение температуры замеренное датчиком Д3	-105,1	-93,2	-95,2	-63,7	196,1	157	117,8	78,9
Значение температуры замеренное датчиком Д4	-99,9	-92,1	-90,3	-59,9	196,3	157,3	118,2	79,1
Вариация в месте установки датчика Д1, °С	-11,7	-8,3	-7,7	-6,9	7,4	6,1	4,8	3
Вариация в месте установки	0,9	-1,7	3,2	1,3	1,5	1,2	1	0,6

датчика Д2, °С								
Вариация в месте установки датчика Д3, °С	1,6	-0,8	5,1	1,6	0,9	0,5	0,5	0,3
Вариация в месте установки датчика Д4, °С	-3,6	-1,9	0,2	-2,2	0,7	0,2	0,1	0,1
Градиент $T_{град}$ , °С	13,3	8,3	12,8	8,5	7,4	6,1	4,8	3

*Примечание - Датчики температуры расположены следующим образом:*

- датчик Д5, установлен в геометрическом центре поверхности термоплиты;
- датчики Д1, Д2, Д3, Д4 расположены на расстоянии 250мм от смежных граней.

Приближение периферийных датчиков к центру термоплиты дало результаты измерений, показанные в таблице 3.

Таблица 3 - Результаты измерений температур термоплиты при втором приближении периферийных датчиков

Температура	Предельная повышенная	Промежуточная повышенная		
Достигнутое значение, $T_{д}$ , °С	197,3	158	118,5	79,5
Значение температуры замеренное датчиком Д1	188,8	150,6	113	76
Значение температуры замеренное датчиком Д2	193,5	153,5	115,2	77,5
Значение температуры замеренное датчиком Д3	195,8	156,7	117,7	79
Значение температуры замеренное датчиком Д4	196,4	157,2	118,1	79,2
Вариация в месте установки датчика Д1, °С	8,5	7,4	5,5	3,5
Вариация в месте установки датчика Д2, °С	3,8	4,5	3,3	2
Вариация в месте установки датчика Д3, °С	1,5	1,3	0,8	0,5
Вариация в месте установки датчика Д4, °С	0,9	0,8	0,4	0,3
Градиент $T_{град}$ , °С	8,5	7,4	5,5	3,5

*Примечание - Датчики температуры расположены следующим образом:*

- датчик Д5, установлен в геометрическом центре поверхности термоплиты;
- датчики Д1, Д2, Д3, Д4 расположены на расстоянии 350мм от смежных граней.

Неполные данные измерений низких температур обусловлены высокими материальными и трудовыми затратами на их получение (приобретение и работа с жидким азотом). Эти данные получены в процессе исследований и испытаний технических изделий, разрабатываемых в НИЧ БГТУ «ВОЕНМЕХ» и при использовании остатков охладителя.

Результаты измерений приведённых в таблицах 1...3 дали возможность сделать предположение о непригодности схемы расположения аттестационных датчиков температуры термоплиты аналогичной предложенной ГОСТ Р 53618-2009 [2].

Несмотря на неполноту измерительной информации, проведённые исследования приводят к следующим выводам:

1. Полезные площади термоплиты (геометрическая фигура, в пределах которой обеспечены допустимые отклонения) различны для высоких и низких температур. Эти площади не концентричны относительно центра термоплиты.

2. При производстве и аттестации вакуумных камер с термоплитами измерение распределения температур следует проводить не относительно центра, а относительно опорных точек, температура в которых наиболее близка к средней воспроизведённой.

3. Для проведения испытаний объектов в условиях положительных и отрицательных температур, универсальная полезная площадь термоплиты должна быть получена путём наложения полезных площадей низких и высоких температур.

4. Заявление и подтверждение характеристик теплозадающих устройств вакуумных камер должно быть регламентировано специальными стандартами, предусматривающими построение теоретических или полученных натурным экспериментом поверхностей распределения температур. Линии равного уровня этих поверхностей дают полезные площади термоплиты для удовлетворения метрологическим требованиям испытаний технических устройств и аттестации испытательного оборудования.

#### Библиографический список

1. ГОСТ Р 56469-2015 Аппараты космические автоматические. Термобалансные и термовакуумные испытания. М.: Стандартформ, 2017. 11 с.
2. ГОСТ Р 53618-2009 Методы аттестации камер (без загрузки) для испытаний на стойкость к воздействию температуры. М.: Стандартинформ, 2009. 21 с.
3. ГОСТ Р 54437-2011 Методы аттестации камер (без загрузки) для испытаний на стойкость к воздействию давлением воздуха. М.: Стандартинформ, 2011. 11 с.

#### УДК 621.45.053

#### МЕТОД ОПИСАНИЯ РАЗРУШЕНИЯ БЛОКА ВЕЩЕСТВА, АРМИРОВАННОГО ТЕПЛОПРОВОДНЫМИ НИТЯМИ, ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВНЕШНЕГО НАГРЕВА

*Ф.Э. Кожевников<sup>1</sup>, А.С. Титова<sup>1</sup>, к. т. н. С.К. Савельев<sup>1</sup>*

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

#### Введение

В данной работе рассматривается разрушение произвольного тела, например блока нафталина, которое сублимирует равномерно по всему объему. Задача состоит в том, чтобы увеличить площадь поверхности разрушения произвольного тела под действием внешнего нагрева.

Известны технические решения, позволяющие увеличить площадь поверхности разрушения твердого тела путем встраивания в его объем теплопроводных элементов (ТЭ), например, металлической проволоки. Увеличение площади поверхности разрушения обусловлено локальным ростом скорости разрушения под действием нагрева в области ТЭ, что приводит к формированию в районе ТЭ конических впадин.

Важнейшей характеристикой ТЭ, влияющей на локальную скорость разрушения, является материал, из которого этот элемент изготовлен. Возможно применение алюминия, стали, серебра, вольфрама, меди и так далее.

Вторым важным фактором является геометрические характеристики ТЭ. Условно можно выделить три группы.

К первой группе относятся ТЭ, встраиваемые в блок вещества в виде проволоки с длиной сопоставимой продольному размеру блока, сориентированные как правило по продольной оси [1].

Ко второй группе можно отнести ТЭ, обладающие длиной на порядок меньше продольного размера блока вещества. Из-за сравнительно небольшого размера задать определенное положение таких ТЭ в объеме твердого тела трудно, поэтому при замешивании вещества их располагают в хаотичном порядке. От первой группы ТЭ отличаются небольшой длиной и меньшим абсолютным воздействием на изменение поверхности разрушения. Указанная особенность приводит к тому, что для получения воздействия на площадь поверхности разрушения сопоставимого с ориентированными ТЭ требуется большее количество ТЭ.

К третьей группе принадлежат ТЭ сложной формы, например скобы, вилы, а также U- и V-образные геометрии [2]. В зависимости от их размеров такие ТЭ могут располагаться хаотично или быть вложенными в блок вещества с ориентацией вдоль продольной оси.

Трудность решения задачи заключается в достоверном описании деградации блока вещества при случайном расположении ТЭ в его объеме под действием внешнего нагрева. В таком случае необходимо учесть влияние взаимного расположения ТЭ на результирующую площадь разрушения блока вещества и на другие ТЭ.

#### 1. Описание физики процесса деградации вещества вдоль теплопроводной проволоки

Внедрение в блок вещества ТЭ, например в виде проволоки, приводит к тому, что при выходе ТЭ на поверхность разрушения формируется тепловой мостик, обеспечивающий дополнительный переток тепла из зоны пламени в массив блока вещества. Этот процесс в свою очередь обуславливает локальное повышение скорости деградации в зоне ТЭ.

Рассмотрим изменение первоначально плоской поверхности разрушения блока вещества при внедрении в него одиночной проволоки ориентированной перпендикулярно фронту деградации.

Из-за разности нормальной скорости деградации блока вещества и локальной скорости вдоль проволоки плоская поверхность преобразуется в конусообразную. На рис. 1 представлена форма поверхности разрушения в районе теплопроводной проволоки. Угол полураствора конуса  $\alpha$ , который формируется в исходно плоской поверхности разрушения при наличии теплопроводной проволоки, определяется отношением значения нормальной скорости деградации вещества  $U$  и значения скорости вдоль нити  $U_m$ :  $\sin \alpha = U/U_m$ .





Рисунок 18. Разрушение поверхности в области теплопроводной проволоки, где:  $\alpha$  – угол полураствора конуса;  $U$  – нормальная скорость деградации вещества;  $U_m$  – скорость вдоль нити

Увеличение скорости деградации происходит примерно пропорционально квадратному корню из коэффициента теплопроводности,  $K_u \sim \sqrt{\lambda}$ , где  $K_u$  – коэффициент увеличения скорости деградации. Например, для проволоки из алюминия диаметром 0.127 мм коэффициент увеличения деградации равен 2.3, из вольфрама – 3.6, из меди – 4.6, из серебра – 5.3. Существует оптимальный диаметр проволоки, дающий наибольшее увеличение локальной скорости деградации.

После прекращения воздействия ТЭ на поверхность разрушения, образовавшийся ранее конус начинается вырождаться, образуя каверну сферической формы радиусом равным толщине разрушенного слоя, отделяющего поверхность этой каверны от конца проволоки. Без следующих дальше ТЭ конусная поверхность преобразовывается в сферическую, а сферическая постепенно вырождается в плоскую.

Целью настоящего исследования является исследование процесса деградации блока материала как с заранее известным, так и хаотичным расположением ТЭ в объеме вещества. Предлагается описание универсального алгоритма, обеспечивающего определение характера изменения разрушающейся поверхности блока вещества с ТЭ всех перечисленных видов.

## 2. Описание алгоритма моделирования разрушения блока вещества вдоль ТЭ

Рассмотрим частный случай разрушения блока вещества цилиндрической формы с одного торца как упрощенный вариант решения поставленной задачи, на примере которого проще показать особенности разработанного алгоритма.

Процесс моделирования поверхности разрушения и последующего расчета ее площади основан на подсчете времен выхода точек, находящихся в объеме вещества (узлы сетки), до торца, откуда начинается разрушение. Возможно применить данный алгоритм и на блоки вещества произвольной формы.

На первом шаге в массиве вещества происходит формирование узлов сетки, в которых будет вычисляться время выхода граница деградации в эти узлы, что и определит трехмерное поле, описывающее изменение поверхности разрушения от времени. В данном примере используется регулярная сетка, хотя это и не является обязательным условием, то есть абсцисса и ордината постоянна для каждого узла в сечении, меняется только аппликата.

На втором шаге в объеме вещества в зависимости от постановки задачи генерируются ТЭ требуемой конфигурации.

Третий шаг – вычисление времен выхода границы разрушения от начальной поверхности разрушения до начальной точки каждого ТЭ. В двухмерном случае, как и в трехмерном, можно сгруппировать ТЭ, лежащие примерно в одном диапазоне так как это представлено на рис. 2, например, ТЭ 3, 4, 5.

Таким образом, для первого ТЭ время выхода до поверхности представлено совокупностью вариантов: 1-3-6, ..., 1-5-7, при этом необходимо рассчитать два ускоренных времени, например, для варианта 1-3-6 – это время, за которое пройдет граница по ТЭ 3 и 6. Из всех вариантов для каждого ТЭ, выбирается тот, у которого наименьшее время выхода.

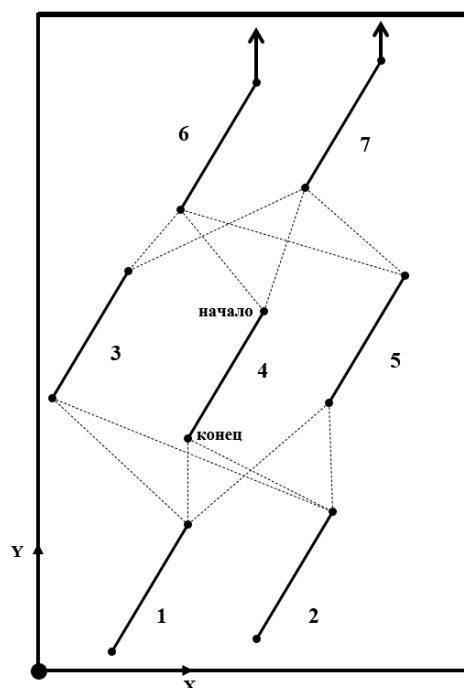


Рисунок 19. Блок вещества цилиндрической формы с разрушающимся верхним торцом и ТЭ в виде нитей

Четвертый шаг представляет собой вычисление времен выхода границы разрушения в каждую точку сетки от исходной поверхности разрушения блока вещества. Для этого необходимо определить положение нити относительно текущего сечения. Возможно два положения: нить располагается над или в сечении. Если ТЭ нет ни в сечении, ни над сечением, то берется стандартное время выхода границы разрушения от точки до торца цилиндра, со стороны которого идет разрушение: расстояние до торца, деленное на линейную скорость разрушения. В ином случае, время выхода будет состоять из трех слагаемых: время выхода от текущей точки сечения до точки на нити; время от текущей точки на нити до точки ее начала, это время рассчитывается как длина сегмента ТЭ, деленная на линейную скорость разрушения и на коэффициент ускорения деградации; время рассчитанное на третьем шаге для рассматриваемого ТЭ.

Все три указанных времени суммируются. Всего вариантов будет столько, сколько точек разбиения ТЭ. Из рассчитанных вариантов выбирается с наименьшим временем. Далее полученное время сравнивается со стандартным временем выхода для данной точки и, если над рассматриваемым сечением есть ТЭ, с временем выхода данной точки через ТЭ над сечением. Из трех времен выбирается минимальное.

Пятый шаг – переход от времен выхода до поверхности разрушения к декартовым координатам. Осуществляется через разность между стандартным временем выхода точки на поверхность разрушения и полученным временем.

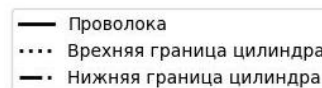
Преимущество приведенного алгоритма заключается в том, что он не имеет ограничений для расчета нитей разного расположения в объеме вещества. Алгоритм, представленный Hyunseob Lee и др. может применяться, только для теплопроводных элементов, расположенных вдоль продольной оси блока вещества [3].

### 3. Результаты моделирования разрушения блока вещества цилиндрической формы с одной теплопроводной нитью, расположенной вдоль продольной оси

Длина и радиус моделируемого цилиндра равны 1300 мм и 350 мм соответственно. Длина теплопроводной нити равна 600 мм. Коэффициент увеличения скорости деградации равен 5. Результат представлен в виде отдельно взятых сечений, описывающих четыре стадии разрушения блока вещества.

- 1) Образование конусной поверхности в начале теплопроводной нити.
- 2) Разрушение по поверхности конуса с максимальной площадью.
- 3) Образование каверны при вырождении конуса.
- 4) Остаточное разрушение блока вещества.

На рис. 3 изображена поверхность разрушения в различные моменты времени в зависимости от толщины разрушенного слоя в трехмерном представлении. По представленному рисунку можно последовательно наблюдать все четыре ранее указанные стадии разрушения в области теплопроводной нити.



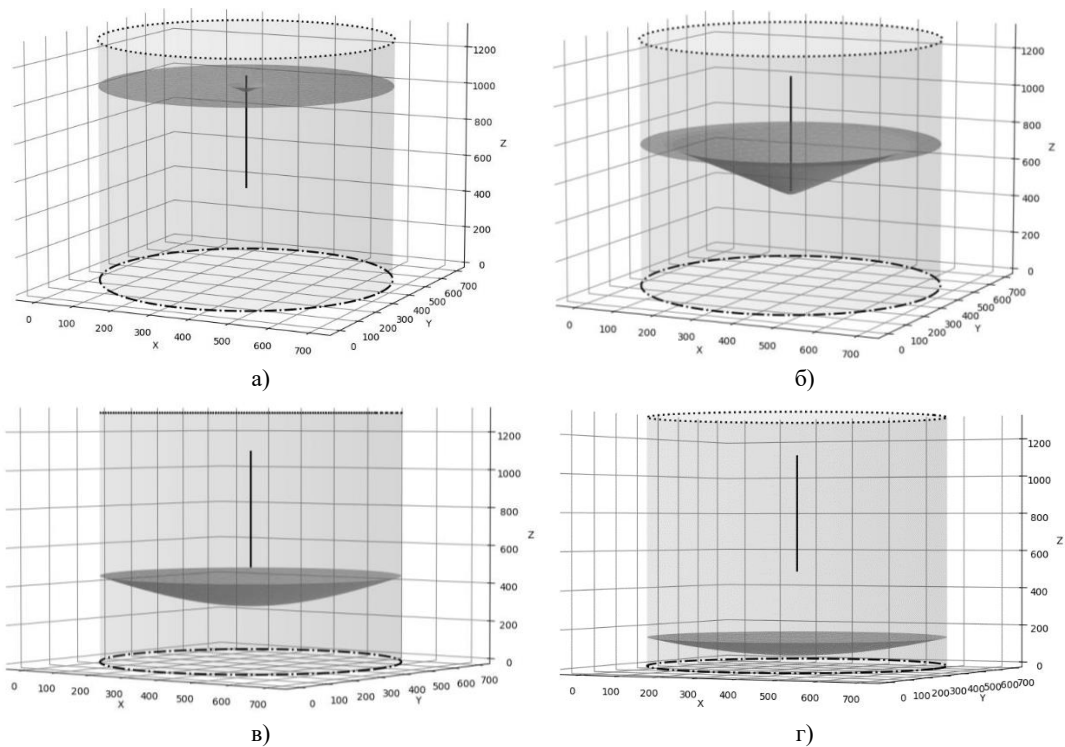


Рисунок 20. Поверхность разрушения в зависимости от толщины разрушенного слоя: а – 248 мм; б – 546 мм; в – 844; г – 1141 мм

Максимальное значение площади поверхности разрушения по результатам моделирования примерно равно  $5.2 \times 10^5 \text{ мм}^2$ .

Для данного примера, ввиду его простоты, можно построить следующее аналитическое описание процесса трансформации разрушающейся поверхности.

Формула для расчета площади образовавшегося конуса выглядит следующим образом:  $S_k = \pi RL$ , где  $R = h \operatorname{tg} \alpha$  – радиус получившегося конуса;  $L = h / \cos \alpha$  – образующая конуса;  $h$  – высота отработанной нити. Для расчета полной площади разрушения необходимо к площади конуса  $S_k$  добавить площадь оставшейся плоской поверхности. Таким образом, конечная формула будет иметь вид:  $S_r = \pi \left( \frac{h^2 \operatorname{tg} \alpha}{\cos \alpha} + R_c^2 - h^2 \operatorname{tg}^2 \alpha \right)$ , где  $R_c$  – радиус цилиндрического блока вещества.

В зависимости от радиуса образовавшейся каверны площадь поверхности разрушения при последующем вырождении образовавшегося конуса определяется одним из следующих двух способов. Если радиус каверны меньше радиуса цилиндра, то поверхность разрушения состоит из трех составляющими: поверхностью круга, из которого вычитается радиус основания образованного конуса; боковыми поверхностями конуса и шарового сегмента. Если радиус каверны больше радиуса цилиндра, то площадь поверхности разрушения рассчитывается как боковая поверхность шарового сегмента.

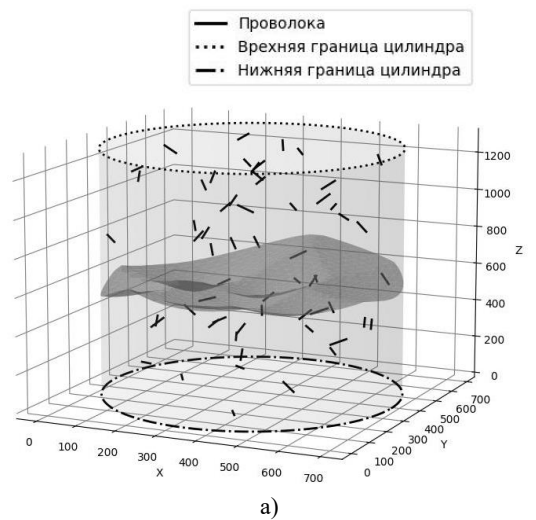
Формула для расчета площади поверхности разрушения при последующем вырождении конуса, если радиус каверны меньше радиуса цилиндра:  $S_r = \pi(R_c^2 - h^2 \operatorname{tg}^2 \alpha + L_k(h \operatorname{tg} \alpha + R_k \cos \alpha) + 2\pi R_k h)$ , где  $R_k$  – радиус каверны;  $L_k$  – образующая усеченного конуса;  $h = R_k - \sqrt{R_k^2 - (R_k \cos \alpha)^2}$  – высота шарового сегмента.

Формула для расчета площади поверхности разрушения при последующем вырождении конуса, если радиус каверны больше радиуса цилиндра:  $S_r = 2\pi R_k h$ , где  $h = R_k - \sqrt{R_k^2 - R_s^2}$  – высота шарового сегмента.

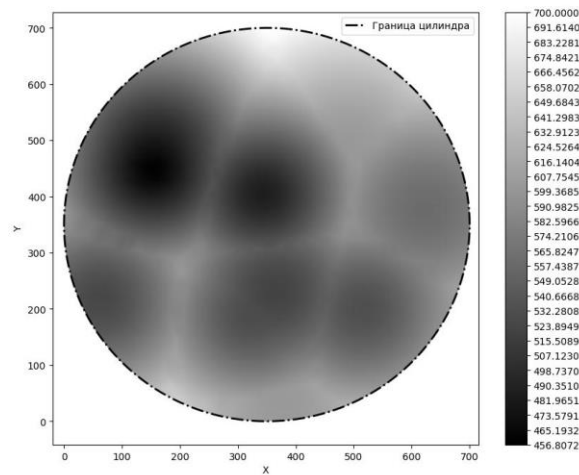
#### 4. Результаты моделирования разрушения блока вещества цилиндрической формы с хаотичным расположением теплопроводных нитей

Моделирование цилиндра вещества с хаотичным армированием производилось с размерами аналогичными предыдущему расчету. Изменения заключаются в увеличении количества ТЭ до 60 штук, коэффициент ускорения скорости деградации остается равным 5. Длина каждой теплопроводной нити 50 мм. При расчете применялся алгоритм, описанный ранее в пункте 2.

Результат моделирования представлен для сечения с толщиной разрушенного слоя равной 600 мм (рис. 5, а). Для наглядности на рис. 5, б изолиниями представлена торцевая проекция разрушенной поверхности.



а)



б)

Рисунок 21. Результаты моделирования: а – поверхность разрушения в трехмерном представлении; б – поверхность разрушения в двухмерном представлении

В результате моделирования можно получить график зависимости площади поверхности разрушения от толщины разрушенного слоя. При этом толщина разрушенного слоя для ситуации деградации данного цилиндрического блока вещества без ТЭ. График приведен на рис. 6. Применение армирования ТЭ привело к значительному увеличению площади поверхности разрушения. В среднем по всем сечениям, по которым производился расчет, площадь поверхности разрушения составила  $446849 \text{ мм}^2$ . Площадь поверхности разрушения цилиндрического блока вещества без ТЭ составляет  $384845 \text{ мм}^2$ . Таким образом, при данном варианте хаотичного армирования площадь увеличилась в среднем на 16.1%. Стоит обратить внимание на то, что формирование положения нитей в объеме цилиндра происходило случайным образом, поэтому результат будет отличаться от реализации к реализации.

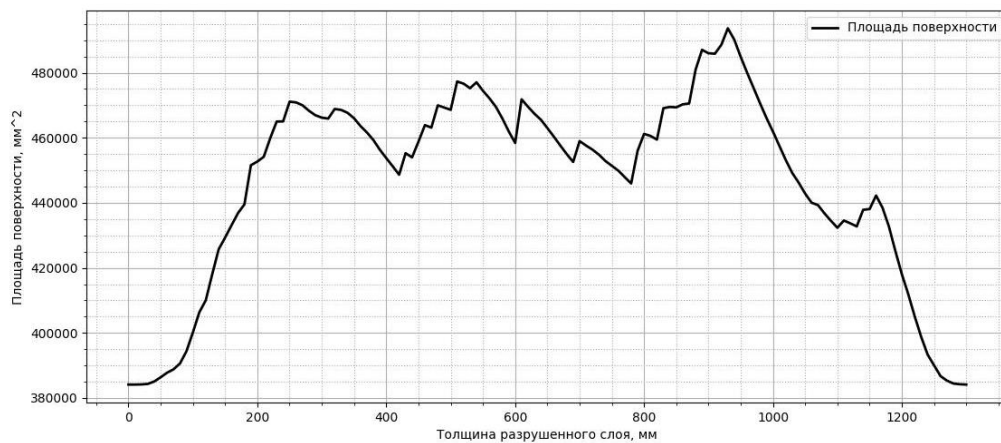


Рисунок 22. Зависимость площади разрушающейся поверхности от толщины разрушенного слоя

Как видно на рис.6 площадь поверхности разрушения не постоянна во времени. Если рассмотреть установившийся режим, то максимальное значение площади примерно составляет 485000 мм<sup>2</sup>, а минимальное – 432000 мм<sup>2</sup>. Статистические характеристики случайного процесса изменения поверхности разрушения можно регулировать использованием различных схем армирования блока вещества.

Получившееся максимальное значение площади поверхности разрушения ниже, чем при аналогичной геометрии цилиндрического блока вещества с детерминировано-расположенной теплопроводной нитью длиной 600 мм, однако перепады на графике зависимости площади поверхности разрушения от толщины разрушенного слоя менее резкие. На основе полученных результатов можно утверждать, что характер кривой стремится к постоянному значению на установившемся режиме.

#### **Заключение**

В данной работе был разработан алгоритм для оценки площади поверхности разрушения блока вещества цилиндрической формы армированного ТЭ. Отличительной особенностью алгоритма является отсутствие ограничений на расположение ТЭ в объеме цилиндра и их длину. Таким образом, данный алгоритм является универсальным и может применяться для решения задач разрушения цилиндрического блока вещества с армированием ТЭ разной геометрии.

На данный момент ведется работа оптимизации алгоритма с целью уменьшения времени расчета для большего числа теплопроводных нитей в блоке вещества. Также разработанный алгоритм применяется для расчета разрушения блока вещества в виде цилиндра с ТЭ различной формы. Для проведения данного расчета принципиальных ограничений авторами статьи не было выявлено, что является отличительной чертой от алгоритма описанном Hyunseob Lee и др. [3]

На данный момент поставлена задача формирования математической модели для описания термодинамических процессов во время процесса разрушения блока вещества цилиндрической форма с ТЭ.

#### **Библиографический список**

1. Савельев С.К., Щеглов Д.К. Управление изменением поверхности горения зарядов твердого топлива за счет применения теплопроводных элементов. Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2021;(1):67-75. DOI: <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2021-1-67-75>
2. Diane N. Collard, Monique S. McClain, Naveed A. Rahman, Nicole H. Dorcy, Terrence R. Meyer, and Steven F. Son, "Dynamic X-Ray Imaging of Additively Manufactured Reactive Components in Solid Propellants," Purdue University, West Lafayette, 2020. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.B38128>
3. Hyunseob Lee, Jongyun Oha, Heesung Yanga, Sunyoung Lee, Taeock Khil, "Burn-back Analysis for Propellant Grains with Embedded Metal Wire," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers Vol. 26, No. 2, pp. 12-19, 2022. DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2022.26.2.012>

УДК 621.791.92

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКЛОННОСТИ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ГОРЯЧИХ ТРЕЩИН В ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ**

**С.В. Тюков<sup>1</sup>, Р.С. Корсмик<sup>1</sup>, Г.Г. Задьян<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский Морской Технический университет

*Актуальность работы.* Жаропрочные сплавы на основе никеля — это необычный класс металлических материалов, обладающих исключительным сочетанием высокотемпературной прочности, вязкости и устойчивости к деградации в коррозионной или окислительной среде. Также жаропрочные никелевые сплавы (ЖНС) называют труднообрабатываемым или передовым материалам из-за их солидности по отношению к весу, высокой твердости, долговечности, стойкости к ползучести и низкой теплопроводности. Благодаря этим привлекательным свойствам, данные сплавы являются кандидатами в материалы для высокотемпературных критических компонентов таких как лопатки и лопасти газовых турбин в современных авиационных двигателях, аэрокосмических и энергетических установках. Однако ЖНС зачастую довольно чувствительны к горячим трещинам при лазерной наплавке, что является одной из основных проблем на производстве. Поэтому растрескивание при затвердевании сварного шва в зоне сплавления сплавов на основе никеля стало предметом значительного исследования и до сих пор эта тема актуальна, при этом механизм возникновения пока не полностью, но в целом неплохо изучен.

Среди жаропрочных материалов наиболее часто и широко используются сплавы на никелевой основе для наиболее ответственных и тяжело нагруженных деталей. Применяются сплавы для морского, наземного (свечи зажигания, свечи накаливания) и авиационного (диски, камеры сгорания, корпуса, выхлопные системы, лопатки) назначения, где требуется высокое сопротивление к ползучести, коррозии и усталости, а также высокая жаростойкость [1]. Металлургическое развитие жаропрочных сплавов на основе никеля неразрывно связано с историей реактивного двигателя, для которого были разработаны первые жаропрочные сплавы. Для снижения стоимости жизненного цикла, а также для обеспечения более длительного срока службы деталей, применяют жаропрочные сплавы в основном на никелевой основе, так как они менее подвержены к росту трещин во время нагрузок, нежели другие сплавы. Поэтому наиболее распространенное применение таких сплавов встречается в авиации. К примеру, газовые турбины, используемые для реактивной тяги в пассажирских самолетах Boeing 777, у которых рабочая температура превышает 800 градусов [2, 3].

*Цель работы:* разработка методики определения склонности ЖНС к горячим трещинам при лазерной обработке с целью нормирования параметров обработки.

В соотвестве с целью работы поставлены следующие задачи:

- Произвести решение тепловой задачи ЖНС при лазерной порошковой наплавке;
- Провести калибровку расчётной модели по результатам натурного эксперимента;
- Ознакомиться с существующими методиками определения склонности ЖНС к горячим трещинам;
- Провести расчёты, прогнозирующие возникновение горячих трещин.

*Методика, материалы и оборудование.*

Для оценки зарождения горячих трещин в ЖНС используем метод, применяемый в исследовании [4] в условиях деформации при снижении давления в междендритной жидкости до критического значения. Далее представлена формула для нахождения критерия критического давления ( $p_{max}$ ), основанный на балансе жидкой фазы ( $f_l$ ) и твердой фазы ( $f_s$ ), при котором образуется горячая трещина:

$$p_{max} = \Delta p_\varepsilon + \Delta p_{sh} = \Delta p_c = p_m - p_c, \quad (1)$$

где  $p_{max}$  – перепад давления до достижения критического значения – давления кавитации;

$\Delta p_\varepsilon$  – перепад давления, связанный с деформацией;

$\Delta p_{sh}$  – перепад давления, связанный с усадкой;

$\Delta p_c$  – давление кавитации;

$p_m$  – металлостатическое давление.

На всей длине твердожидкой области максимальный перепад давления между корнями и вершинами дендритов выражается уравнением:

$$p_{max} = (1 + \beta)\mu \int_{T_c}^{T_l} \frac{E}{\lambda_2^2 G} dx + v\beta\mu \int_{T_c}^{T_l} \frac{f_l}{K} dx, \quad (2)$$

где  $\beta$  – коэффициент усадки;

$\mu$  – динамическая вязкость;

$T_l$  – температура ликвидус;

$T_c$  – температура когерентности;

$E$  – накопленная скорость деформации;

$K$  – проницаемость дендритного скелета жидкостью;

$v$  – скорость движения фронта кристаллизации;

$f_l$  – количество жидкой фазы.

После этого выражаем проницаемость дендритного скелета жидкостью и заменяем координату  $x$  на температуру и получаем:

$$\Delta p_{max} = \frac{180(1+\beta)\mu}{\lambda_2^2 G} \int_{T_c}^{T_l} \frac{E(T)f_s(T)^2}{(1-f_s(T))^2} dT + \frac{180v\beta\mu}{\lambda_2^2 G} \int_{T_c}^{T_l} \frac{f_s(T)^2}{(1-f_s(T))^2} dT, \quad (3)$$

при

$$E(T) = \frac{1}{G} \int f_s(T) \dot{\varepsilon}_p(T) dT, \quad (4)$$

где  $\lambda_2$  – расстояние между осями дендритов второго порядка;

$f_s$  – количество твердой фазы;

$G$  – температурный градиент.

Для лазерной наплавки экспериментальных образцов применялась технологическая установка, на базе иттербиевого волоконного лазера ЛС 5 фирмы IPG. Лазерное излучение фокусировали с помощью технологической головки FLW D30 фирмы IPG Photonics. Материал подавался в рабочее пространство при помощи порошкового питателя ERLAS TWIN-10C. Для формирования газопорошковой струи использовали коаксиальное наплавочное сопло. Для охлаждения системы применялся чиллер фирмы Riedel. В качестве манипулятора использовали промышленный робот LRM-200iD\_14L фирмы Fanuc. Ниже представлена таблица 1 с химическим составом присадочных порошковых материалов и таблица 2 с режимами, применяемые для наплавки сплавов на никелевой основе.

Таблица 1 – Химический состав присадочных порошковых материалов

Марка сплава	Содержание элементов, % (по массе), Ni - осн.							
	Cr	Al	Co	Ti	Mo	W	C	Nb
ЖС32	7,7	5,2	7,2	-	1,0	8,7	0,15	1,6
ЖС6К	11,3	5,5	4,5	2,8	4,0	5,0	0,16	-
ЖС6У	8,8	5,6	9,8	2,4	1,8	10,3	0,17	1,0
Rene 80	13,9	3,5	9,6	4,9	4,0	3,9	0,17	-
Rene 41	19	1,6	11	3,2	9,5	-	0,09	-

Таблица 2 – Режимы для наплавки ЖНС

Марка сплава	№ образца	Мощность, Вт	Скорость, мм/с	Расход порошка, г/мин
ЖС32	1	200	3	4,7
	2	1000	15	11,6
ЖС6К	3	200	3	4,7
	4	1000	15	11,6
ЖС6У	5	200	3	4,7
	6	1000	15	11,6
Rene 41	7	200	3	4,7

	8	1000	15	11,6
Rene 80	9	200	3	4,7
	10	1000	15	11,6

Наплавленные образцы исследовали визуально с использованием измерительных инструментов, а также оптической металлографии. Далее на рис. 1 представлен наплавленный образец №2 марки ЖС32, где можно заметить трещины.



Рис. 1. Внешний вид выращенного образца №2

*Результаты исследования.* Для построения расчетной модели лазерной порошковой наплавки принимаем, включаем и объединяем 2 тепловых источника, а именно, формулу кругового источника и формулу точечного источника теплоты на поверхности полубесконечного тела. Аналитическое решение оценивает температурное поле в полубесконечном теле, когда оно подвергается воздействию движущегося точечного источника тепла. Для решения данной задачи используем программное обеспечение PTC Mathcad Prime 4.0. Итоговая расчетная формула представлена ниже:

$$T = \iint_{-rb}^{rb} \frac{Iq(x_1, y_1)}{2\pi\lambda R(x_1, y_1)} \exp\left(-\frac{v}{2a}(R(x_1, y_1) + x - x_1)\right) dx_1 dy_1, \quad (5)$$

при

$$Iq = \frac{q\eta}{\iint_{-rb}^{rb} \exp\left(-\frac{x^2+y^2}{rb^2o}\right) dx dy} \exp\left(-\frac{x_1^2+y_1^2}{rb^2o}\right), \quad (6)$$

$$R = \sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + z^2}, \quad (7)$$

где  $T$  – приращение температуры в рассматриваемой точке с координатами  $x, y, z$ ;

$Iq$  – мощность излучения при Гауссовом распределении;

$\lambda$  – коэффициент теплопроводности;

$R$  – радиус-вектор точки тела;

$v$  – скорость;

$a$  – коэффициент температуропроводности;

$q$  – мощность теплового потока;

$\eta$  – коэффициент полезного действия;

$rb$  – радиус пятна;

$x, y$  – прямоугольные координаты неподвижной системы;

$o$  – коэффициент сосредоточенности теплового потока источника;

$x_1, y_1$  – прямоугольные координаты подвижной системы.

Путем аналитического решения тепловых задач, основанных на формулах (5-7) получаем распределение температур и для дальнейшего анализа строим изотермы в нескольких плоскостях. На рис. 2 представлено распределение температур продольного и поперечного сечения для образца №1.

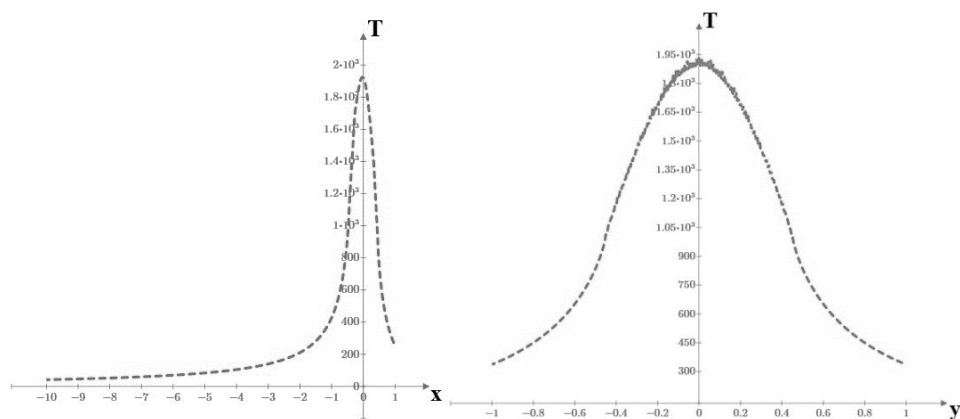


Рис. 2. Распределение температур, вдоль оси  $x$  (слева) и вдоль оси  $y$  (справа) образца №1

Из графиков видно, что максимальная температура достигает значения  $1943^{\circ}\text{C}$ , так как вблизи воздействия теплового источника есть погрешности, график поперечного сечения отображается некорректно в области точки экстремума, также стоит учитывать, что данные графики получены на глубине долей миллиметра, а не на поверхности образца, чтобы также избежать погрешности. Далее на рис. 3-5 выявлены изотермы, полученные в результате расчетов для образца №1.

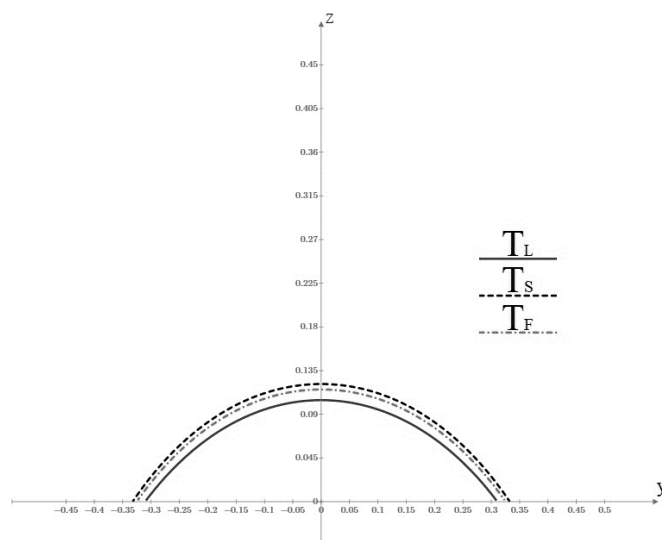


Рис. 3. Изотерма в поперечном сечении,

где  $T_L$  – температура ликвидус,  $T_S$  – температура солидус,  $T_F$  – температура твердожидкой фазы при  $f_s = 0,95$

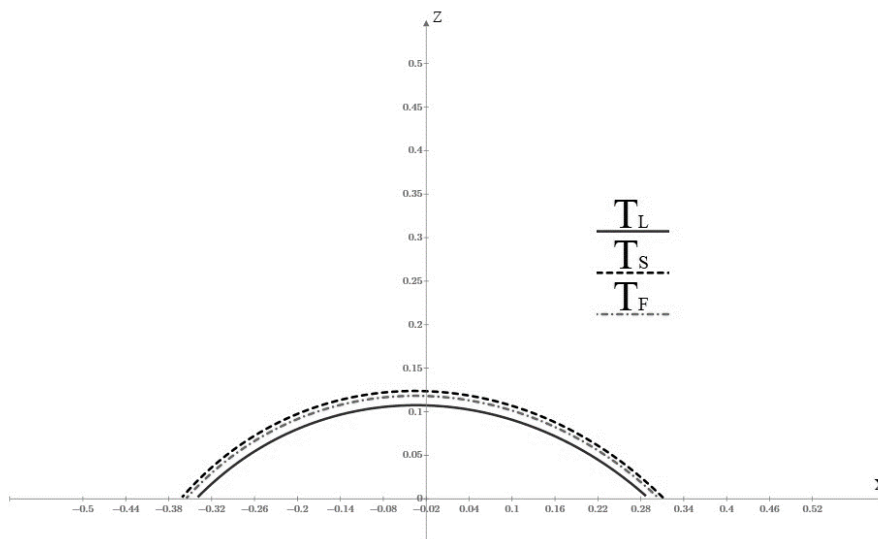


Рис. 4. Изотерма в продольном сечении,

где  $T_L$  – температура ликвидус,  $T_S$  – температура солидус,  $T_F$  – температура твердожидкой фазы при  $f_s = 0,95$



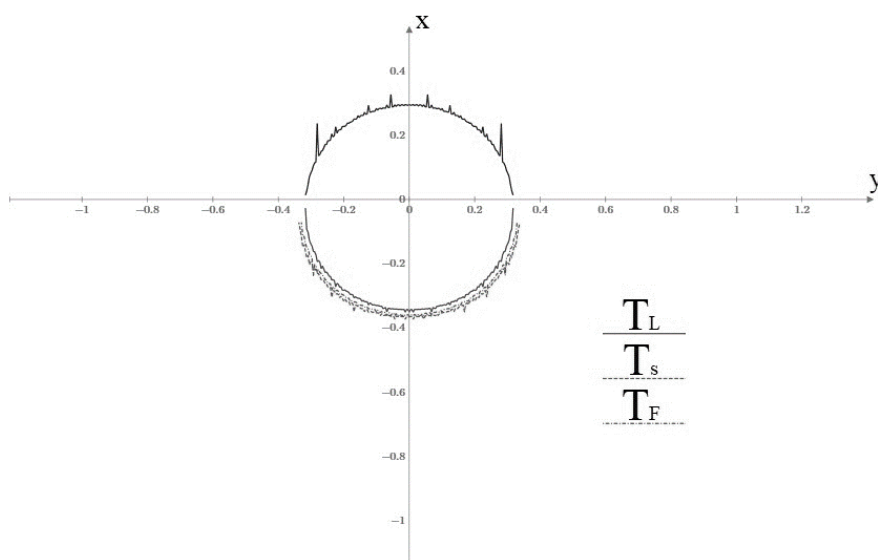


Рис. 5. Изотерма в виде сверху,

где  $T_L$  – температура ликвидус,  $T_s$  – температура солидус,  $T_F$  – температура твердожидкой фазы при  $f_s = 0,95$

Из теплового поля на виде сверху, видно, что сварочная ванна практически принимает вид сферической формы, что вполне может встречаться при лазерной порошковой наплавке. Вычислив расстояние между изотермами температур ликвидус и солидус, определяем температурный градиент. В результате аналитических вычислений перепада давления по фронту кристаллизации ( $\Delta p_{max}$ ) на разных режимах и при различных ЖНС, получаем ряд значений, представленных в таблице 3.

Таблица 3 – Результаты расчетов перепада давления ЖНС

Марка сплава	Номер режима	
	1	2
ЖС32	7,91 МПа	162,59 МПа
ЖС6К	10,13 МПа	217,44 МПа
ЖС6У	6,42 МПа	195,74 МПа
Rene 41	14,45 МПа	318,82 МПа
Rene 80	10,11 МПа	263,71 МПа

**Выводы.** На основе полученных данных, можно сказать, что перепад давления по фронту кристаллизации на первом режиме для всех марок сплава варьируется в небольшом диапазоне значений от 6,43 до 14,45 МПа, также стоит заметить, что при данном режиме на шлифах ЖНС не наблюдались горячие трещины, за исключением пор. Проанализировав второй режим наплавки, можно сказать, что полученные значения перепада давления по фронту кристаллизации варьируются в пределе от 162,59 до 318,82 МПа, что значительно отличается от первого режима. При этом, у образцов на данном режиме присутствуют трещины, что говорит о том, что первый режим является более благоприятным для получения качественного образца.

Затем получившиеся теплофизические характеристики кристаллизации сплавов переводим в технологические параметры обработки и получаем трехмерные графики, которые представлены на рис. 6, зависимости перепада давления от таких параметров как мощность и скорость, а также от скорости и температурного градиента соответственно.

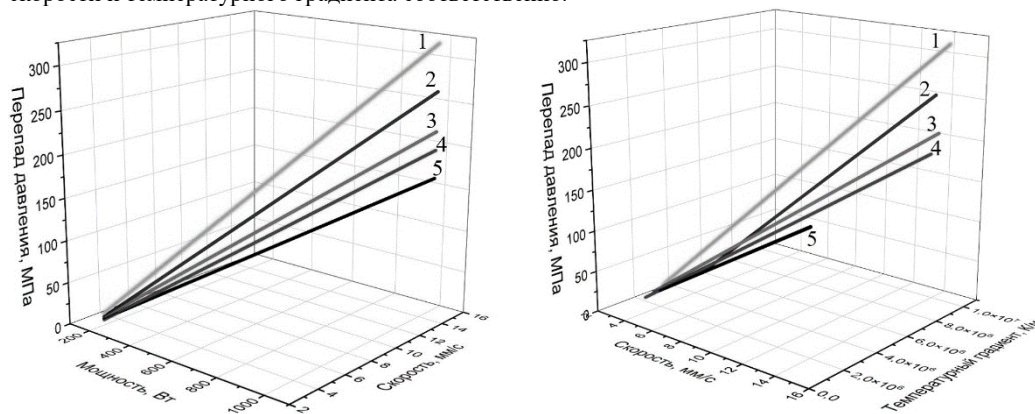


Рис. 6. Графики зависимости перепада давления от скорости, мощности и теплового градиента, где 1 – Rene 41, 2 – Rene 80, 3 – ЖС6К, 4 – ЖС6У, 5 – ЖС32

Из представленных выше полученных графиков можно сделать вывод, что перепад давления по фронту кристаллизации ( $\Delta p_{max}$ ) возрастает с увеличением таких параметров как мощность, скорость перемещения лазерной головки. При этом наибольшее значение перепада давления наблюдается у

сплава Rene 41. На основе полученных результатов расчета критерия возникновения горячих трещин, можно выделить сплавы от менее склонных к трещинообразованию к наиболее склонным: ЖС32, ЖС6У, ЖС6К, Rene 80, Rene 41.

#### Библиографический список

1. Фролов К. В., Фриндландер И. Н., Сенаторова О. Г., и др. Цветные металлы и сплавы. Композиционные металлические материалы. Машиностроение. – 2001. – 880 с.
2. Reed R. C., The Superalloys Fundamentals and Applications. – Cambridge University Press. – 2006. – 390 с.
3. Furrer D., Fecht H., Ni-Based Superalloys for Turbine Discs. – The Journal of The Minerals, Metals & Materials Society. – 1999. – 14-17 с.
4. Rappaz M., Drezet J.-M., Gremaud M., A New Hot-Tearing Criterion. – Metallurgical and Materials Transactions A. – 1999. – 449-455 с.

УДК 661.174

### ПОВЫШЕНИЕ ТЕРМОЭРОЗИОННОЙ СТОЙКОСТИ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ ОГНЕЗАЩИТНОГО ВСПУЧИВАЮЩЕГОСЯ ПОКРЫТИЯ

*А.И. Гилева, Д.В. Лейман, С.А. Койтов*

*АО «Опытное конструкторское бюро «Новатор»*

В процессе полета летательного аппарата (ЛА) со сверх- и гиперзвуковой скоростью в плотных слоях атмосферы на высоте до 30000 м происходит торможение обтекающей среды на аэродинамических плоскостях, сопровождающееся преобразованием кинетической энергии набегающего потока среды в тепловую [1]. В данном случае, который подразумевает непредотвратимое разрушение незащищенной конструкции под воздействием тепловых потоков, оправдано использование специальной тепловой защиты. Верхним пределом применимости самых жаропрочных металлов без тепловой защиты можно считать тепловые потоки порядка  $2,5 \cdot 10^5$  Вт/м<sup>2</sup>, которые приводят к равновесным температурам поверхности, превышающим 1500 К. Названные величины можно рассматривать как условную границу, так как в большинстве случаев тепловое воздействие может усугубляться механическими и окислительными воздействиями, что приводит к разрушению конструкции при существенно меньших температурах [2].

При конструктивном решении проблемы тепловой защиты были предложены различные схемы, включая и такие, в которых используются реагирующие или сублимирующие или плавящиеся материалы, т.е. материалы, разрушение которых в процессе нагрева заранее предполагается и происходит упорядоченным образом [2].

Среди разнообразных разрушающихся теплозащитных материалов особенно выделяются волокнистые или армированные, обладающие высоким сопротивлением механическому и тепловому удару, высокой эрозионной и окислительной стойкостью и сравнительно легко формирующиеся при изготовлении крупногабаритных изделий. Наиболее распространенными материалами этого класса являются стеклопластики на основе кремнеземных или кварцевых волокон, основным связующим для которых являются эпоксидные смолы [2].

Помимо того, что применяемые в качестве тепловой защиты стеклопластики на основе эпоксидных смол обладают такими ценными свойствами, как повышенная прочность, низкая плотность, невысокая стоимость изготовления, у них есть существенный недостаток, заключающийся в невысокой термоэрозионной стойкости под воздействием высоких температур в течение длительного времени, что может привести к сокращению времени эффективной работы ЛА.

Одним из способов повышения термоэрозионной стойкости тепловой защиты из стеклопластиков является применение в качестве поверхностного слоя огнезащитного вспучивающегося покрытия (ВП).

В работе [3] отмечено, что путем применения огнезащитных вспучивающихся составов можно добиться значительного повышения огнестойкости конструкций из стеклопластика [4]. Использование составов подобного типа так называемой пассивной защиты входит в понятие интумесцентная технология защиты.

Интумесцентная технология защиты от горения является сравнительно новой и заключается во вспучивании и превращении в пенококк поверхностного слоя материала, подверженного воздействию высоких температур [5]. Пенококк представляет собой пористую углеводородную субстанцию, поры в которой формируются за счет фиксации в углеводородном скелете газов, выделяющихся в процессе разложения материала, и выступает в качестве защитного барьера между подложкой и агрессивной средой [6]. Пенококк обладает такими свойствами, как негорючесть [7], низкая теплопроводность [8], плотность от  $3 \cdot 10^{-3}$  до  $3 \cdot 10^{-2}$  г/см<sup>3</sup> [7].

Тонкий слой такого покрытия толщиной 1-2 мм способен до 1-1,5 ч обеспечивать значительное сопротивление теплопередаче и приводить к сильному снижению тепловых потоков, поступающих в подложку. У современных ВП кратность вспучивания составляет 20-40 раз, пористость пенококка достигает ~ 0,95-0,98, плотность ~ 30-50 кг/м<sup>3</sup>, коэффициент теплопроводности ~ 0,04-0,1 Вт/(м·К) [6].

Температура начала интенсивного термического разложения полимерных матриц, применяемых для изготовления композиционных материалов, обычно соответствует температуре 300 °С. Одной из важных характеристик ВП, характеризующих эффективность их использования, является температура начала вспучивания, обычно находящаяся в диапазоне от 150 до 250 °С. Чем ниже температура начала вспучивания, тем быстрее начинается процесс образования пенококка, который позволяет

значительно увеличить время прогрева защищаемого материала до 300 °С, что обеспечивает повышение предела термической стойкости конструкций из полимерных композиционных материалов и позволяет отсрочить их преждевременную деструкцию [3].

Практический интерес к ВП обусловлен наличием минимальных показателей веса и толщины слоя на единицу защищаемой площади, высоких теплоизоляционных свойств пенококсов и возможностью применения промышленных методов нанесения [9].

Снижение интенсивности теплового потока, воздействующего на теплозащитное покрытие (ТЗП) ЛА в процессе прогрева и вспучивания огнезащитного покрытия, увеличивает время накопления теплоты в поверхностном слое ТЗП, способно замедлить развитие и скорость абляционных процессов в материале ТЗП.

Целью данной статьи является оценка термоэрозионной стойкости огнезащитного вспучивающегося покрытия в теплозащитной системе летательного аппарата.

Для достижения поставленной цели были определены следующие задачи:

– исследование прохождения теплового потока вглубь материала с нанесенным ВП в статических условиях;

– оценка эрозионной стойкости материала с нанесенным ВП в условиях воздействия динамического высокотемпературного газового потока.

#### Объекты исследования

Объектами исследования выступили образцы в виде прямоугольных пластин-подложек с размерами 200×60×6 мм, покрытые вспучивающейся композицией.

В качестве материала подложки использовали стеклопластик ТЗМКТ-8, полученный методом пропитки под давлением. ТЗМКТ-8 представляет собой реактопласт на основе эпоксидного связующего ЭДТ-10 (смола КДА, отвердитель триэтаноламинтитанат) и упрочняющего наполнителя из кремнеземной ткани объемного переплетения [10].

ВП представляет собой двухкомпонентную композицию, состоящую из эпоксидной смолы, содержащей комплекс функциональных добавок, и алифатического полиаминного отвердителя.

Вспучивающуюся композицию на материал подложки из ТЗМКТ-8 наносили шпательным способом.

Толщина нанесенного на образцы-подложки ВП и проводимые с ними испытания приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Характеристики исследуемых образцов

№ обр.	Толщина ВП, мм	Проводимые испытания
1	1,0±1,5	Испытания в муфельной печи
2		
3		
4	0,5	Испытания на плазмотроне
5	0,8	
6	Нет покрытия	

#### Методы исследования

1. Исследование характера прохождения теплового потока через ВП вглубь материала ТЗМКТ-8 в статических условиях проводили путем помещения и последующей выдержки образцов в муфельной печи в течение определенного времени при заданных температурах с дальнейшей визуальной оценкой состояния материала после проведения испытаний. Для фиксации температуры в каждый момент времени к разным частям образцов были подведены термопары.

2. Определение предела прочности при разрушении стеклопластика ТЗМКТ-8 после проведения испытаний в муфельной печи осуществляли на испытательной установке Instron 5982.

3. Определение термоэрозионной стойкости ВП проводили методом воздействия на образцы динамического высокотемпературного газового потока на установке плазменного напыления «Термоплазма 50-03», оснащенной плазмотроном ПНК-50.

#### Исследование характера прохождения теплового потока через ВП вглубь материала ТЗМКТ-8 в статических условиях

Перед проведением испытаний в каждый образец № 1-3 (табл. 1) с предварительно нанесенным ВП были установлены 3 термопары (Т), как показано на рисунке 1.

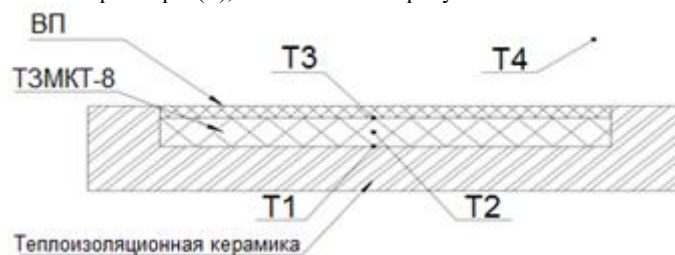


Рис. 1. Схема расположения термопар (Т) в образце с ВП

Термопара Т1 была установлена в нижней части образца ТЗМКТ-8, Т2 – в средней части по толщине стеклопластика, Т3 – на поверхности ТЗМКТ-8 под ВП.

Термопара Т4 предназначена для фиксации температуры воздуха внутри муфельной печи в процессе испытания.

Образцы располагались в теплоизоляционной оправке из керамики, что способствовало одностороннему подводу теплоты, и помещались в муфельную печь при температурах 700, 950 и 1100 °С на 10 минут.

По прошествии 10 минут образцы извлекались из печи, и проводилась визуальная оценка сохранности материала.

Количественную оценку изменения температуры от времени во время проводимых испытаний в муфельной печи осуществляли на основании численных значений, полученных с четырехканального регулятора температуры «Термодат-17Е6-А-Ф».

Согласно полученным результатам, разница температур между поверхностью ТЗМКТ-8, защищенной ВП, и воздухом в муфельной печи в течение всего эксперимента составляла не менее 400 °С.

Таким образом, покрытие ВП за счет происходящих при вспучивании физико-химических превращений, а также за счет низкой теплопроводности образующегося пенококкса значительно замедлило прохождение теплового потока внутрь защищаемой поверхности стеклопластика.

После испытаний в муфельной печи все образцы представляли собой обугленный стеклопластик ТЗМКТ-8 со слоем пенококкса ВП до 7 мм толщиной (рис. 2). Стоит отметить, что в каждом случае стеклопластик сохранил структурную целостность и остаточную прочность.



Рис. 2. Образец № 2 после испытания;  
1 – Пенококкс ВП; 2 – ТЗМКТ-8

Количественно остаточная прочность была определена путем проведения следующих испытаний. Предварительно образцы № 1-3 были очищены от пенококкса, затем из них были изготовлены призмы с размерами 14×10×7 мм. На испытательной установке Instron 5982 при скорости подвижного зажима 2 мм/мин был определен предел прочности при разрушении, результаты приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Результаты определения предела прочности при разрушении для образцов № 1-3

Измерения	σ, МПа			Значение предела прочности ТЗМКТ-8 при сжатии, МПа, при 20 °С (справочная величина)
	№ 1 (исп. при 700-750 °С)	№ 2 (исп. при 900-950 °С)	№ 3 (исп. при 1100 °С)	
1	51,2	3,1	4,9	147,6-149,6
2	66,4	3,2	4,1	
3	24,4	2,7	4,7	
Среднее значение	47,4	3,0	4,6	

По результатам, представленным в таблице 2, можно сделать вывод, что каждый образец сохранил остаточную прочность после воздействия теплового потока. При испытании образцов в высокотемпературной среде происходит значительное выгорание эпоксидного связующего и, вследствие этого, падение прочности при сжатии приблизительно в 3 раза, о чем свидетельствует сопоставление справочной величины предела прочности и величины для образца № 1, испытанного при 700-750 °С. Показатель предела прочности при разрушении у образца с выдержкой при 700-750 °С на 93,7 % больше, чем у образца № 2, и на 90,3 % больше, чем у образца № 3. Образцы № 2 и № 3 показали близкие значения остаточной прочности. Таким образом, после одностороннего воздействия высокотемпературного теплового потока на поверхность теплозащитного материала с ВП стеклопластик сохраняет остаточную прочность, значение которой тем выше, чем ниже температура воздействия.

#### Оценка термоэрозионной стойкости ВП в системе теплозащитного покрытия

С образцами № 4-6 были проведены испытания (табл. 1) по определению термоэрозионной стойкости методом воздействия динамического высокотемпературного газового потока.

Образцы размещали таким образом, чтобы угол между осью сопла плазмотрона и поверхностью образца составлял 45°, а поток плазмы попадал в центральную часть образца. Предварительно подбирали расстояние от среза сопла плазмотрона до поверхности образца таким образом, чтобы температура на поверхности образца при воздействии плазменной струи составляла от 1000 до 1300 °С. Температуру поверхности определяли лазерным пирометром.

Скорость потока на срезе сопла плазмотрона составляла порядка 300 м/с.

Время испытания составило 10 с с последующим осмотром образцов; дополнительные 50 с с последующим осмотром образцов; суммарное время воздействия плазменной струи – 60 с.

Показано, что на образцах № 4 (рис. 3) и № 5 после воздействия динамического высокотемпературного газового потока образовался слой пенококкса. Также на образце № 4 наблюдался разлом и растрескивание ВП. Вспучивание слоя ВП на образце № 5 произошло равномерно. Вероятно, растрескивание ВП обусловлено его неравномерным нанесением. Стеклопластик ТЗМКТ-8 на каждом образце с ВП сохранился полностью.



Рис. 3. Образец № 4 после испытания

Образец № 6 без покрытия ВП за то же время обуглился и прококсовался на 80 % глубины стеклопластика.

Таким образом, было показано, что наибольшую устойчивость к воздействию высокотемпературного газового потока показал образец № 5 стеклопластика ТЗМКТ-8 с равномерно нанесенным ВП.

#### Выводы

1. Равномерно нанесенное покрытие ВП толщиной от 1 до 1,5 мм эффективно блокирует статический тепловой поток с температурой до 1100 °С в течение не менее 10 минут, обеспечивая на протяжении этого времени снижение температуры защищаемой поверхности ТЗП ТЗМКТ-8 не менее, чем на 400 °С относительно наружной поверхности ВП, непосредственно подвергающейся воздействию тепла от окружающей среды (воздуха).

2. После одностороннего воздействия высокотемпературного теплового потока на поверхность теплозащитного материала с ВП стеклопластик сохраняет остаточную прочность, значение которой тем выше, чем ниже температура воздействия.

3. Показано, что ВП выдерживает температуру порядка 1000-1200 °С при воздействии динамического высокотемпературного газового потока длительностью 60 с.

#### Заключение

В данной работе представлена оценка термоэрозивной стойкости вспучивающегося покрытия в теплозащитной системе летательного аппарата. Проведенные работы показали, что применение вспучивающегося покрытия в качестве поверхностного слоя системы теплозащиты летательного аппарата способно обеспечивать высокий уровень термоэрозивной стойкости защищаемого стеклопластика в течение не менее 10 минут при температурах порядка 1000-1100 °С. Вспучивающееся покрытие при его равномерном нанесении способствует эффективному блокированию теплового потока, действующего на поверхность ЛА.

На комплексное теплозащитное покрытие металлических конструкций планера высокоскоростных летательных аппаратов, включающее в качестве поверхностного слоя огнезащитное вспучивающееся покрытие, получен патент № 2771553 [11].

#### Библиографический список

1. Михайлин Ю.А. Специальные полимерные композиционные материалы. СПб.: Научные основы и технологии, 2008. 660 с.
2. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392 с.
3. Гаращенко А.Н., Суханов А.В., Гаращенко Н.А., Рудзинский В.П., Мараховский С.С. Огнезащита конструкций из полимерных композитов и оценка ее эффективности // Пожаровзрывобезопасность. 2009. Т. 18. № 5, С. 15-24.
4. Лобанова М.С., Каблов В.Ф., Кейбал Н.А., Бондаренко С.Н., Гаращенко А.Н. Огнезащитные вспучивающиеся покрытия на основе перхлорвинилового смолы для стеклопластика // Известия ЮФУ. Технические науки. 2013. С. 207-210.
5. Гравит М.В. Оценка порового пространства пенококса огнезащитных вспучивающихся покрытий // Пожаровзрывобезопасность. 2013. Т. 22. № 5. С. 33 – 37.
6. Страхов В.Л., Крутов А.М., Давыдкин Н.Ф. Огнезащита строительных конструкций. Т. 2. М.: ТИМР, 2000. 433 с.
7. Павлович А.А., Владенков В.В., Изюмский В.Н., Кильчицкая С.Л. Огнезащитные вспучивающиеся покрытия // Лакокрасочная промышленность. 2012. № 5. С. 22-27.
8. Кошелев В.А., Орлов А.А. Принципы обеспечения огнезащитных свойств материалов // Вестник ЮУрГУ. Серия «Строительство и архитектура». 2019. Т. 19. № 2. С. 50-54.
9. Зверев В.Г., Теплоухов А.В., Цимбалюк А.Ф. Исследование свойств и огнезащитной эффективности вспучивающихся покрытий // Известия высших учебных заведений. Физика. 2014. Т. 57. № 8/2. С. 148-153.
10. Койтов С. А., Мельников В. Н. Исследование теплоемкости, теплопроводности гетерофазных композиционных теплозащитных материалов с непрерывной полимерной фазой // Вестник Южно-Уральского государственного университета. 2012. № 12. С. 182-186.
11. Комплексное теплозащитное покрытие металлических конструкций планера высокоскоростных летательных аппаратов. Патент РФ № 2771553. Заявка № 20211112925, приоритет изобретения: 04.05.2021. Дата опубликования патента: 05.05.2022. Бюл. № 13. 9 с.

УДК 62-752

**СИЛОВАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПОЯСА АРОЧНЫХ ЭЛАСТОМЕРНЫХ АМОРТИЗАТОРОВ**

**С.А. Кунавич**

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

## Введение

Статья посвящена исследованию силовых упругих характеристик арочных эластомерных амортизаторов, установленных навстречу друг другу и образующих собой пояс амортизации контейнера. Пояса могут состоять из различного числа амортизаторов, расположенных в пространстве под различными углами к плоскости симметрии контейнера [1]. Контейнер может иметь от двух до четырёх поясов амортизации.

Значительным преимуществом арочных эластомерных амортизаторов является большой ход, который составляет 0,5–0,7 от габаритного размера в недеформированном состоянии [2]. Упругие характеристики амортизаторов получают при помощи моделирования с применением метода конечных элементов [3,4] или натурными испытаниями [5].

В статье анализируется зависимость упругих характеристик двух схем компоновки поясов системы амортизации контейнера от величины начального поджатия и угла установки амортизаторов.

## Общие сведения

Арочный эластомерный амортизатор состоит из опорных металлических пластин и рабочих элементов – эластомерных стенок. Также, существуют амортизаторы, выполненные полностью из эластомерного материала. Некоторые формы поперечного сечения амортизаторов показаны на рисунке 1.

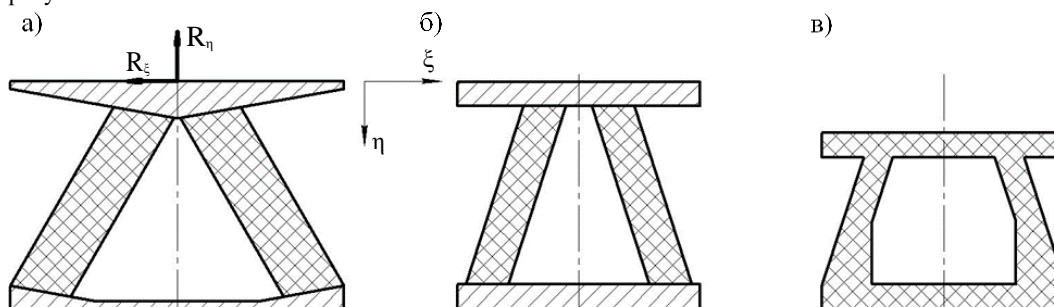


Рис.1. Форма поперечного сечения некоторых арочных эластомерных амортизаторов: а) с эластомерными прямыми наклонными стенками и металлическими пластинами; б) то же с меньшим наклоном стенок; в) полностью эластомерный амортизатор.

Арочные эластомерные амортизаторы в процессе работы деформируются с потерей устойчивости рабочих элементов и самоконтактом стенок [6]. Основные допущения работы и математическая модель арочного эластомерного амортизатора описаны в [7]. Ниже без вывода приведём зависимости для нормальной  $R_\eta$  и поперечной  $R_\xi$  реакций амортизатора в безразмерном виде.

На рисунке показаны силовые упругие характеристики арочного эластомерного амортизатора в безразмерном виде: нормальной составляющей  $R_\eta(s_\eta)$  от сжатия  $s_\eta$  при различных величинах начального поперечного смещения  $s_{\xi 0}$  и касательной составляющей  $R_\xi(s_\xi)$  от поперечного смещения  $s_\xi$  при различных величинах начального поджатия  $s_{\eta 0}$ .

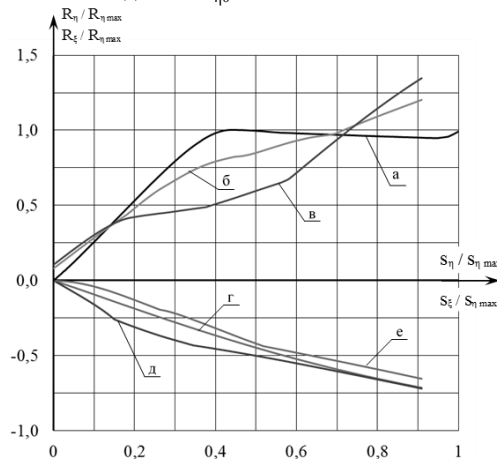


Рис.2. Упругие силовые характеристики арочного эластомерного амортизатора: а) нормальная реакция без поперечного смещения; б) нормальная реакция при поперечном смещении  $s_{\xi 0}$  30%; в) нормальная реакция при поперечном смещении  $s_{\xi 0}$  50%; г) поперечная реакции без поджатия; д) поперечная реакции при поджатии  $s_{\eta 0}$  30%; е) поперечная реакции при поджатии  $s_{\eta 0}$  50%.

В статье рассматривается две схемы компоновки арочных эластомерных амортизаторов в пояс. В обеих схемах амортизаторы жёстко крепятся к основанию и прижимаются к контейнеру. В первой схеме амортизаторы установлены параллельно плоскостям симметрии контейнера. Амортизаторы имеют возможность проскальзывать по ответной части контейнера, поэтому в них возникают только нормальные реакции от сжатия. В дальнейшем эту схему будем называть схема 1. В другой схеме амортизаторы установлены под углом к плоскостям симметрии контейнера. В силу наличия на контейнере специальных ловителей при деформации амортизаторов в последних возникают как нормальные так и поперечные реакции. В дальнейшем эту схему будем называть схема 2.

Арочный эластомерный амортизатор в обеих схемах не работает на растяжение. В связи с этим при смещении контейнер может отходить от части амортизаторов. При этом реакции этих амортизаторов будут равны нулю. В схеме 2 касательная составляющая реакции может возникать и при отсутствии нормальной составляющей при отходе контейнера от амортизатора.

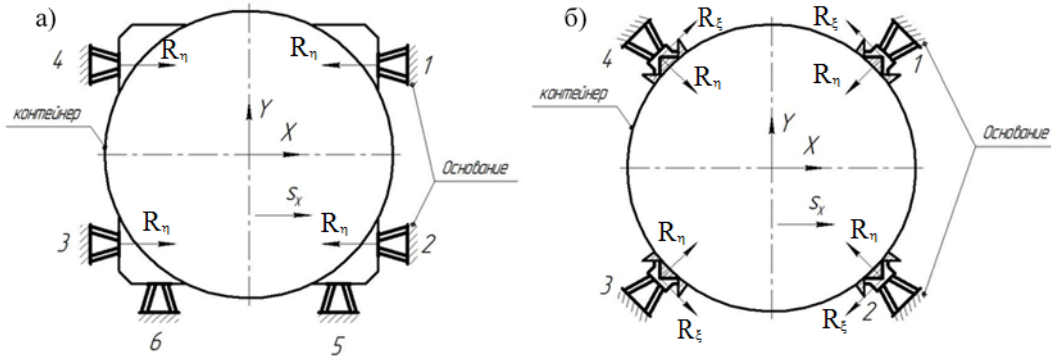


Рис.3. Схемы расположения амортизаторов в поясе: а) схема 1; б) схема 2.

В статье рассматривается боковое смещение  $s_x$  контейнера относительно основания вдоль горизонтальной оси  $X$  (см. рисунок 3). Вертикальное перемещение контейнера относительно основания вдоль оси  $Y$  отсутствует. В обеих схемах поясов используются одинаковые амортизаторы.

#### Математическая модель

Нормальная составляющая  $R_n(s_n)$  и касательная составляющая  $R_t(s_t)$  реакции арочного эластомерного амортизатора определяются по математической модели, представленной в [7], и используются в настоящей статье для определения суммарной реакции пояса амортизации.

Как было отмечено выше арочный эластомерный амортизатор работает не на растяжение, а касательная составляющая реакции может реализовываться и при отсутствии нормальной составляющей. Нормальная составляющая  $R_n(s_n)$  и касательная составляющая  $R_t(s_t)$  реакции амортизатора определяются выражениями

$$R_n = \begin{cases} R_n(s_n), & s_n \geq 0 \\ 0, & s_n < 0 \end{cases}; \quad R_t = \begin{cases} -R_t(s_t), & s_t \geq 0 \\ R_t(s_t), & s_t < 0 \end{cases}. \quad (1)$$

Реакция  $R_x$  одного пояса амортизации схемы 1 по оси  $X$  в зависимости от начального поджатия  $s_{n0}$  и бокового смещения контейнера  $s_x$  определяется выражением

$$R_x = \begin{cases} -\sum_{i=3}^4 R_{ni}(s_{n0} - s_x), & s_x < -s_{n0} \\ \sum_{i=1}^2 R_{ni}(s_{n0} + s_x) - \sum_{i=3}^4 R_{ni}(s_{n0} - s_x), & -s_{n0} \leq s_x \leq s_{n0} \\ \sum_{i=1}^2 R_{ni}(s_{n0} + s_x), & s_x > s_{n0} \end{cases}, \quad (2)$$

Для пояса амортизации по схеме 2 выразим величины сжатия  $s_n$  и поперечного смещения  $s_t$  амортизатора формулами

$$\begin{aligned} s_n &= (s_{n0} - s_x) \cdot \cos \alpha; \\ s_t &= (s_{t0} - s_x) \cdot \sin \alpha, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\alpha$  – угол наклона амортизаторов к оси  $X$ ,  $\alpha = 45^\circ$ .

Проекции нормальных и касательных реакций амортизаторов на ось  $X$  определяются выражениями

$$\begin{aligned} R_{n1,2}^c(s_n) &= R_{n1,2}(s_n) \cdot \cos \alpha; \\ R_{n3,4}^c(s_n) &= R_{n3,4}(s_n) \cdot \cos \alpha; \\ R_{t1,2}^s(s_t) &= R_{t1,2}(s_t) \cdot \sin \alpha; \\ R_{t3,4}^s(s_t) &= R_{t3,4}(s_t) \cdot \sin \alpha. \end{aligned} \quad (4)$$

Реакция  $R_x$  одного пояса схемы 2 по оси  $X$  с учётом (3) и (4) в зависимости от начального поджатия  $s_{n0}$  и бокового смещения контейнера  $s_x$  для частного случая когда  $\alpha = 45^\circ$  (и соответственно  $s_{t0} = s_{n0}$ ) определяется выражением

$$R_x = \begin{cases} -\sum_{i=3}^4 R_{\eta i}^c(s_{\eta}) - \sum_{i=3}^4 R_{\xi i}^s(s_{\xi}), & s_x < -s_{\eta 0} \\ \sum_{i=1}^2 R_{\eta i}^c(s_{\eta}) - \sum_{i=3}^4 R_{\eta i}^c(s_{\eta}) + \sum_{i=1}^2 R_{\xi i}^s(s_{\xi}) - \sum_{i=3}^4 R_{\xi i}^s(s_{\xi}), & -s_{\eta 0} \leq s_x \leq s_{\eta 0} \\ \sum_{i=1}^2 R_{\eta i}^c(s_{\eta}) + \sum_{i=1}^2 R_{\xi i}^s(s_{\xi}), & s_x > s_{\eta 0} \end{cases}, \quad (5)$$

Ниже в графическом виде представлены результаты расчётов по описанной математической модели. На рисунке 4 показаны графики силовых характеристик  $R_x(s_x)$  в безразмерном виде одного пояса амортизации в направлении оси X при различных величинах начального поджатия  $s_{\eta 0}$  амортизаторов.

Отметим, что максимальный ход контейнера и максимальный ход амортизатора имеют отношение

$$s_{x \max} = 0,6 \cdot s_{\eta \max}. \quad (6)$$

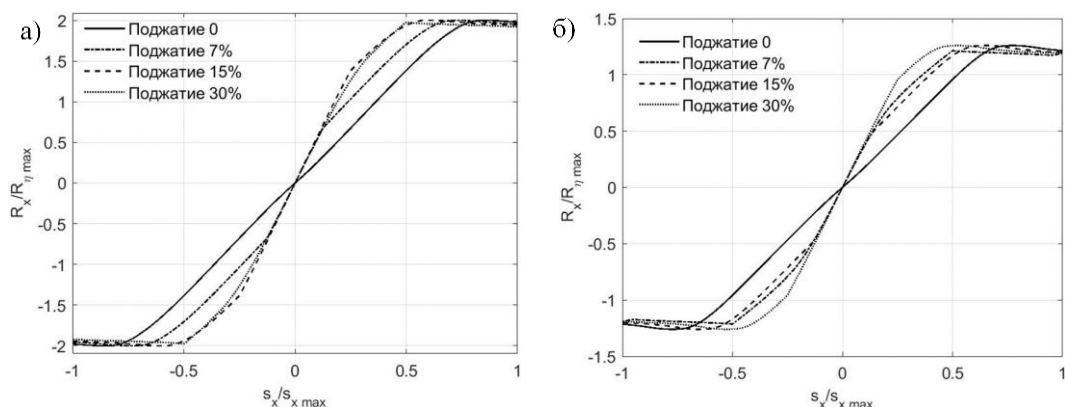


Рис.4. Упругие силовые характеристики  $R_x(s_x)$  одного пояса амортизации в безразмерном виде при различных величинах начального поджатия амортизаторов: а) для схемы 1; б) для схемы 2.

Принимаемые величины начального поджатия  $s_{\eta 0}$  не превосходили величину  $s_{\eta}$  начала полки силовой характеристики амортизатора на чистое сжатие (см. кривая а на рисунке 2).

При одинаковых смещениях контейнера значение реакции пояса амортизации схемы 1 существенно выше по сравнению со схемой 2. При сжатии амортизатора под углом его реакция складывается из проекций нормальной и поперечной составляющих, последняя, как можно видеть из рисунка 2, существенно меньше нормальной. В результате этого жёсткость амортизатора на сжатие по нормали значительно выше чем жёсткость при деформировании под углом. Максимальная реакция пояса амортизации схемы 1 примерно в 1,6 раза превышает максимальную реакцию пояса амортизации схемы 2.

Начальное поджатие амортизаторов увеличивает суммарную жёсткость пояса амортизации, так как суммарная реакция пояса увеличивается как за счёт увеличения реакции сжимаемых амортизаторов так и за счёт уменьшения реакции встречных.

#### Закключение

Начальное поджатие амортизаторов, наряду с установкой последних под углом, значительно влияет на упругие силовые характеристик пояса амортизации контейнера. Начальное поджатие амортизаторов увеличивает суммарную жёсткость пояса амортизации, при этом, как показывают расчёты, практически не влияет на величину максимальной реакции всего пояса. Установка амортизаторов под углом снижает максимальную реакцию и суммарную жёсткость пояса амортизации.

Значение реакции в поясе с амортизаторами, установленными по направлению движения контейнера, в 1,6 раза больше реакции пояса с амортизаторами, установленными под углом  $45^\circ$  к направлению движения контейнера. Нужно отметить, что возможна установка амортизаторов под различными углами, а также, комбинация амортизаторов установленных под углом и по нормали. Анализ зависимости реакций таких поясов амортизации требует отдельного исследования.

#### Библиографический список

1. Круглов Ю.А. Основы теории и проектирования систем ударовиброзащиты: Учебное пособие. Ч. 1 – 1986/ – 90 с.
2. Круглов Ю.А. Системы ударовиброзащиты ракет, аппаратуры и оборудования: учебное пособие/ Круглов Ю.А., Храмов Б.А., Кабанов Э.Н. – СПб.:Балт. гос. техн. ун-т., 2010. – 70 с.
3. Мелихов К.В., Кунавич. С.А. Анализ работы арочного эластомерного амортизатора с учетом демпфирования. ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ. Сборник трудов VII Всероссийской научно-технической конференции. Сер. "Библиотека журнала "ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ"" Под редакцией Б.Э. Кэрта. Санкт-Петербург, 2022, С. 128 – 136.
4. Жидков А.В., Леонтьев Н.В. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕДЕНИЯ ГИПЕРУПРУГИХ МАТЕРИАЛОВ. Ч. 2. ПРИМЕНЕНИЕ ANSYS: Учебно-методическое пособие. – Нижний Новгород: Нижегородский госуниверситет, 2020. – 24 с.



5. Белкин А.Е., Даштиев И.З., Никитин Е.А., Сергиенко В.В. Физическое и математическое моделирование виброизоляции груза в контейнере с применением полиуретановых амортизаторов. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2018, № 7, с. 11–19, doi: 10.18698/0536-1044-2018-7-11-19.

6. Синильщиков В.Б., Мелихов К.В., Кунавич С.А. Анализ работы арочного эластомерного амортизатора при сложном нагружении. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2021, № 12, с. 73–82, doi: 10.18698/0536-1044-2021-12-73-82.

7. Синильщиков В.Б., Кунавич С.А. Аналитическая модель арочного эластомерного амортизатора для применения в имитационном моделировании систем. Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6. № 3 (41). С. 163-171. DOI 10.26732/j.st.2022.3.02.

УДК 533.6.071.8

### ТЕПЛОВЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ, СОДЕРЖАЩЕМ ВЫСОКОИНЕРЦИОННЫЕ ЧАСТИЦЫ, С ПОМОЩЬЮ ГЕТЕРОГЕННОГО ГРАДИЕНТНОГО ДАТЧИКА ТЕПЛОВОГО ПОТОКА

*Н.А. Монахов<sup>1</sup>, А.В. Павлов<sup>2</sup>, К.И. Белов<sup>1</sup>, Е.В. Бабич<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> ФТИ им. А.Ф. Иоффе, Санкт-Петербург

<sup>2</sup> Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург

В условиях лабораторного эксперимента наиболее полное воспроизведение условий реального полета в атмосфере возможно только на установках импульсного действия, созданных на основе ударных труб [1, 2]. Неотъемлемым элементом таких установок является одна или несколько пластиковых или металлических диафрагм, разделяющих камеры установки. Если установка оборудована соплом, работающем в режиме отраженной ударной волны, дополнительная диафрагма устанавливается в его дозвуковой части. После запуска установки происходит разрушение диафрагм и мелкие фрагменты размером от единиц до сотен микрон увлекаются движущимся газом. Присутствие твердых частиц в газе, обтекающем модель, существенно осложняет и искажает проводимые измерения [3-5]. Малоинерционные частицы вызывают эрозию чувствительных элементов датчиков, а при попадании крупных фрагментов диафрагмы происходит их полное разрушение. В наибольшей степени данная проблема проявляется при измерении тепловых потоков, поскольку рабочая поверхность датчиков должна находиться на поверхности модели в контакте с набегающим потоком газа [5].

В настоящее время, для измерения тепловых потоков на импульсных установках применяются тонкопленочные датчики сопротивления [6] и разнообразные термоэлектрические датчики: на основе тонких пленок с искусственной анизотропией [7, 8], коаксиальных термопар [5], анизотропных термоэлементов из висмута и гетерогенных металлических структур [9]. Накопленный опыт тепловых измерений показывает, что наиболее стойкими к механическим воздействиям являются коаксиальные термопары и гетерогенный градиентный датчик теплового потока на металлических структурах (ГГДТП). Воздействие твердых частиц на рабочую поверхность коаксиальной термопары постепенно приводит к нарушению контакта в зоне спаивания и необходимости ее периодической перекалибровки, а затем и к разрушению самого датчика [5]. В ГГДТП отсутствуют легкоповреждаемые элементы что значительно повышает его надежность при сопоставимой с коаксиальными термопарами чувствительности и быстродействию.

Основная задача данных экспериментов состояла в исследовании механической прочности датчика на основе гетерогенных металлических структур. Также анализировалась деградация его чувствительного элемента и возможное изменение вольт-ваттного коэффициента от силового воздействия потока газа, содержащем фрагменты диафрагм. Для повышения вероятности попадания частиц и максимизации силового воздействия, ГГДТП был установлен в критической точке затупленного тела.

Чувствительный элемент ГГДТП представляет собой пластинку из чередующихся слоев металлов (1) и (2) толщиной  $\delta_1$  и  $\delta_2$  с различным коэффициентом Зеебека ориентированных под углом  $\theta$  к рабочей поверхности (рис. 1а). Слои соединены друг с другом с помощью диффузионной сварки. Пластинка закрепляется на электроизоляционной подложке (3). К боковым граням припаиваются провода для регистрации электрического сигнала. Для изготовления чувствительного элемента используются пары металлов с максимально отличающимся коэффициентом Зеебека: хромель-алюмель, медь-никель, сталь-никель и др. [9]. Принцип действия ГГДТП основан на генерации термоэлектрического поля в структуре с анизотропией термоэдс при появлении градиента температуры [10].

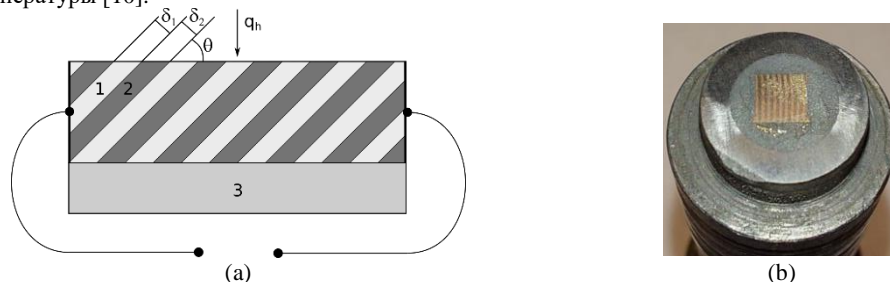


Рис. 1. Внутренняя структура чувствительного элемента ГГДТП (а) и внешний вид используемого датчика, закрепленного во вставке (б).

Эксперименты проводились на Большой ударной трубе ФТИ им. А.Ф. Иоффе [11] (рис. 2). Длина камеры высокого давления составляет 3.3 м, камеры низкого давления 12.4 м. В конце камеры низкого давления установлено сверхзвуковое сопло, выходящее в демпферный бак. Отношение площади выходного сечения сопла к площади критического сечения равнялось 93, угол полураствора сопла равнялся 11°. Полусферическая модель диаметром 70 мм была расположена внутри демпферного бака на расстоянии 30 мм от среза сопла. Перед экспериментом камеры отделяются друг от друга металлической диафрагмой с крестообразной насечкой, а на входе в сопло устанавливается тонкая бумажная или лавсановая диафрагма. После запуска установки мелкие фрагменты основной металлической и второй лавсановой диафрагмы увлекаются потоком газа и могут взаимодействовать с поверхностью модели и установленными на ней датчиками.

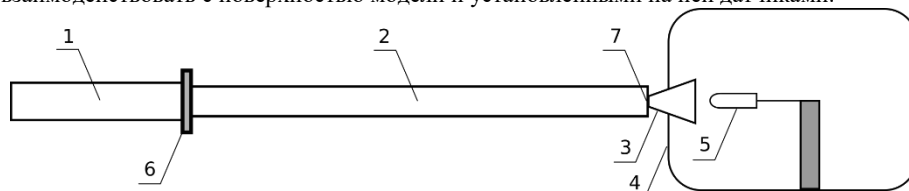


Рис. 2. Схема Большой ударной трубы ФТИ им. А.Ф. Иоффе: камера высокого (1) и низкого (2) давления, сверхзвуковое сопло (3), демпферный бак (4), исследуемая модель (5), основная диафрагма (6), вторая диафрагма (7).

Тепловой датчик размером в плане  $3 \times 3 \text{ мм}$  и толщиной  $0.5 \text{ мм}$  состоял из 9 слоев меди и 9 слоев никеля и был установлен во вставке (рис. 1б). Предварительно, с помощью калибровки по отраженной ударной волне [12] был получен его вольт-ваттный коэффициент  $S_0 = 15 \text{ мВ/Вт}$ . Датчик был подключен к усилителю, собранному на базе микросхемы INA128 с коэффициентом усиления 216 установленному внутри модели. В рамках используемой одномерной термоэлектрической модели датчика, электрический сигнал пропорционален разности температур между его рабочей и тыльной поверхностями. Расчет теплового потока по электрическому сигналу проводился согласно методике [13]. Для контроля влияния частиц на структуру течения с помощью датчика PCB 113B28 регистрировалось давление вблизи критической точки. Для защиты от разрушения он был установлен внутри модели и соединялся с ее поверхностью каналом диаметром  $2 \text{ мм}$  и длиной  $6 \text{ мм}$ . Сигнал датчика давления и теплового датчика регистрировался с помощью осциллографа Tektronix TDS 1002 с временным разрешением  $1 \text{ мкс}$ .

В табл. 1 приведены типичные начальные условия экспериментов и рассчитанные по ним параметры газа за отраженной ударной волной и вблизи поверхности модели. Всего было проведено 40 экспериментов. В качестве рабочего газа использовался азот. Равновесные параметры газа за отраженной ударной волной рассчитывались с учетом реальных свойств газа и возможной диссоциации при высоких температурах. Параметры потока на выходе из сопла рассчитывались по одномерной модели с учетом конечной скорости химических реакций.

Начальные условия		Параметры за отраженной ударной волной			Параметры потока перед моделью			
$P_1, \text{kPa}$	$M_1$	$P_5, \text{kPa}$	$\rho_5, \text{kg/m}^3$	$T_5, \text{K}$	$M$	$P, \text{kPa}$	$\rho, \text{kg/m}^3$	$T, \text{K}$
32.4	4.59	5392	7.11	2556	6.6	1.37	0.0152	304

Частицы малого размера не видны на теневых фотографиях, в силу малой инерционности они движутся вместе с потоком и не оказывают существенного влияния на структуру течения. Их присутствие проявляется в виде высокочастотного шума на показаниях датчиков давления (рис. 3а), не влияя на среднее значение. При этом они не оказывают влияния на показания датчика теплового потока, сигнал которого пропорционален температуре рабочей поверхности (рис. 3б). Это происходит в силу значительно большей инерционности процессов теплопередачи в газе и чувствительном элементе датчика.

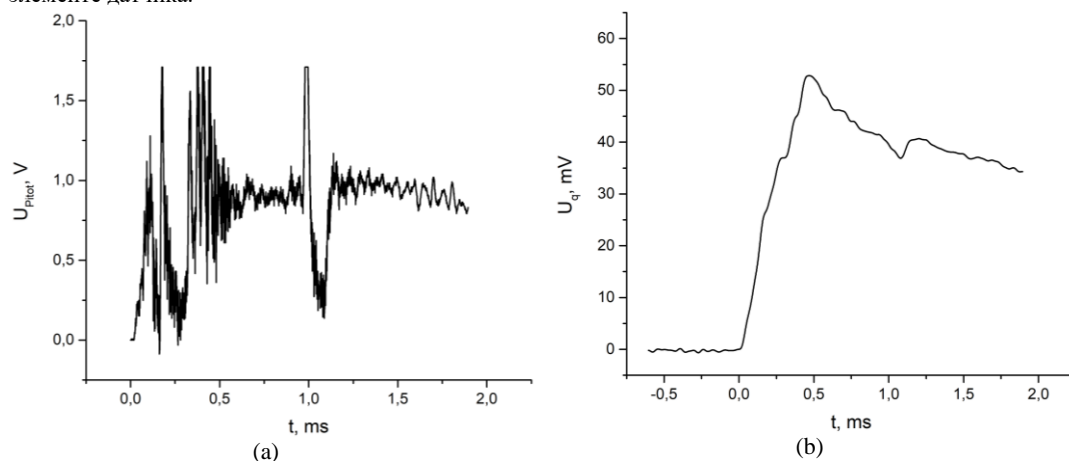


Рис. 3. Влияние частиц малого размера на показания датчика давления (а) и теплового потока (б).

Принципиально отличается поведение частиц большого размера. Обладая высокой инерционностью, после соударения с поверхностью тела они начинают двигаться против потока, существенно искажая ударно-волновую структуру течения. Это приводит к заметному изменению давления и теплового потока к поверхности модели. На рис. 4 приведены типичные теневые фотографии обтекания моделей с возмущением, вызванным единичной частицей (а) и несколькими макроскопическими частицами (b). Характерный размер частиц составляет доли миллиметра.

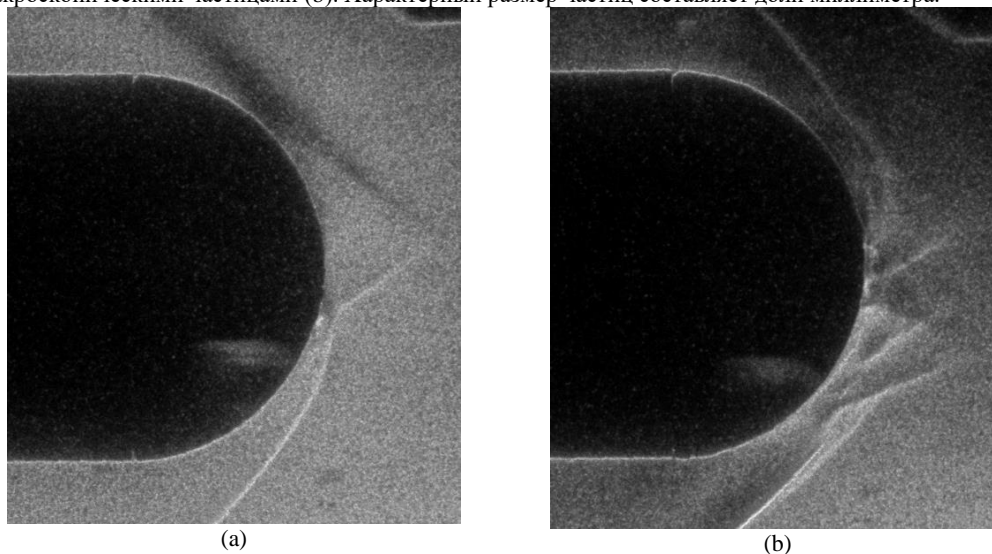


Рис. 4. Теневая фотография обтекания затупленного тела с возмущением от единичной частицы (а) и нескольких частиц (b).

Возмущения, вызванные обратным движением частиц, существенным образом сказываются на давлении и тепловом потоке в критической точке (рис. 5). Видно, что появление возмущений сопровождается скачкообразными падениями и ростом соответствующих величин. Черной пунктирной линией показано полное давление в критической точке, рассчитанное по одномерной модели. Красной пунктирной линией отмечено значение теплового потока при невозмущенном течении, рассчитанное по теории Фейя-Ридделла.

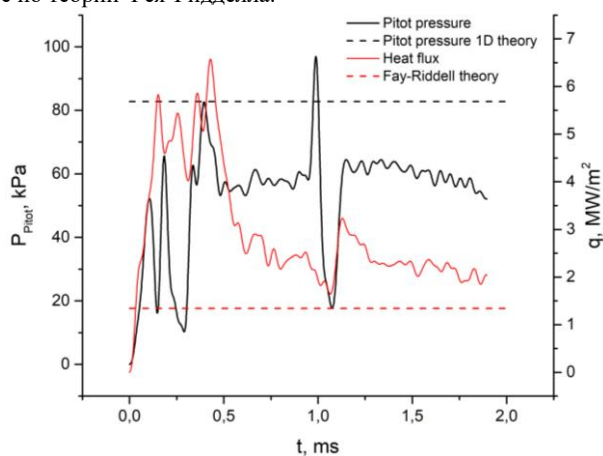


Рис. 5. Измеренное давление (черная кривая) и тепловой поток (красная кривая). Черной пунктирной линией показано полное давление в критической точке, рассчитанное по одномерной модели, красной – тепловой поток при невозмущенном обтекании, рассчитанный по теории Фейя-Ридделла.

Проведенные эксперименты показали, что чувствительный элемент датчика теплового потока на гетерогенных металлических структурах обладает высокой механической прочностью, что достигается использованием диффузионной сварки слоев металлов. Изменение внешнего вида рабочей поверхности датчика свидетельствует о многократных попаданиях крупных частиц диафрагм. При этом не было обнаружено нарушения электрического контакта между слоями и заметного изменения вольт-ваттного коэффициента датчика.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФ 23-29-00286.

#### Библиографический список

1. Gu S., Olivier H. Capabilities and limitations of existing hypersonic facilities // Progress in Aerospace Sciences. 2020. v.113. 100607.
2. Reynier P. Survey of high-enthalpy shock facilities in the perspective of radiation and chemical kinetics investigations // Progress in Aerospace Sciences. 2016. v.85. pp. 1 – 32.
3. Miller V.A., Gamba M., Mungal M.G., Hanson R.K. Secondary Diaphragm Thickness Effects and Improved Pressure Measurements in an Expansion Tube // AIAA Journal. 2014. v.52 (2). pp. 451 – 456.
4. Anbuselvan K. K. N., Reddy K. P. J. Improvement in the Flow Quality of Hypersonic Shock Tunnel // AIAA Journal. 2017. v.55 (10). pp. 3603 – 3610.

5. James C.M., Birch B., Smith D.R., Cullen T.G., Millard T., Vella S., Liu Y., Morgan R.G., Stern N., Buttsworth D. Testing of Ultra Fast Response, Durable Co-axial Thermocouples for High Enthalpy Impulse Facilities (AIAA Paper 2019-3007) // AIAA Aviation 2019 Forum.
6. Alam T., Kumar R. A review on thin film fast response heat transfer gauges // Review of Scientific Instruments. 2021. v.92 (3). 031501-01-27.
7. Knauss H., Roediger T., Bountin D. A., Smorodsky B. V., Maslov A. A., Srulijes J. Novel Sensor for Fast Heat Flux Measurements // Journal of Spacecrafts and Rockets. 2009. v.46 (2). pp. 255 – 265.
8. Kotov M.A., Shemyakin A.N., Solovyov N.G., Yakimov M. Yu., Glebov V.N., Dubrova G.A., Malyutin A.M., Popov P.A., Poniaev S.A., Lapushkina T.A., Monakhov N.A., Sakharov V.A. Performance assessment of thermoelectric detector for heat flux measurement behind a reflected shock of low intensity // Applied Thermal Engineering. 2021. v.195. 117143.
9. Sapozhnikov S.Z., Mityakov V.Yu., Mityakov A.V. Heatmetry: The Science and Practice of Heat Flux Measurement: Heat and Mass Transfer. 2020. Springer International Publishing.
10. Rowe D.M. Thermoelectrics Handbook: Macro to Nano. 2006. CRC Press.
11. Масленников В.Г., Сахаров В.А. Двухдиафрагменная ударная труба физико-технического института // Журнал технической физики. 1997. №67 (11). С. 88 – 95.
12. Попов П.А., Монахов Н.А., Лапушкина Т.А., Поняев С.А., Куракин Р.О. Калибровка тепловых датчиков на анизотропных термозементах и гетерогенных металлических структурах с помощью отраженной ударной волны // Письма в ЖТФ. 2022. №48 (20). С. 7 – 10.
13. Попов П.А., Бобашев С.В., Резников Б.И., Сахаров В.А. Метод расчета нестационарного теплового потока по сигналу датчика на основе анизотропных термозементах из монокристалла висмута // Письма в ЖТФ. 2018. №44 (8). С. 3 – 10.

#### УДК 681.5.015.24

### ИССЛЕДОВАНИЕ МАНЕВРЕННЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОБЛАСТЕЙ ДОСТИЖИМОСТИ

*Успанова Р.А., Теляков Р.Ф., Рубан Е.В.*

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

Для исследования динамических возможностей управляемых летательных аппаратов (ЛА) в последние годы начинают использоваться области достижимости (ОД) [1].

Область достижимости – это область пространства, куда может прийти управляемая система из заданного начального положения к заданному моменту времени при наличии ограничений на управление.

Построение ОД ЛА будем рассматривать как многократное решение задачи оптимального управления о максимальном смещении ЛА в заданном направлении с использованием необходимых условий принципа максимума Л.С. Понтрягина. Помимо решения задачи оптимального управления для построения ОД возможно использовать различные методы аппроксимации, позволяющие сократить объемы вычислений [4].

Движение ЛА в вертикальной плоскости с включенным двигателем, определяется следующей системой нелинейных дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -(c_{x0} + A \cdot \alpha^2) \cdot \frac{S}{m} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} - g \cdot \sin \Theta + \frac{R}{m}; \\ \frac{d\Theta}{dt} &= \frac{c_y^\alpha \cdot \alpha \cdot S}{m} \cdot \frac{\rho \cdot V}{2} - \frac{g \cdot \cos \Theta}{V} + \frac{R \cdot \alpha}{m \cdot V}; \\ \frac{dy}{dt} &= V \cdot \sin \Theta; \\ \frac{dx}{dt} &= V \cdot \cos \Theta, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\rho$  - плотность воздуха на высоте полета ЛА;  $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$  - плотность воздуха на уровне моря;  $V$  - скорость;  $\Theta$  - угол наклона траектории;  $y$  - высота;  $x$  - дальность;  $m$  - масса;  $m_c$  - секундный массовый расход топлива;  $R$  - тяга двигателя;  $c_{x0}, c_y^\alpha, A$  - безразмерные аэродинамические коэффициенты,  $\alpha$  - угол атаки,  $g$  - ускорение силы тяжести.

Изменение массы ЛА учитывается зависимостью

$$m(t) = m_0 - m_c \cdot (t - t_0). \quad (2)$$

Управлением ЛА является угол атаки, который удовлетворяет ограничению

$$|\alpha| \leq \alpha_{\max}. \quad (3)$$

Задано начальное положение ЛА

$$t = t_0, V(t_0) = V_0, \Theta(t_0) = \Theta_0, y(t_0) = y_0, x(t_0) = x_0. \quad (4)$$

ОД ЛА строится для заданного момента времени  $t$ . ОД ЛА, движущегося в плотных слоях атмосферы, состоит из двух границ: внешней и внутренней (см. рис. 1).

Внешнюю границу ОД ЛА будем строить по точкам. Для расчета точки, расположенной на внешней границе ОД, решим задачу о минимуме функционала [3]

$$J = -x(\vartheta) \cdot \cos \xi - y(\vartheta) \cdot \sin \xi, \quad (5)$$

где  $\xi$  – угол между вектором  $\vec{1}$  и осью  $OX$ .

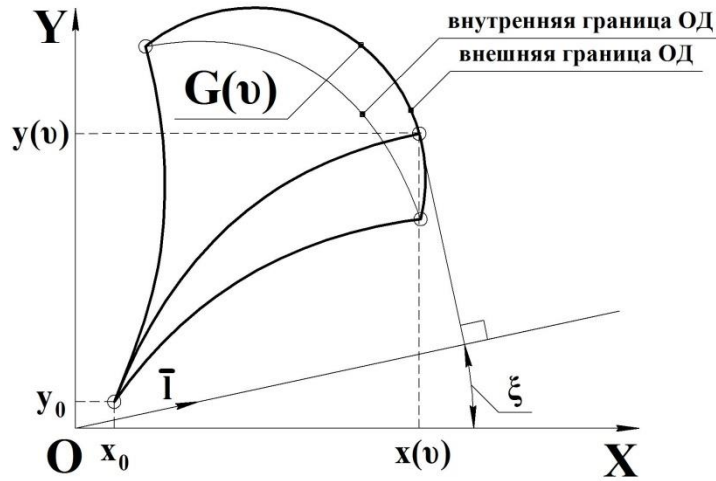


Рис. 1 – Расчетная схема решения задачи о максимальном смещении ЛА

Требуется найти оптимальное управление, обеспечивающее минимум функционалу (5) в заданный момент  $\nu$  при ограничении (3) и начальных условиях (4).

Функция Гамильтона для системы (1) с терминальным критерием имеет вид

$$H = -\Psi_V \cdot (c_{x0} + A \cdot \alpha^2) \cdot \frac{S}{m} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} - \Psi_V \cdot g \cdot \sin \Theta + \Psi_V \cdot \frac{R}{m} + \Psi_\Theta \cdot \frac{c_y^\alpha \cdot \alpha \cdot S}{m} \cdot \frac{\rho \cdot V}{2} - \Psi_\Theta \cdot \frac{g \cdot \cos \Theta}{V} + \Psi_\Theta \cdot \frac{R \cdot \alpha}{m \cdot V} + \Psi_y \cdot V \cdot \sin \Theta + \Psi_x \cdot V \cdot \cos \Theta. \quad (6)$$

Сопряженная система дифференциальных уравнений имеет вид

$$\begin{aligned} \frac{d\Psi_V}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial V} = \Psi_V \cdot (c_{x0} + A \cdot \alpha^2) \cdot \frac{S}{m} \cdot \rho \cdot V - \Psi_\Theta \cdot c_y^\alpha \cdot \alpha \cdot \frac{S}{m} \cdot \frac{\rho}{2} + \Psi_\Theta \cdot \frac{R \cdot \alpha}{m \cdot V^2} - \\ &- \Psi_\Theta \cdot \frac{g \cdot \cos \Theta}{V^2} - \Psi_y \cdot \sin \Theta - \Psi_x \cdot \cos \Theta; \\ \frac{d\Psi_\Theta}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \Theta} = \Psi_V \cdot g \cdot \cos \Theta - \Psi_\Theta \cdot \frac{g \cdot \sin \Theta}{V} - \Psi_y \cdot V \cdot \cos \Theta + \Psi_x \cdot V \cdot \sin \Theta; \\ \frac{d\Psi_y}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial y} = -\Psi_V \cdot (c_{x0} + A \cdot \alpha^2) \cdot \frac{S}{m} \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \frac{\rho_0}{a_0} \cdot e^{-\frac{y}{a_0}} + \Psi_\Theta \cdot c_y^\alpha \cdot \alpha \cdot \frac{S}{m} \cdot \frac{V}{2} \cdot \frac{\rho_0}{a_0} \cdot e^{-\frac{y}{a_0}}; \\ \frac{d\Psi_x}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial x} = 0. \end{aligned} \quad (7)$$

Условие трансверсальности для фиксированного момента времени  $\nu$  при неизвестных фазовых координатах на правом конце траектории имеет вид

$$\left[ \frac{\partial J}{\partial z} + \Psi \right]_{t=\nu}^T \delta z_\nu = 0, \quad (8)$$

где  $[z]^T = [V, \Theta, y, x]$  – вектор фазовых координат;

$[\Psi]^T = [\Psi_V, \Psi_\Theta, \Psi_y, \Psi_x]$  – вектор фазовых координат сопряженной системы;

$[\delta z_\nu]^T = [\delta V_\nu, \delta \Theta_\nu, \delta y_\nu, \delta x_\nu]$  – вектор вариаций фазовых координат.

Условие (8) при переходе от векторной формы записи к скалярной, имеет вид

$$\Psi_V(\nu) \cdot \delta V_\nu + \Psi_\Theta(\nu) \cdot \delta \Theta_\nu + [-\sin(\xi) + \Psi_y] \cdot \delta y_\nu + [-\cos(\xi) + \Psi_x] \cdot \delta x_\nu = 0. \quad (9)$$

Так как при  $t = \nu$  фазовые координаты  $V, \Theta, y$  и  $x$  могут принимать любые значения, то, в силу независимости вариаций  $\delta V_\nu, \delta \Theta_\nu, \delta y_\nu, \delta x_\nu$ , получаем следующие граничные условия для фазовых координат сопряженной системы

$$\Psi_V(\nu) = 0, \Psi_\Theta(\nu) = 0, \Psi_y(\nu) = \sin(\xi), \Psi_x(\nu) = \cos(\xi). \quad (10)$$

Таким образом, задача оптимального управления сводится к краевой задаче - найти решение системы уравнений (1) и (7), фазовые координаты которых удовлетворяют начальным условиям (4) и граничным условиям (10). Кроме того, согласно принципу максимума, функция Гамильтона (6) при оптимальном управлении должна достигать максимума. Причем управление  $\alpha(t)$  должно удовлетворять ограничению (3).

Функцию Гамильтона представим в виде

$$H = H_0 + H_1 \cdot \alpha^2 + H_2 \cdot \alpha, \quad (11)$$

где  $H_0 = -\Psi_V \cdot c_{x0} \cdot \frac{S}{m} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} - \Psi_V \cdot g \cdot \sin \Theta + \Psi_V \cdot \frac{R}{m} - \Psi_\Theta \cdot \frac{g \cdot \cos \Theta}{V} + \Psi_y \cdot V \cdot \sin \Theta + \Psi_x \cdot V \cdot \cos \Theta$ ;

$$H_1 = -\Psi_V \cdot A \cdot \frac{S}{m} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2};$$

$$H_2 = \Psi_\Theta \cdot \frac{c_y^\alpha \cdot S}{m} \cdot \frac{\rho \cdot V}{2} + \Psi_\Theta \cdot \frac{R}{m \cdot V}.$$

Функция Гамильтона (11) достигает максимума при следующих значениях управления

$$\tilde{\alpha}(t) = \begin{cases} \alpha^*(t), & \text{если } H_1 < 0, |\alpha^*(t)| \leq \alpha_{\max}; \\ \alpha_{\max} \cdot \text{sign}[\alpha^*(t)], & \text{если } H_1 < 0, |\alpha^*(t)| > \alpha_{\max}; \\ \alpha_{\max}, & \text{если } H_1 \geq 0, H_2 > 0; \\ -\alpha_{\max}, & \text{если } H_1 \geq 0, H_2 < 0; \\ \pm \alpha_{\max}, & \text{если } H_1 > 0, H_2 = 0; \\ \text{особое управление}, & \text{если } H_1 = H_2 = 0, \end{cases} \quad (12)$$

где  $\alpha^*(t)$  определяется из условия

$$\left. \frac{\partial H}{\partial \alpha} \right|_{\alpha=\alpha^*} = 0, \quad (13)$$

$$\alpha^*(t) = -\frac{H_2}{2 \cdot H_1}. \quad (14)$$

Исследования показывают, что режим особого управления в данной задаче на отличном от нуля интервале времени не возникает.

Для решения сформулированной краевой задачи используется метод последовательных приближений Крылова – Черноусько [2]. В результате многократного решения задачи о максимальном смещении при различных значениях угла наклона  $\xi$  единичного вектора  $\bar{1}$ , получим точки, расположенные на внешней границе ОД.

Внутренняя граница ОД строится с использованием приближенного алгоритма, рассмотренного в [2]. Интегрируется система уравнений (1) с начальными условиями (4) и функциями управления вида

$$\alpha(t) = \begin{cases} +\alpha_{\max}, & t < t_{\text{пер}}; \\ -\alpha_{\max}, & t \geq t_{\text{пер}}; \end{cases} \quad (15)$$

$$\alpha(t) = \begin{cases} +\alpha_{\max}, & t < t_{\text{пер}}; \\ -\alpha_{\max}, & t \geq t_{\text{пер}}, \end{cases} \quad (16)$$

при дискретном изменении момента переключения  $t_{\text{пер}}$  от  $t_{\text{пер}} = t_0$  до  $t_{\text{пер}} = \nu$ . В результате получаем внутреннюю границу, состоящую из двух кривых. Внутренняя граница ОД определяется как сумма двух кривых, наиболее удаленных от внешней границы ОД.

Расчета границ ОД проводился для типового гипотетического ЛА, характеристики которого и принятые начальные условия для моделирования приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Параметры математической модели ЛА и начальные условия

Параметр ЛА	Величина	Начальное условие	Величина
Масса $m$ , кг	93,1	Допустимый угол атаки $\alpha_{\max}$ , ...°	15
Секундный массовый расход $m_c$ , кг/с	0,5	Начальное время $t_0$ , с	0
Тяга двигателя $R$ , Н	17750	Начальная скорость $V_0$ , м/с	10
Коэффициент лобового сопротивления $c_{x0}$	0,82	Начальный угол наклона траектории $\Theta_0$ , ...°	60
Коэффициент индуктивного сопротивления $A$	6	Начальная высота $y_0$ , м	10
Коэффициент подъемной силы $c_y^\alpha$	0,074	Начальная дальность $x_0$ , м	0

На рисунках 2 - 5 приведены результаты расчета границ ОД для моментов времени окончания движения 6, 8, 10 и 12 с.

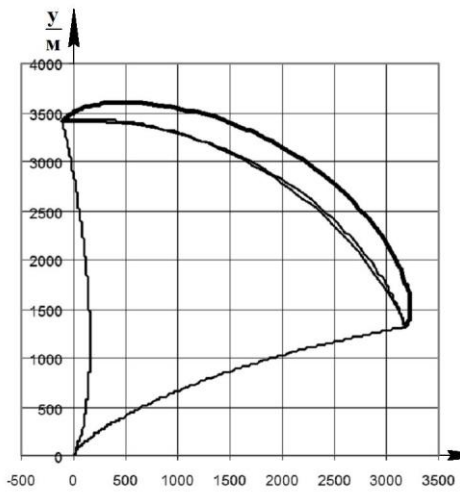


Рис. 2 – ОД для момента времени 6 с

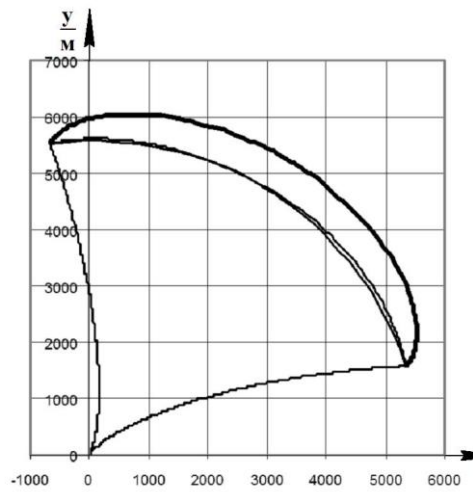


Рис. 3 – ОД для момента времени 8 с

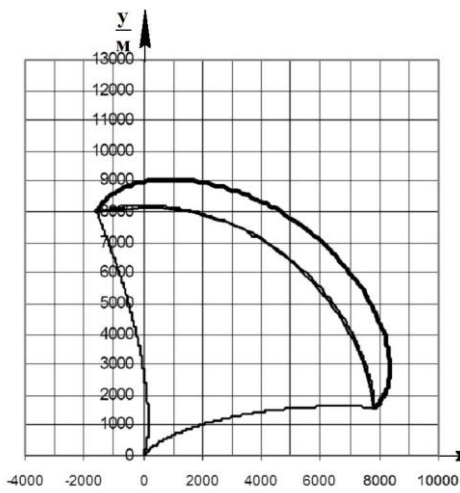


Рис. 4 – ОД для момента времени 10 с

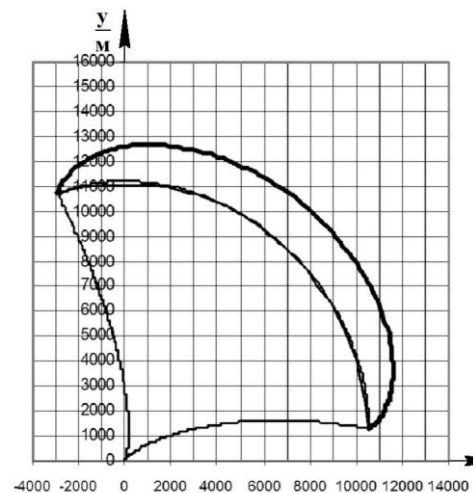


Рис. 5 – ОД для момента времени 12 с

На рисунке 6 построены ОД для различных моментов времени  $t$ . Моделирование проводилось при начальных условиях, представленных в таблице 1.

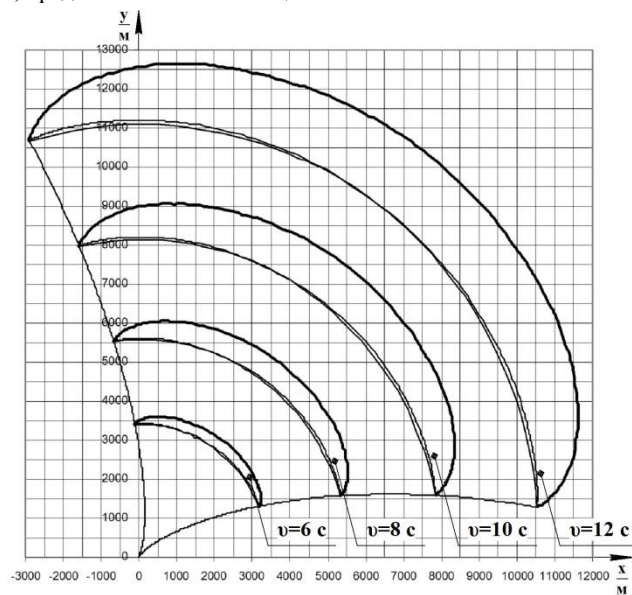


Рис. 6 – ОД для моментов времени окончания движения 6, 8, 10 и 12 с.

Результаты расчетов, приведенных на рисунках 2 - 6 показывают, что типовой гипотетический ЛА с выбранными параметрами математической модели обладает хорошими динамическими возможностями. ОД ЛА, движущегося в плотных слоях атмосферы, имеет выпуклую форму и с увеличением времени приобретает «грибовидную» форму.

Поскольку рассмотренный метод и алгоритм расчета ОД позволяет определить возможные предельные положения ЛА в разные моменты времени, ОД успешно используются в методах и алгоритмах теории дифференциальных игр, решающих различные задачи сближения – уклонения ЛА [1].

#### Библиографический список

1. Толтегин О.А. Дифференциально-игровые методы управления движением беспилотных летательных аппаратов. Монография. СПб: БГТУ, 2009.
2. Толтегин О. А. Области достижимости летательных аппаратов: учебное пособие. СПб: БГТУ, 2002.
3. Теляков Р.Ф. Расчет областей достижимости спускаемого летательного аппарата. Труды международной научно-технической конференции «Пятое Уткинские чтения». СПб: БГТУ, 2011, стр.1 64-165.
4. Теляков Р.Ф. Исследование точности дифференциально-игрового метода наведения. Труды III научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «Старт в будущее-2013». СПб, ОАО «КБСМ», 2013, стр. 254-258.

#### УДК 608.2

### РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОННОЙ МЕНСТРУАЛЬНОЙ ЧАШИ И ЕЕ ПОТЕНЦИАЛЬНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ В КОСМОСЕ

Т. С. Фукачик<sup>1</sup>

<sup>1</sup>. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В работе предлагается альтернативное средство гигиены для космических полетов: электронная менструальная чаша с автоматической системой очистки. Рассматривается проблема повышения эффективности работы космических менструальных средств гигиены за счет внедрения нового механизма сбора и утилизации менструальной жидкости. Цель исследования – разработка электронного устройства на основе многоразовых менструальных чаш, способного заменить современные средства менструальной гигиены.

При проведении исследования применялись основные положения методологии гигиены, теория биотехнического проектирования, а также теория алгоритмов и компьютерного зрения. Основное внимание уделено изложению концепции работы устройства, меньшее – способам его технической реализации. Автор допускает возможность корректировки идеи для повышения эргономических показателей.

Обычная менструальная чаша представляет из себя силиконовую емкость полусферической формы, обычно выполняемую из силиконового материала (допускаются и другие, если они отвечают медицинским требованиям), предназначенную для помещения во влагалище и сбора менструальной жидкости. Если говорить точнее, она обладает тремя составляющими: полусферической силиконовой «чашей», выпуклыми силиконовыми краями «чаши» и «хвостиком», хватом за который производится извлечение менструальной чаши из влагалища после ее переполнения. На рисунках №1, №2 и №3 представлены эти элементы:

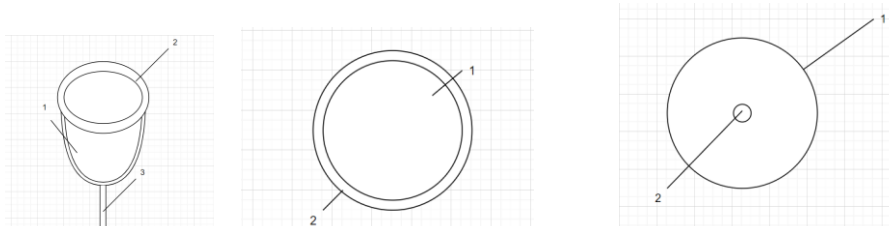


Рисунок № 23. "Обыкновенная силиконовая менструальная чаша. Схема. Вид сбоку в разрезе."

Рисунок №24. "Обыкновенная силиконовая менструальная чаша. Схема. Вид сверху."

Рисунок №25. "Обыкновенная силиконовая менструальная чаша. Схема. Вид снизу."

- 1 - полусферическая силиконовая «чаша»
- 2 - выпуклые силиконовые края «чаши»
- 3 - «хвостик» чаши

Электронная менструальная чаша является доработкой, основанной на обычной силиконовой менструальной чаше. Она состоит из привычных полусферической «чаши», краев, хвостика, но также включает в себя датчики для определения степени заполнения (датчики разнятся от алгоритма к алгоритму определения степени заполнения), клапан, обеспечивающий или ограничивающий доступ к трубке слива по сигналу на соответствующем устройстве, пакет для сбора менструальной жидкости, аналогичный ранним советским пакетам для сбора мочи, всасывающий насос, обеспечивающий удаление менструальной жидкости из чаши при необходимости, провода для работы датчика, принимающие и передающие для него сигнал, контроллер датчика. Также может быть представлена менструальная чаша с внутривлагалищной системой очистки, которая дополнительно состоит из заслонок для чаши, трубки для обеззараживающего средства и надреза-хранилища для уборки



заслонок для чаши на время сбора менструальной жидкости. На рисунках №4 и №5 представлены эти элементы:

- 1 - полусферическая силиконовая «чаша»
- 2 - выпуклые силиконовые края «чаши»
- 3 - «хвостик» чаши
- 4 – датчик менструальной жидкости
- 5 – клапан, обеспечивающий или ограничивающий доступ к трубке слива
- 6 – пакет для сбора менструальной жидкости
- 7 – всасывающий насос
- 8 – провода для работы датчика
- 9 – контроллер датчика

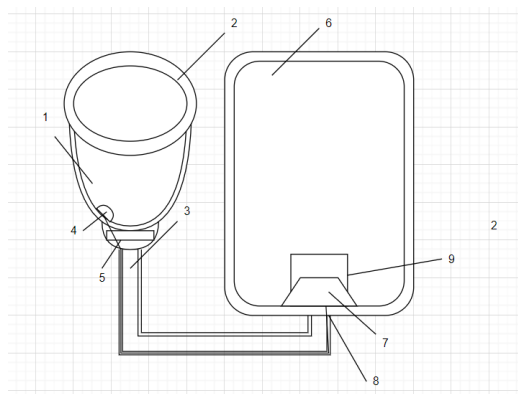


Рисунок №26. "Электронная менструальная чаша. Схема. Вид сбоку в разрезе."

Описание алгоритмов работы аппарата. Случай I: без датчика, с таймером

Данный случай является наиболее тривиальным и не требует какого-либо особенного алгоритма, потому что в нём используется только технология отсчёта времени. Величина объёма менструальных выделений каждой женщины отличается (ссылка). Соответственно, различается и максимальное возможное время ношения менструальной чаши женщиной (во избежание переполнения). Вместе с тем, наибольшее время непрерывного использования менструальной чаши при условии, что риск развития заболеваний или интоксикации минимален, Тнбв составляет (). Обычно переполнения не возникает, потому что средний объём чаши рассчитан с запасом на женщин со среднестатистической интенсивностью менструальных выделений. Так как Тнбв << Тип, Тнбв является временем, которое и отсчитывает секундомер в данном варианте работы аппарата.

Работа устройства начинается с его установки во влагалище женщины стандартным медицинским способом. По окончании установки включается менструальная чаша, в которой запускается таймер на индивидуально рассчитанное под конкретную женщину время. Когда время истекает, устройство оповещает женщину об этом и начинает процесс очистки. Клапан-крышка, спрятанный до этого в боковой части чаши, закрывается. Открывается заслон, ведущий к очищающим трубкам.

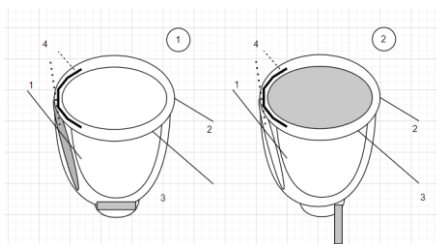


Рисунок №27. "Закрытие заслонки из бокового надреза и открытие клапана, ведущего к трубкам. (1)- состояние до закрытия клапана и открытия крышки, (2)- состояние после."

Включается вакуумный механизм, и менструальная жидкость по шлангу №1 удаляется в специальный пакет для отходов.

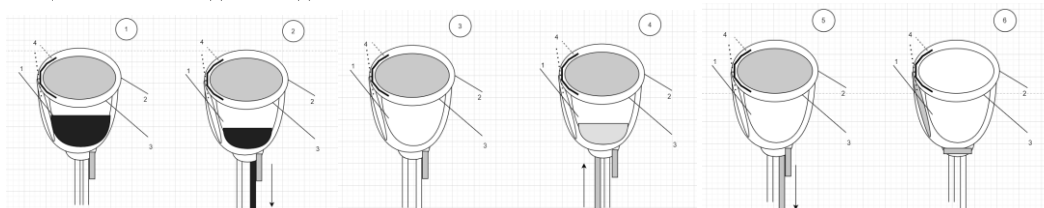


Рисунок №7. "Удаление менструальной жидкости по шлангу номер 1 в пакет для отходов. (1)- состояние до начала работы шланга и удаления, (2)- состояние после." Рисунок №8. "Очистка менструальной чаши жидкостью. (3)- состояние чаши после удаления менструальной жидкости, но до очистки, (4)- состояние после очистки." Рисунок №9. "Удаление моющей жидкости по шлангу номер

1. Открытие заслонки из бокового надреза и закрытие клапана, ведущего к трубам. (5)- состояние до, (6)- состояние после."

По шлангу №2 происходит подача теплой воды или антисептической жидкости под напором. Повторяется очищение с помощью шланга №1 и закрывается клапан, защищающий от трубок. Крышка чаши убирается в боковой надрез в стенке. Происходит перезапуск секундомера и процесс повторяется.

Описание алгоритмов работы аппарата. Случай II: датчик жидкости

Согласно исследованию (исследование), менструальная жидкость в невесомости будет распространяться по внутренней поверхности чаши равномерно. Поэтому предлагается в любой не краевой (без соприкосновения со стенками влагалища) части чаши установить датчик жидкости и по нему определять степень заполнения и, соответственно, необходимость очистки менструальной чаши. «Датчик» будет представлять из себя вытянутую конструкцию, состоящую из соединенных вертикально нескольких датчиков. Такое решение позволяет отслеживать степень заполнения чаши, фиксируя наивысший на данный момент времени датчик, передающий сигнал о достижении его жидкости.

Работа устройства точно так же, как в первом случае, начинается с установки менструальной чаши во влагалище женщины стандартным медицинским способом. После завершения установки происходит включение устройства, в частности, датчиков жидкости. Они фиксируют накопление жидкости менструальной жидкости до тех пор, пока о наличии жидкости не сообщит наивысший датчик. Это сигнализирует о необходимости очистки чаши, которая запускается автоматически. Тогда происходит закрытие чаши крышкой-клапаном, спрятанной до текущего момента в боковом надрезе чаши. Открывается заслонка, ведущая к очищающим трубкам (они вместе с проводами от датчиков находятся в продолжении "хвостика" Менструальной чаши, ведущего к пакету с водой, пакету для отходов и процессору для датчиков). Вакуумный механизм удаляет менструальную жидкость по шлангу 1 в специальный пакет для отходов Тёплой водой (или антисептической жидкостью), поданной по шлангу 2 из пакета с водой, происходит очистка менструальной чаши, после чего оставшаяся жидкость переносится в пакет для отходов с помощью шланга 1. Происходит закрытие заслона, защищающего от трубок, и уборка крышки-клапана в отведённый под неё надрез в боковой части чаши.

Также возможна реализация, при которой на силиконовом стержне высоты  $h$  расположен всего лишь один датчик. Остальной принцип работы устроен так же. Таким образом, очистка будет происходить своевременно, как следствие, не будет переполнения чаши и повышения риска заболеваний. Однако при такой вариации устройства отсутствует возможность отслеживания степени заполнения чаши. Но такой недостаток компенсируется более низкой стоимостью чаши, формирующейся за счёт отсутствия надобности в трате средств на дополнительные датчики.

Описание алгоритмов работы аппарата. Случай III: датчик цвета

В третьем случае для повышения эффективности чаша строго должна быть выполнена из материала белого цвета. Внутри чаши на силиконовом стержне высоты  $h$  устанавливается светодиод. На противоположной стержню стороне крепится камера-"глазок" (Датчик цвета), ориентированный на распознавание тёмно-бордового цвета. Процесс очистки запускается при обнаружении датчиком данного цвета. Пока количество менструальной жидкости, накопленной в чаше, недостаточно для очистки, её цвет, наложенный на светлый силиконовый материал стенки, будет недостаточно яркий для реакции датчика. Если же реакция происходит, то происходит очистка, аналогичная описанной в пункте 2.

Так как строение влагалища каждой отдельной женщины является уникальной, требуется и уникальная разработка электронной менструальной чаши для каждой из космонавток. Это является преимуществом, так как большинство устройств космического жизнеобеспечения разрабатываются индивидуально под каждого участника миссии, что обеспечивает их точность и надёжность по сравнению с одинаково разработанными приборами. По мнению автора статьи, основное внимание следует уделить подбору силиконовой составляющей менструальной чаши, исходя из формы влагалища космонавтки и среднего объема менструальных выделений. Предлагается замерять средний объем на основе обыкновенной менструальной чаши, подобранной по базовым медицинским представлениям, в течение одного срока ношения менструальной чаши на протяжении всего менструального цикла в течение года (или хотя бы полугода).

Ниже представлена программная реализация работы алгоритма для случая №1 на языке программирования Python с использованием библиотек Time, Serial, Pyfirmata на базе компьютера RaspberryPi:

```
import time
import serial
import pyfirmata

long_stopwatch = 0 # long_stopwatch - (длинный_секундомер) - это секундомер, который
                    # реализуется через time.sleep, нужен, чтобы засекал допустимое время
                    # наполнения чаши до проверки
current_stopwatch = 0 # current_stopwatch - (текущий_секундомер), эта переменная нужна,
                    # чтобы изменить работу long_stopwatch, в случае, если проверка покажет,
                    # что очищать чашу пока не от чего, *зададим список датчиков
detector_list = []
print("Хотите начать работу аппарата? Введите 1, если хотите начать работу программы, и 0,
если не хотите")
answer = int(input())
```

```

if answer == 1: #включить порт
    board = pyfirmata.Arduino("Ваш Порт Здесь")
    print("Соединение Успешно Установлено") #начать работу чаши
    long_stopwatch = timing(long_stopwatch)
    # то, что время закончилось, означает, что пора проверить, нужно ли чистить чашу
(устраиваем проверку)
    Liquid_Sensor_Answer = checking()
    if Liquid_Sensor_Answer != 0 :
        #если проверка показала, что нужно чистить, то
        cleaning()
        return 0
    else :
        #если проверка показала, что чистить еще нечего
        long_stopwatch = current_stopwatch
        long_stopwatch = timing(long_stopwatch)
        return 0
#если ответ 0 (нет), то завершаем работу программы
elif answer == 0:
    return 0 # в интерфейсе программы 1- это будет да, 0- нет, но если каким-то
образом пользователь нажимает не туда, то просим ввести данные корректно
else:
    return "Введите 1, если хотите начать работу программы, и 0, если не хотите"
def cleaning():
    #закреть крышку
    cover.digital[13].write(1)
    time.sleep(30)
    cover.digital[13].write(0)
    time.sleep(1)
    # высосать жидкость
    bloody_liquid_out.digital[13].write(1)
    time.sleep(60)
    bloody_liquid_out.digital[13].write(0)
    time.sleep(1)
    # дезинфекция
    disinfection.digital[13].write(1)
    time.sleep(180)
    disinfection.digital[13].write(0)
    time.sleep(1)
    # высосать дезинфицирующую жидкость
    disinfection_liquid_out.digital[13].write(1)
    time.sleep(60)
    disinfection_liquid_out.digital[13].write(0)
    time.sleep(1) # запустить длинный секундомер заново
    long_stopwatch = 0 #закончить работу функции очистки
    return 0
def checking():
    it = pyfirmata.util.Iterator(board)
    it.start()
    board.digital[10].mode = pyfirmata.input
    while True:
        sw = board.digital[10].read()
        if sw is True:
            board.digital[13].write(1)
        else:
            board.digital[13].write(0)
        time.sleep(0.1)
        pin1 = board.get_pin('d:3:p')
        return pin1
def timing(timer):
    while timer < 10800: # Засекаю время того, сколько чаша может заполняться, обычно это
около 4 часов, взяла 3 с запасом, это 10800 секунд
        time.sleep(1)
        timer += 1
    return timer

```

Для примера реализации был выбран компьютер RaspberryPi в силу его достоинств перед аналогами. Маленький размер компьютера (сравним с размером USB-флешки) позволяет не нарушить мобильность устройства. Данный компьютер за 11 лет своего существования успел зарекомендовать себя в работе с датчиками. Это возможно благодаря наличию у него так необходимых для принятия сигнала от датчиков портов GPIO. Стандартный модуль оперативной памяти в нем 256 Мб, что

является достаточным для реализации и эффективной работы всех трех алгоритмов для различных случаев. Компьютер RaspberryPi поддерживает Bluetooth и Wi-fi, что позволяет передать данные о протекании менструации с электронной чаши на иной носитель при необходимости.

В результате проведенного исследования были получены концепция устройства, чертежи, демонстрирующие общий принцип его работы, а также код программы, которая потенциально может обеспечивать его работу. Все поставленные задачи достигнуты. Для выявления преимуществ полученного устройства перед аналогичными гинекологическими средствами был проведен сравнительный анализ. Электронная менструальная чаша ввиду того, что сделана из силиконовой менструальной чаши, несет меньший риск развития заболеваний, чем тампоны, и является более безопасным средством, чем средства гормонального прерывания менструации, влияние которых на момент написания статьи не было исследовано в достаточной мере. Также при увеличении длительности космических миссий ученые прогнозируют, что такие средства могут приводить к утончению костей космонавтов, что в условиях невесомости, усиливающей потерю костной массы, является недопустимым.

Также следует отметить, что средний вес электронной менструальной чаши меньше среднего веса тампонов, рассчитанных на одну космонавтку. Например, при среднем весе одного тампона в 6-9 грамм и менструации у выбранной космонавтки, протекающих обыкновенным образом, полет длительностью в три года потребует:  $O_v = K_T \times K_d \times K_m \times V_T = 6 \times 5 \times 36 \times (6 - 9 \text{ гр}) = (6480 - 9720 \text{ гр})$ , где

- $O_v$  – Общий вес всех тампонов
- $K_T = \frac{C_d}{C_T} = \frac{24}{4} = 6$  - Количество тампонов, затрачиваемых за один день, где
- $C_T$  – максимальное число часов, в течение которых можно использовать один тампон
- $C_d$  – число часов в одном дне
- $K_d$  – количество дней, в которые проходит менструация
- $K_m = 3 \times 12 = 36$  – количество месяцев, в которые происходит менструация
- $V_T$  – средний вес одного тампона

Таким образом, переход к использованию электронного устройства может сохранить значительный объем топлива, который в противном случае был бы затрачен на перевоз разницы в весе между тампонами и менструальной чашей. Может возникнуть ситуация, в которой фармацевтические средства весят меньше, чем данное электронное устройство (например, если ежедневно принимать по одной таблетке, то миссия длительностью в три года потребует 1100 таблеток). К ней применимы те же рассуждения, что и к средствам гигиены в предыдущем абзаце. Однако вместе с тем, при увеличении длительности полета, будет расти и выгода от неизменяющегося веса устройства в сравнении увеличивающейся величиной медикаментов. Также в устройстве реализована возможность внутривлагалищной очистки, упрощающей процесс ношения для космонавтов. Также электронная менструальная чаша предпочтительнее в использовании, чем тампоны, ввиду большей ее длительности удержания менструальной жидкости: для тампонов от 4 до 6 часов, когда для менструальной чаши от 8 до 12 часов. Удобство устройство обусловлено индивидуальностью его разработки. Из преимуществ можно отметить и многократное ее использование, что становится все более важным при увеличении длительности полета.

Таким образом, можно наблюдать, что электронное гигиеническое устройство не только не уступает остальным средствам гигиены, но и превосходит их по некоторым параметрам. Представленные в статье результаты позволили предложить высокоэффективную альтернативу средствам менструальной гигиены, используемым в современной космонавтике. Эффективность описанного устройства продемонстрирована в сравнительной таблице. Результаты представлены в виде совокупности чертежей устройства, кода программы, обеспечивающего работу устройства, и описание опытного образца, разработка которого предполагается в последующих работах.

По сравнению с известными менструальными средствами гигиены, новое техническое решение позволяет повысить качество условий пребывания космонавтов в космическом пространстве. Это происходит благодаря тому, что новое устройство не требует механической утилизации менструальной жидкости, а в некоторых вариациях позволяет производить автоматическую дезинфекцию менструальной чаши без извлечения из влагалища.

#### Библиографический список

1. Горпенко А. А., Применение менструальной чаши в качестве средства личной гигиены современной женщины, Журнал «Проблемы современной науки и образования», Оренбург, 2017
2. «История космического туалета», URL: <https://habr.com/ru/post/377261/> (Дата обращения: 14.08.2022 )
3. «Periods in Space Are Not That Different, Though a Bit More Complicated», URL: <https://www.nytimes.com/2016/04/22/science/periods-in-space-are-not-that-different-though-a-bit-more-complicated.html> (Дата обращения: 18.11.2022)
4. «Menstrual Cups are Becoming More Popular and Here is Why», URL: <https://www.caryobgyn.com/menstrual-cups-are-becoming-more-popular-and-here-is-why/> (Дата обращения: 10.01.2023 )
5. “Popularity and usage of menstrual cups have increased after the pandemic: Experts” URL: <https://www.financialexpress.com/healthcare/news-healthcare/popularity-and-usage-of-menstrual-cups-have-increased-after-the-pandemic-experts/2606443/> (Дата обращения: 15.01.2023)

УДК 621.91.01

## ВЛИЯНИЕ ИЗНОСА ТРЕХЗУБОЙ ТВЕРДОСПЛАВНОЙ КОНЦЕВОЙ ФРЕЗЫ НА ШЕРОХОВАТОСТЬ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ ОБРАБОТКЕ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СПЛАВА Д16Т

*Брус Д.Р., Кочнев А.А., Александров А.С.*

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

В современном машиностроении особое внимание уделяется качеству поверхности обработанного изделия. Качество поверхности зависит от многих факторов, одним из них является износ режущего инструмента.

К причинам износа концевых фрез относятся следующие факторы: плохое удаление стружки из зоны резания, высокая температура в зоне резания, обработка на несоответствующих режимах резания, взаимодействие с агрессивными средами, вибрация системы. Данные факторы могут привести к быстрому износу инструмента и соответственно к их поломкам.

В статье приведены результаты исследований, которые рассматривают зависимость изменения шероховатости от износа режущих поверхностей концевых фрез при обработке алюминия Д16Т на вертикально-фрезерном станке Haas VF-2DHE.

Д16Т – один из самых востребованных дюралюминиевых сплавов в судостроительной, авиационной и космической промышленности. Главное его преимущество заключается в том, что получаемый из него металлопрокат обладает:

- стабильной структурой;
- высокими прочностными характеристиками;
- в 3 раза более легким весом, чем стальные изделия;
- повышенным сопротивлением микроскопической деформации в процессе эксплуатации;
- хорошей механической обрабатываемостью на токарных и фрезерных станках, уступая лишь некоторым другим алюминиевым сплавам.

В качестве инструмента применялась трехзубая фреза Ø12мм марки ZGT и покрытием титан алюминий нитрид (рис.1). Данная фреза имеет маркировку 50 HRC, что говорит о том, что она может обрабатывать различные цветные сплавы с твердостью до 50 единиц по Роквеллу.

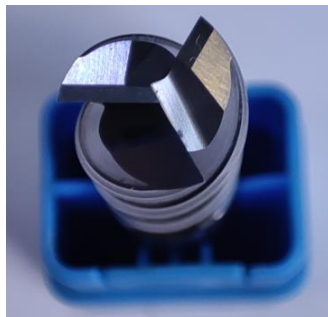


Рис.1 Концевая фреза ZGT Ø12мм HRC 50

В ходе исследования производилось изготовление партии корпусных деталей с множеством прямоугольных карманов разного типоразмера и глубины (рис.2).

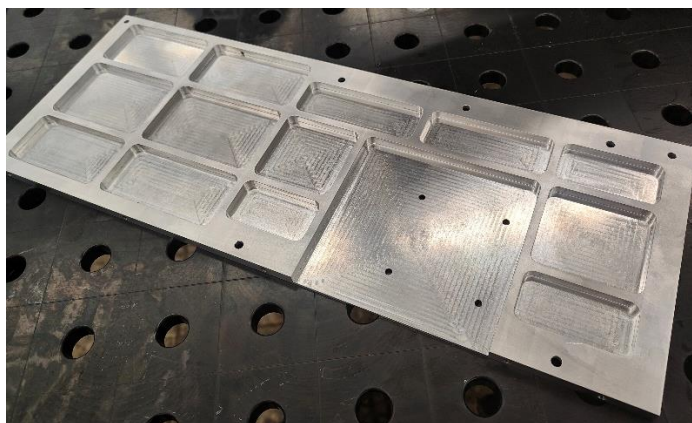


Рис. 28 Обработанное изделие

Для данной фрезы при обработке карманов применялись следующие режимы резания:

- S (частота вращения шпинделя) 4000 об/мин;
- f (подача) 320 мм/мин;
- ae (ширина резания) 5мм;
- ap (глубина резания) 5мм.

Обработка карманов производилась на попутной подаче. Для закрытых карманов производилось врезание по спирали. В качестве СОЖ применялась «СУПРОТЕК Био» в виде 6% эмульсии.

Визуальный мониторинг износа и контроль шероховатости обработанной поверхности производился каждые 120 минут обработки.

Визуальное представление износа было получено с помощью видеомикроскопа StarLite 150 (OGP) при 24-х кратном и 60-ти кратном увеличении.

Износ инструмента после 120 минут обработки представлен на рисунке 3. Износ фрезы происходил равномерно по всем режущим зубьям. На рисунке 3(а) представлена передняя поверхность одного из зубьев фрезы. На рисунке 3(б) продемонстрирован изношенный участок задней поверхности. На рисунке 3(в) можно наблюдать износ ленточки. При 60-ти кратном увеличении лучше визуализируется износ по передней и задней поверхности инструмента, наблюдаются небольшие сколы на режущей кромке зуба (рис.4). В итоге визуального контроля можно сделать вывод о том, что износ после обработки носит легкий характер.

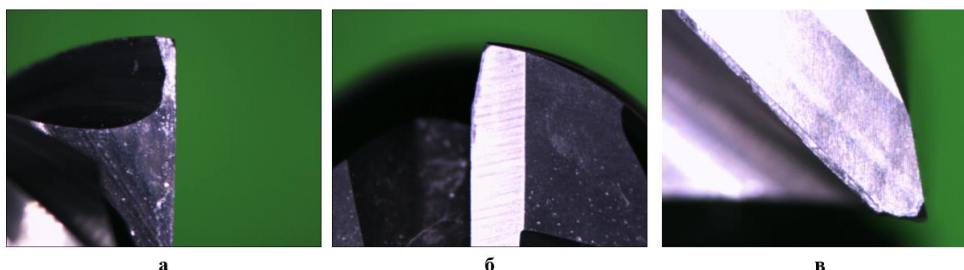


Рис.3 Износ фрезы после обработки, длительностью 120 минут (увеличение 24х): а – передняя поверхность; б – задняя поверхность; в – ленточка.

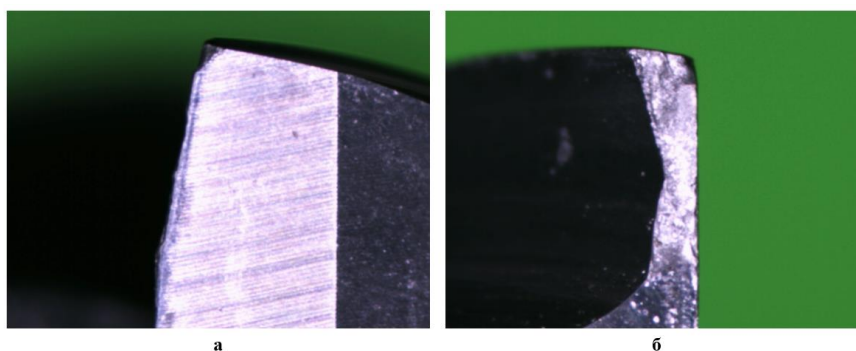


Рис.4 Износ по задней поверхности (а) и передней поверхности (б) после обработки длительностью 120 минут (60-ти кратное увеличение).

Далее приведена визуальная оценка износа инструмента после времени обработки в 240 минут. На рисунке 5(а) представлена передняя поверхность одного из зубьев фрезы. На рисунке 5(б) продемонстрирован изношенный участок задней поверхности. На рисунке 5(в) можно наблюдать износ ленточки. Можно сделать вывод о том, что износ после обработки носит более выраженный характер и уже гораздо лучше видны отклонения от изначальных углов заточки. Кроме того, сколы на режущей кромке имеют более выраженный характер (рис.6).

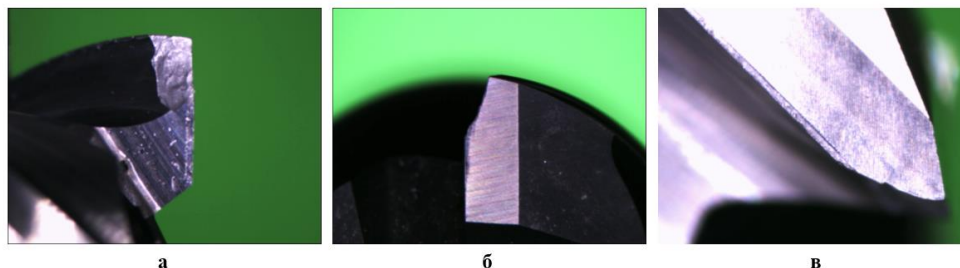


Рис.5 Износ фрезы после обработки, длительностью 240 минут (увеличение 24х): а – передняя поверхность; б – задняя поверхность; в – ленточка.

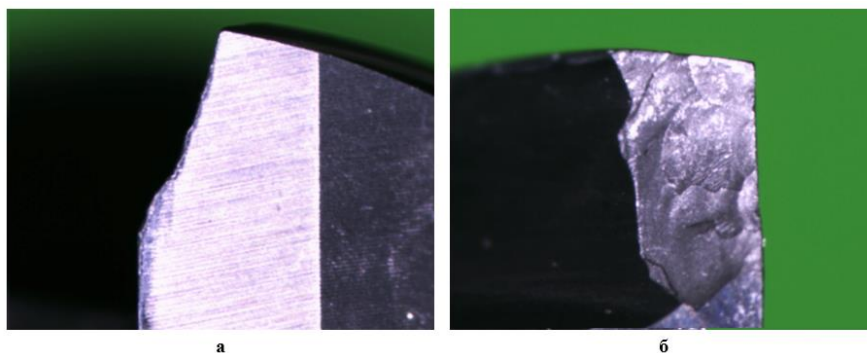


Рис.6 Износ по задней поверхности (а) и передней поверхности (б) после обработки длительностью 240 минут (60-ти кратное увеличение).

Последствия износа инструмента после времени обработки 360 минут представлены на рисунке 7. На рисунке 7(а) представлена передняя поверхность одного из зубьев фрезы. На рисунке 7(б) продемонстрирован изношенный участок задней поверхности. На рисунке 7(в) можно наблюдать износ ленточки. Можно сделать вывод о том, что износ после обработки стал еще более существенным (рис.8). Можно наблюдать следы выкрашивания, а также прогрессирующий износ по задней поверхности.

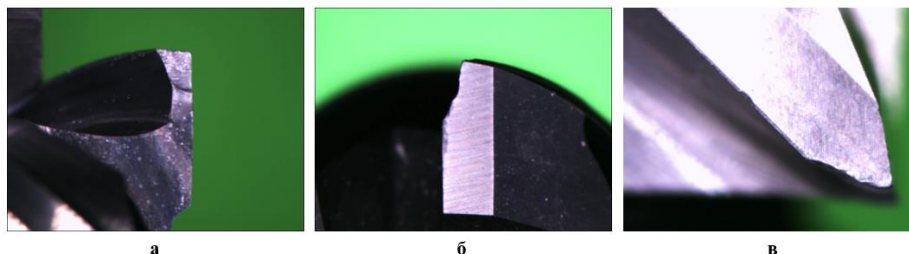


Рис.7 Износ фрезы после обработки, длительностью 360 минут (увеличение 24х): а – передняя поверхность; б – задняя поверхность; в – ленточка.

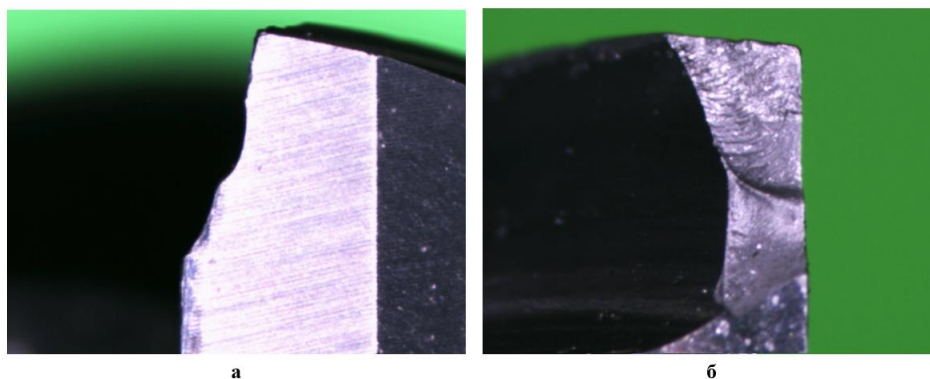


Рис.8 Износ по задней поверхности (а) и передней поверхности (б) после обработки длительностью 360 минут (60-ти кратное увеличение).

Для расчетов площадей изношенных поверхностей был использован измерительно-вычислительный комплекс (ИВК) на базе оптического микроскопа МБС-10 с телевизионной приставкой – цифровая USB видеокамера Altami USB 3150R6 1/2CMOS. Были выполнены следующие настройки для получения микрофотографий: окуляр х8, положение линзы 1. При данных настройках цена деления измерительной шкалы равна 0.1 мм.

На рисунке 9(а) представлено изображение режущего зуба фрезы, отображающее износ по передней поверхности после обработки 120 минут. На рисунке 4(б) продемонстрирован участок износа и рассчитано численное значение его площади. Площадь изношенной поверхности численно равняется 1,43905 мм<sup>2</sup>.

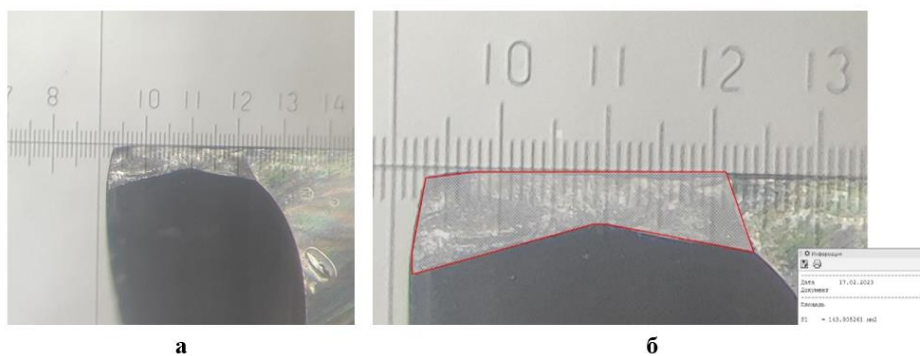


Рис.9 Передняя поверхность режущего зуба фрезы после времени обработки 120 минут: а – общий вид; б – контур износа

На рисунке 10(а) представлено изображение режущего зуба фрезы, отображающее износ по передней поверхности после обработки 240 минут. На рисунке 10(б) продемонстрирован участок износа и рассчитано численное значение его площади. Площадь изношенной поверхности численно равняется 2,68833 мм<sup>2</sup>.

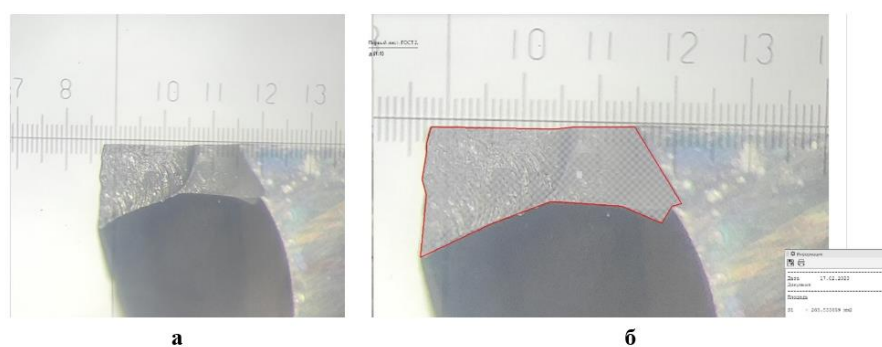


Рис.10 Передняя поверхность режущего зуба фрезы после времени обработки 240 минут: а – общий вид; б – контур износа

На рисунке 11(а) представлено изображение режущего зуба фрезы, отображающее износ по передней поверхности после обработки 3-й партии деталей. На рисунке 11(б) продемонстрирован участок износа и рассчитано численное значение его площади. Площадь изношенной поверхности численно равняется 3,62718 мм<sup>2</sup>.

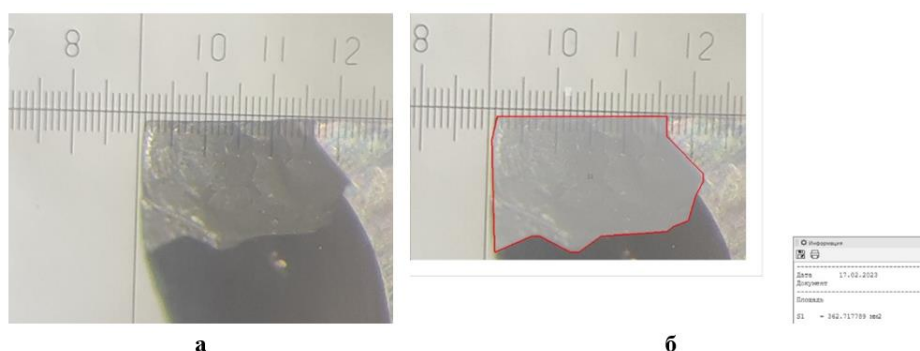


Рис.11 Передняя поверхность режущего зуба фрезы после времени обработки 360 минут: а – общий вид; б – контур износа

В результате визуального мониторинга можно сделать вывод, что износ инструмента при выбранных режимах обработки имеет равномерный характер. При этом стоит отметить тот факт, что данный режущий инструмент является трехзаходным, а износ равномерным на всех режущих кромках.

Одновременно с визуальным контролем осуществлялся контроль шероховатости обработанной поверхности. Параметр шероховатости Ra измерялся с помощью профилометра-профилографа TR-200. Измерения производились на базовой длине, составляющей 3мм. При калибровке профилометра использовался эталон с шероховатостью Ra=1,67.

Для измерения были выбраны поверхности стенок и пола обработанных карманов. Проводилось по три измерения каждой поверхности всех обработанных карманов, далее производился расчет



среднеарифметического значения по каждой поверхности. Результаты измерений представлены в таблице 1.

Таблица 1

Результаты измерений параметров шероховатости обработанных карманов

Наименование поверхностей карманов	Время, t (мин)	Ra (мкм)
Пол	120	0,117
Стенки		0,115
Пол	240	0,223
Стенки		0,315
Пол	360	0,280
Стенки		0,344

Полученные значения параметра шероховатости Ra вполне ожидаемы. После 120 минут работы параметр Ra имеет практически одинаковое значение для обработанных поверхностей. В дальнейшем наблюдается неравномерный износ фрезы по передней и задней поверхности, а также по основной рабочей части.

В результате проведенного визуального анализа износа режущего инструмента и контроля шероховатости обработанных поверхностей можно сделать вывод, что при выбранных режимах резания инструмент работает достаточно эффективно без критического ухудшения качества обработанных поверхностей. Мониторинг износа показывает, что при выявленных сколах и выкрашивании режущей кромки инструмент продолжает осуществлять обработку без существенного ухудшения шероховатости по Ra.

#### Библиографический список:

1. Исследование обрабатываемости резанием линейного полиамида и анализ дефектов после обработки / Е. А. Антипина, А. С. Александров, Д. В. Дулов, М. А. Метелев // Молодежь. Техника. Космос : труды четырнадцатой общероссийской молодежной научно-технической конференции : в 4 т., Санкт-Петербург, 23–27 мая 2022 года / Балтийский государственный технический университет «Военмех»; Российская академия ракетных и артиллерийских наук (РАРАН); Российская академия космонавтики им. К. Э. Циолковского (РАКЦ), Санкт-Петербургское отделение. – Санкт-Петербург: Балтийский государственный технический университет "Военмех", 2022. – С. 31-35.
2. Концепция и результаты разработки арсенала технологических процессов упрочнения инструментальных материалов для заданных условий эксплуатации металлорежущего инструмента / Б. Я. Мокрицкий, В. А. Ким, Я. В. Конюхова, Е. В. Самар // Металлообработка. – 2017. – № 4(100). – С. 12-22.
3. Обрабатываемость металлов резанием / Д. В. Васильков, А. С. Александров, В. В. Голикова // Системный анализ и аналитика. – 2019. – № 1(9). – С. 93-100.
4. Определение оптимальных геометрических параметров концевой твердосплавной фрезы для обработки материала Д16Т / И. К. Устинов, А. М. Зуев, А. В. Мерзлов [и др.] // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2022. – № 8. – С. 266-275. – DOI 10.24412/2071-6168-2022-8-266-276.
5. Параметрические и непараметрические характеристики шероховатости поверхности / Д. Д. В. В. Васильков, А. С. Александров, В. В. Голикова // Системный анализ и аналитика. – 2018. – № 2(7). – С. 4-12.

УДК 62-238.9

#### ТИПЫ КРЕПЛЕНИЯ КРЫЛА К КОРПУСУ РАКЕТЫ

*Левинуова А.А., Сахаватов Ш.И.*

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

На сегодняшний день большую актуальность имеет вопрос повышения оборонной способности Российской Федерации. Одним из стратегически важных направлений является использование высокоточного оружия [1]. Проанализировав опыт военных конфликтов, произошедших за последние 10 лет, можно прийти к выводу, что крылатые ракеты являются лучшим видом высокоточного оружия по причине боевых возможностей [2].

Особенностями, влияющими на эксплуатацию крылатых ракет, являются высокие силовые и динамические нагрузки, а также большие перепады температур. Таким образом, одним из важнейших требований при конструировании ракеты является надежное крепление крыла к корпусу ракеты.

Целью данной работы является проведение сравнительного анализа способов крепления крыла ракеты к корпусу.

За обеспечение прочности корпуса ракеты отвечают стыковые узлы, их задачей является обеспечение взаимного расположения крыльев на корпусе ракеты, которое, в свою очередь, обеспечивает выполнение аэродинамических требований, которые предъявляются к ракете.

Ключевым фактором для всей конструкции ракеты в целом является место расположения установок крыльев на корпусе ракеты. Существуют разные аэродинамические схемы размещения крыльев на корпусе ракеты, однако узлы крепления крыльев всегда должны располагаться на силовом шпангоуте отсека топлива или корпуса ракетного двигателя.

С точки зрения конструкции, существует два способа стыка крыльев с корпусом ракеты:

- контурный;
- точечный.

Кратко рассмотрим основные способы крепления консолей крыла к ракетному корпусу.

Выбор способа крепления напрямую зависит от жесткости корпуса и силовой схемы крыла.

Для моноблочного крыла может быть применен, как контурный, так и точечный способ крепления. Применение контурного способа крепления целесообразно только при необходимой жесткости корпуса, а применение точечного способа крепления – при использовании в конструкции корпуса ракеты усиленных шпангоутов.

На рисунке 1 приведен пример ушкового соединения крыла, выполненного точечным способом крепления.

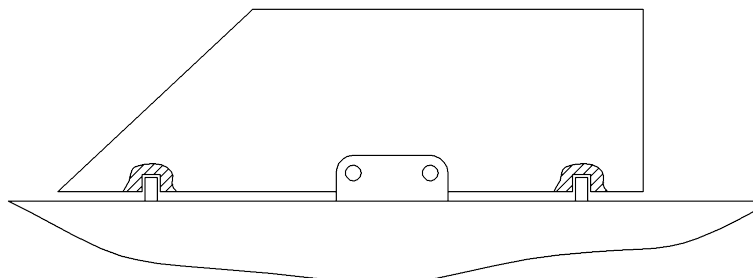


Рисунок 29 - Ушковое соединение крыла с корпусом (точечный тип крепления)

Ушковое соединение крыла с корпусом может быть выполнено в двух вариантах:

- с наружными проушинами на крыле;
- с наружными проушинами на корпусе.

На рисунке 1 представлено крыло малого удлинения, которое имеет один стыковочный узел. Для такого вида крыла необходимы дополнительные крепежи в двух местах: передней и хвостовой части бортового сечения, данные крепления будут сокращать отгиб этих частей. Крепежи выполняются в виде направляющих штырей, которые монтируются непосредственно в посадочные отверстия отсека. Узел крепления, который охватывает плоскость крыла приваривается к корпусу отсека при помощи сварки, а положение узла крепления в процессе сварки управляется посредством специального приспособления относительно дополнительных точек крепления крыла к корпусу.

На рисунке 2 представлен контурный тип крепления крыла.

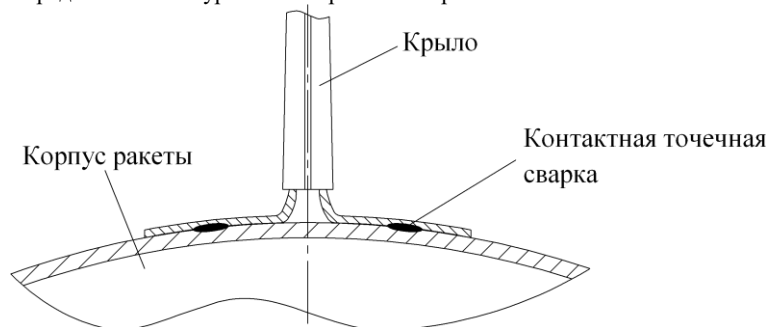


Рисунок 30 - Контурный тип крепления крыла

Соединение крыла и корпуса отсека на рисунке 2 выполнено контактной точечной сваркой, так как крылья и корпус отсека изготовлены из однородных материалов. Если используется контурный способ крепления крыла к корпусу, то проушины привариваются к корпусу отсека в специальном приспособлении, который дает возможность обеспечить необходимую точность координации расположения крыльев относительно друг друга и корпуса отсека. Для этого, на максимальной длине корневой части крыла ракеты привариваются к силовому набору корпуса уголкового профиля.

Фланцевое соединение может быть выполнено, как контурным, так и точечным способом стыков.

На рисунке 3 представлено фланцевое соединение с точечным способом стыков.

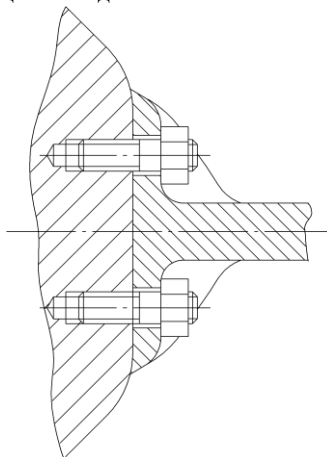


Рисунок 31 - Фланцевое соединение (точечный тип стыков)

Для типа стыковки, представленном на рисунке 3 в шпангоуте корпуса отсека устанавливаются две шпильки:

- первая шпилька выполняется по классной посадке и работает на срез, передавая на корпус перерезывающую силу;
- выполняется с гарантированным зазором, который обеспечивает взаимозаменяемость стыка.

Фланцевое соединение с контурным типом выполняется с помощью угловых профилей, которые закрепляются на корпусе при помощи шпилек совместно с гайками и винтами. Отверстия под шпильки получаются на координатных станках с ЧПУ. Данный способ дает возможность обеспечить высокую точность и надежность исполнения, а также надежность и точность установки крыла на корпусе изделия.

Ушковое соединение крыла с корпусом отсека может быть выполнено в двух вариантах:

- с наружными проушинами на крыле;
- с наружными проушинами на корпусе.

На рисунке 4 представлено ушковое соединение крыла с корпусом моноблочной схемы с наружной корпусной проушиной.

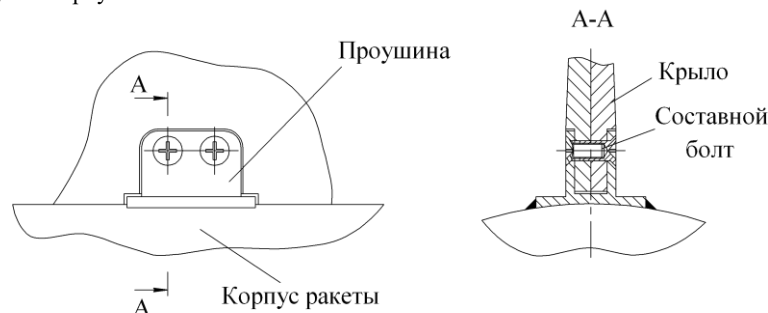


Рисунок 32 - Ушковое соединение крыла с корпусом моноблочной схемы с наружной корпусной проушиной

При моноблочной схеме с наружной корпусной проушиной количество проушин, а также их геометрические параметры напрямую зависят от конструкции крыла, а также от условий нагрузки. Прουшины привариваются к корпусу отсека, а их координация относительно друг друга и корпуса изделия осуществляется специальным приспособлением.

На рисунке 5 представлено ушковое соединение крыла с корпусом моноблочной схемы с наружными проушинами на крыле.

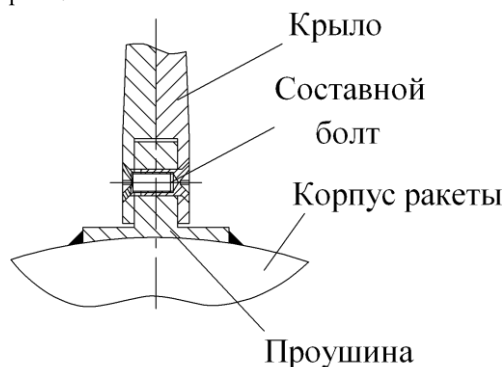


Рисунок 33 - Ушковое соединение крыла с корпусом моноблочной схемы с наружными проушинами на крыле

Прουшины изготавливаются из-за однотипного с материалом корпуса, это необходимо с целью обеспечения качественной сварки. Пазы в проушинах, а также сопрягаемые с ним поверхности крыла обрабатывают по девятому качеству точности. Заготовки для проушин изготавливаются путем горячей штамповки с последующей механической обработкой всех поверхностей.

На рисунке 6 представлено узловое соединение типа ухо-вилка.

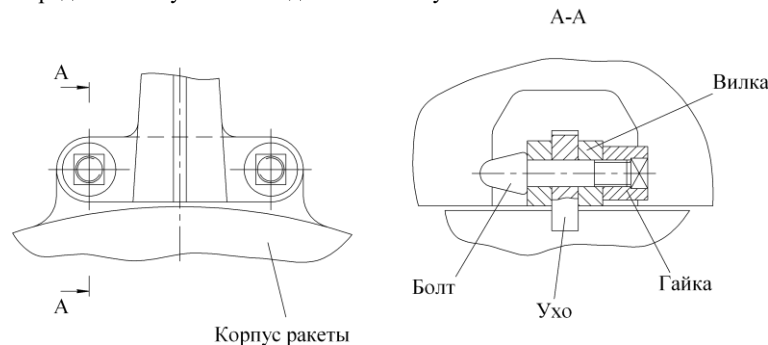


Рисунок 34 - Узловое соединение типа ухо-вилка

Узловое соединение типа ухо-вилка, представленное на рисунке 6, используется для лонжеронных крыльев больших размеров со значительной строительной высотой профиля.

Узловое соединение выполняется в следующих вариантах:

- с осями болтов перпендикулярными хорде;
- с осями болтов параллельными хорде (является наиболее предпочтительным).

Вариант узлового соединения с осями болтов параллельными хорде является целесообразным для ракет значительных калибров.

Ухо изготавливается из материала, который является однотипным материалу корпуса отсека. Ухо приваривается к корпусу сваркой в специальном приспособлении. Данное приспособление обеспечивает взаимозаменяемость по местам стыка крыла с корпусом изделия. Крыло крепится в двух точках специальными болтами, причем один из болтов устанавливается по скользящей посадке.

На рисунке 7 представлено быстроразъемное соединение. Такой вид соединения позволяет сократить временные затраты на стыковку и расстыковку крыльев с корпусом ракеты в условиях наземной эксплуатации.

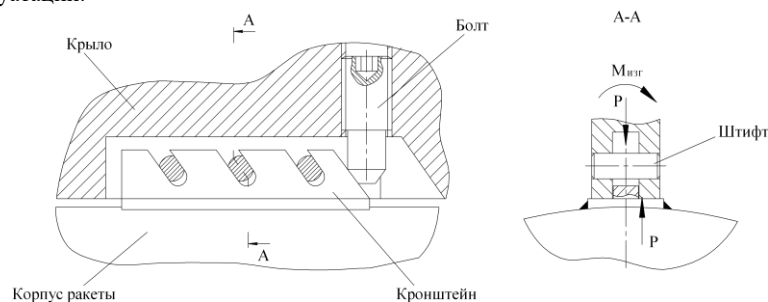


Рисунок 35 - Быстроразъемное соединение

Для исполнения быстроразъемного соединения на крыльевом отсеке корпуса приваривается специальный кронштейн с несколькими наклонными пазами под углом  $45^\circ$  к оси ракеты.

В основании крыла устанавливаются профилированные штифты или шпильки, которые при стыковке крыла с корпусом входят в наклонные пазы кронштейнов и фиксируются при помощи болта, который располагается в хвостовой части крыла.

Исходя из всего вышеизложенного, можно сделать вывод о том, что основными типами крепления, применяющимися в различных видах крепления, являются контурное и точечное крепление. Выбор вида и типа крепления консолей напрямую зависит от материала, из которого изготовлено крыло и корпус ракеты и задач, которые выполняются узлом.

#### Библиографический список

1. Послание президента РФ Путина В.В. Федеральному собранию // Известия. 2 марта 2018. № 38 (30023).
2. Краснов А. Боевое применение крылатых ракет воздушного базирования // Зарубежное военное обозрение. 2001. № 2. С. 30-35
3. Борисова Е.М., Приячников Р.А., Руденко М.С. Разработка технологии изготовления корпуса модели ракеты. Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017, т. 1, № 13, с. 55–57.
4. Гусейнов, А.Б., Трусов, В.Н. Проектирование крылатых ракет с ТРД: Учеб. пособие / А. Б. Гусейнов, В. Н. Трусов; Московский авиационный институт (гос. техн. ун-т). - М.: МАИ - 2003. - 87с.
5. Широкоград, А. Б. Энциклопедия отечественного ракетного оружия 1817-2002. / А. Б. Широкоград. Под общ. ред. А. Е. Тараса. - М.: АСТ, Мн.: Харвес

#### УДК 629.7.03

#### ПОТЕНЦИАЛ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГИБРИДНЫХ КОНДЕНСАТОРНЫХ СТРУКТУР В ЭЛЕКТРОСАМОЛЁТАХ.

*Д. Л. Прохоров<sup>1</sup>*

<sup>1</sup>. *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) «МАИ» (НИУ)*

Химические источники тока, суперконденсаторные структуры – многие полагают, что данные термины слабо применимы к авиации. Неудивительно, ведь на высоте в несколько километров условия среды приобретают весьма суровый характер. Солнечная радиация, перепады давления и температурные сдвиги к экстремальным для электроники значениям не располагают к стабильному использованию энергии, полученной без сжигания углеводородов. Тем более, необходимые значения количества энергии на единицу веса и мощности тока для авиационных двигателей ещё несколько лет назад казались недостижимыми для среды коммерческих аккумуляторов. Однако, с приходом гибридных конденсаторных структур произошёл качественный скачок в сторону возможности применения данных устройств в качестве основной движущей силы для ЛА и другой силовой электроники.

В среднесрочной и долгосрочной перспективе возобновляемые источники энергии безапелляционно придут на смену ограниченным запасам природных ископаемых. Поэтому разработка методов использования альтернативных источников движущей силы рано или поздно станут преобладающим фактором для развития науки и техники. Текущее внимание в области электроаппаратов сосредоточено вокруг сбережения или выработки самой энергии напрямую на борту самолёта. Самыми перспективными разработками в данном секторе являются установка солнечных

батарей на крылья или создание фюзеляжа самолёта сразу являющимся источником генерации электричества. Так же стоит учесть интересные наработки касающиеся шасси и обшивки летательных аппаратов, а точнее установки специальных систем в колёсах и на корпусе самолёта для генерации энергии при посадке. Самым передовым считается внедрение высокотемпературных сверхпроводников, которые позволяют значительно увеличить мощность двигателей, однако требуют постоянного охлаждения на сотни градусов ниже нуля, что тормозит их внедрение в повседневность. Конечно, увидевшие свет идеи весьма привлекательны на рынке и благодаря им сегодня уже возможен запуск малогабаритных ЛА с литий-полимерными аккумуляторами. Однако, длительность таких полётов на данный момент не может превышать трёх часов, а пассажирский экипаж такого аппарата ограничивается числом от двух до четырёх человек.

Из-за подобных ограничений развитие экологически чистой и независимой от природных ресурсов авиации ушло слегка в обратное от своей сущности направление. Текущие модели, обсуждаемых в статье самолётов, можно разделить на три класса:

1) Самолёт с повышенной электрификацией:

Самый ранний представитель класса электросамолётов. Суть разработки заключается в использовании электричества, полученного от обычного двигателя внутреннего сгорания. То есть, тяга возникает за счёт топлива, а вместо гидравлики и механики все системы на борту, начиная от работы систем крыла до выпуска шасси, осуществляются благодаря электроснабжению от генераторов, подключённых всё к тому же классическому двигателю.

2) Гибридные самолёты:

Довольно спорное решение в авиации. Где вместо прямого осуществления тяги с помощью двигателя внутреннего сгорания, топливо сначала вырабатывает механическую энергию, а затем с помощью генераторов осуществляется создание электроэнергии, которая питает как все внутренние бортовые системы, так и электромотор винта. В конце прошлого века почти все современные летательные аппараты, начиная с малой авиации и заканчивая грузowymi самолётами, перешли на подобные технологии. Современные полётные системы от автопилота до элементарного измерения высоты осуществляются с помощью электронного бортового компьютера, который получает сигналы от антенн и других систем положения в пространстве.

3) Полностью электрические самолёты:

Самый новый и самый точно описывающий класс тип самолёта. На борту которого полностью отсутствует источники энергии, работающие на полезных ископаемых. Основой таких машин являются аккумуляторные структуры, которые в свою очередь питают как электродвигатель, так и все внутренние системы. Однако, как уже отмечалось в начале, данный тип является ещё крайне сырым. Ведь вместо привычных тысяч километров и сотен людей, подобные аппараты способны перевозить кране ограниченное количество грузов на небольшое расстояние.

Таким образом из приведённых выше текущих классов электроаппаратов становится понятным, что истинно электрическим можно назвать ещё крайне недоработанный третий вариант. Конечно, прогресс не стоит на месте, описанные выше методы использования солнечных панелей и других мыслей изобретателей кардинально увеличили потенциал использования подобных самолётов, но всё ещё недостаточно для коммерчески выгодной эксплуатации. Ведь аккумуляторы быстро изнашиваются, постоянные перепады температур пагубно влияют на срок службы, а сами характеристики по сравнению с обычным топливом не идут ни в какое сравнение. Но это совершенно не значит, что выхода нет, а самолёты навсегда останутся такими, какие они есть сейчас. За зелёной авиацией будущее, которое можно реализовывать уже сегодня. Так как преимуществ полно. Затраты на час полёта в пять раз ниже, чем при использовании обычного топлива, шум от двигателей в два раза меньше при использовании электродвигателей, что позволит строить аэропорты ближе к городам, а капитальный ремонт не потребует гигантских затрат. Да и новые технологии каждый день потихоньку захватывают мир, надо просто приглядится и использовать прорывные изобретения для ранее несовместимых по определённым причинам областей. Гибридные конденсаторные структуры, которые во всю захватывают всё более глобальные рынки в различных областях науки и техники, могут быть эффективно и главное конкурентоспособно применены в авиационном сегменте. Просто взгляните на рост рынка суперконденсаторов, являющихся основой ГКС (Рис. 1).

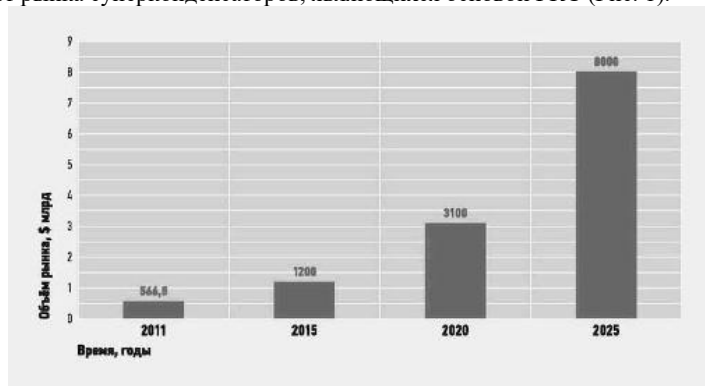


Рис. 1. Рост мирового рынка суперконденсаторов

Теперь давайте подробнее остановимся на гибридных конденсаторных структурах, ключевой задачей которых является создание нового типа источников тока, способного при небольших объёмах

и все содержат большой запас энергии и выдавать высокие выходные мощности. Данные характеристики получаются благодаря гибридности, что дословно означает скрещенность, совмещенность. То есть в данном типе конденсаторов объединяются свойства нескольких отдельных элементов [1,2].

Первой составной частью гибридных конденсаторных структур выступают химические источники тока (ХИТ). В структуре данного элемента между веществами протекают самые классические окислительно-восстановительные реакции, которые сопровождаются выделением частиц-электронов, при движении которых образуется ток. Но для использования выделяемой энергии необходимо создать условия, чтобы движение электронов через внешнюю цепь стало постоянным. Для этих целей все ХИТ имеют два электрода. Первый - анод, на котором осуществляются окислительные реакции. Второй - катод, обеспечивающий протекание восстановления вещества. Далее оба электрода помещаются на небольшое расстояние в сосуды с электролитом, соединённым соевым мостиком, где химическая энергия преобразуется в электрическую (Рис. 2).

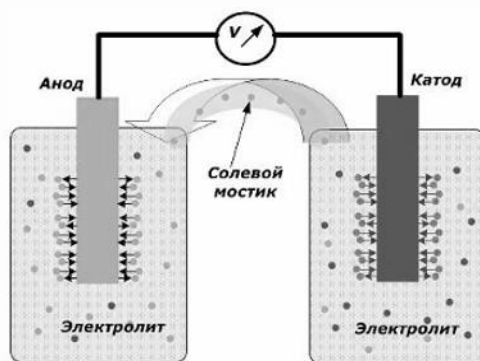


Рис. 2. Принцип преобразования химической энергии в электрическую

Когда внешняя и внутренняя цепь разомкнуты, происходят процессы переходов ионов из кристаллической решётки металла в электролит и обратно. При соединении солевым мостиком накопленные потенциалы способны создать электрический ток, протекающий от анода к катоду.

Величина получаемой электроэнергии зависит от многих факторов, например масса веществ, тип электролитов, концентрация ионов и другие. Наиболее востребованные в современном мире вещества для подобных источников тока являются:

- для анода (восстановителя) — цинк (Zn), свинец (Pb), кадмий (Cd) и некоторые др.

- для катода (окислителя) — оксид свинца (PbO<sub>2</sub>), оксид марганца (MnO<sub>2</sub>), гидроксооксид никеля (NiOOH) и др.

Вторым необходимым компонентом ГКС являются суперконденсаторы. Данные устройства представляют собой сверхёмкие конденсаторные структуры, отличительной особенностью которых является большие значения удельной мощности, почти недостижимую долговечность при небольших габаритах и плотность энергии, достигающей  $10^4$  Вт·ч/кг. На третьем рисунке представлен суперконденсатор в различных состояниях [2,3].

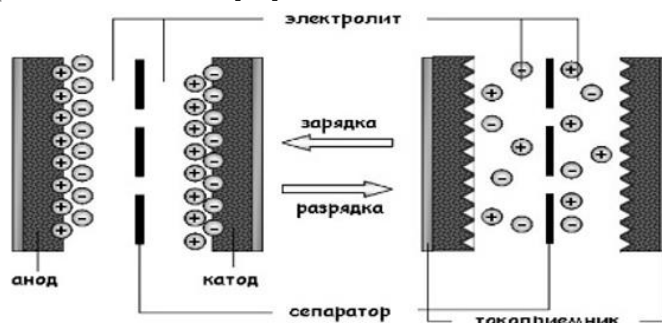


Рис. 3. Суперконденсатор в заряженном и разряженном состояниях

При наличии напряжения на границе раздела электролит/электрод формируются разнополярные области, которые именуются двойным электрическим слоем (ДЭС). На одном электроде данный слой формируется его отрицательно заряженной областью и притянутыми к ней катионами, на другом - положительно заряженной поверхностью и притянутыми к ней анионами. Оба ДЭС соединены последовательно с помощью разделителя и электролита, которые концентрируют напряжение, энергию и заряд.

Из-за того, что толщина двойного электрического слоя мала, а площадь пористых обкладок велика, запасённая энергия в разы выше, чем обычные конденсаторы аналогичных размеров. Также двойной слой в два раза увеличивает площадь поверхности электрода.

Хранение заряда в подобных структурах происходит в двойном электрическом слое, который образуется на границе фаз электрод/электролит. Из-за этого материалы должны обладать следующими свойствами: низкая электропроводность, доступность пористой структуры ионам, развитая удельная поверхность, низкая плотность, легкость в формовании и т.д. Самый перспективным материалом для создания подобных структур является углеродные материалы,

удельная поверхность которых образована сетью связанных между собой внутренних пор. Если конкретнее, то предлагается использовать в качестве анода углеродный материал, покрытый титанаталитием ( $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$ ). Среди главных достоинств литий титановых материалов следует отметить крайне низкое внутренне сопротивление, высокие токи зарядки и разрядки, сверхбыструю зарядку, долгий жизненный цикл, высокую устойчивость при работе в критических условиях и безопасность. Благодаря перечисленным параметрам, можно с уверенностью утверждать, что наноструктурированные углеродные материалы, покрытые титанаталитием в скором времени смогут стать ведущими материалами в области создания ГКС. На четвёртом рисунке представлена общая схема гибридной конденсаторной структуры [3].



Рис. 4. Схематическое изображение конструкции гибридного конденсатора

Теперь наглядно сравним ГКС и обычные аккумуляторы. На пятом рисунке изображено сравнение классических аккумуляторов с устройствами на основе суперконденсаторов в части пиковой мощности и запасаемой энергии [4].



Рис. 5. Сравнение аккумуляторов и ГКС

Видно, что на данном этапе удельная хранимая энергия аккумуляторов превосходит ГКС. Однако, данный параметр слегка искажён отражает реальное положение дел. Ведь скорость отдачи энергии напрямую влияет на параметр, который ввиду меньшей мощности даёт подобный результат. В данном случае опираться необходимо на плотность энергии, которая в ГКС уже подходит для приемлемых в коммерческом использовании значений (Рис. 6).



Рис. 6. Плотность энергии различных структур

Из этого следует, что в самом ближайшем будущем при небольшом скачке технологических решений в ГКС станет возможным создание, ничем не уступающих традиционным способам получения энергии, экологически чистых и более дешёвых в эксплуатации источников питания. Конечно, топливо испаряется по мере его использования, благодаря чему постоянно уменьшая вес

аппарата, когда как конденсаторные структуры остаются на месте, не изменяя вес всей лётной системы. Однако, без сомнений в скором времени с помощью комбинаций наноматериалов и структуры их комбинации получится добиться плотности энергии, превышающей традиционное топливо, что компенсирует сегодняшние потери. Так что, давай те попытаемся придумать, как применить такой потенциал в авиации [5].

Самая популярная на сегодняшний день схема расположения ячеек аккумуляторов в электрических самолётах показана на седьмом рисунке. Как видно на изображении, они расположены достаточно близко к фюзеляжу и максимально близко к самим двигателям. Такие конфигурации объясняются необходимостью сохранения тепла ячеек, большому весу компонентов, потребностью параллельного соединения ячеек для выдачи максимально возможной мощности при эксплуатации, что в свою очередь ведёт к удлинению проводки и созданию небезопасных и труднодоступных для проверки зон, а также наличие постоянного доступа к самим ячейкам для техобслуживания и проверок безопасности эксплуатации.

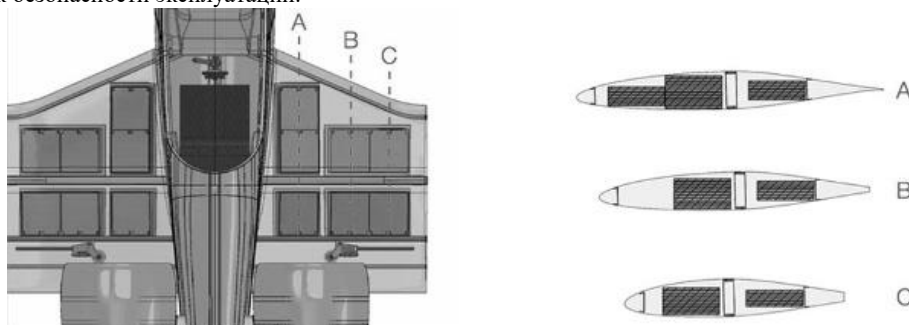


Рис. 7. Расположение ячеек аккумулятора по стандартам на настоящее время

Ввиду подобных ограничений отсутствует возможность классического расположения источника энергии в крыльях самолёта, что ведёт к уменьшению полезной площади внутри фюзеляжа, а также повышению удельного веса конструкции и менее безопасного расположения двигателей, вплотную находящихся к салону. Из-за этого создаются текущие ограничения, в виде небольшой дальности полёта, так как аккумуляторные структуры весят больше топлива, а ограничения на количество пассажиров возникают хотя бы из-за отсутствия необходимого количества места и других причин [6].

При этом, если вместо не слишком пажаробезопасных и постоянно требующих внимания аккумуляторов, поставить гибридные конденсаторные структуры с гораздо большим количеством циклов зарядки/разрядки, надёжностью при эксплуатации, а также неприхотливых в плане температурных условий и перегрузок параметрам, то получится совершенно другой результат.

Во-первых, подобно обычному топливу и в отличие от классических аккумуляторов, отсутствует необходимость в техническом обслуживании и постоянном ремонте испортившихся ячеек, здесь появляется пространство для более неприхотливой возможности прохождения ежедневного техосмотра.

Во-вторых, конденсаторные структуры можно располагать аналогично топливу, то есть в крыльях. Благодаря чему, необходимое место в фюзеляже останется свободным, нагрев будет естественно уходить через корпус, а из-за высокой мощности появится возможность расположения двигателя в любом месте машины. К тому же здесь решается сразу две проблемы. Обледенение крыльев, которые теперь обогреваются засечёт источников энергии, а также отсутствия необходимости постоянного контроля и переливания топлива для достижения равновесия, то есть, чтобы одно крыло не весило больше другого.

Теперь все перечисленные наработки для литий-полимерных аккумуляторов можно применять и здесь. То есть появляется возможность более удобной подзарядки накопительных структур за счёт солнечных панелей на крыльях, использования энергии торможения также дают возможность восполнять запасы драгоценной энергии, а высокотемпературные сверхпроводники остаются востребованными и возможно даже более привлекательными для рассматриваемых устройств.

Схематическое изображение летательного аппарата на гибридных конденсаторных структурах предоставлено на восьмом рисунке [7].



Рис. 8. Схематическое изображения электросамолёта с ГКС



В заключении необходимо заметить, что данное направление в развитии авиации является крайне перспективным и востребованным. Объем мирового рынка электросамолетов в 2021 году составил \$8,5 млрд, когда как к 2030-му, по прогнозам экспертов, он достигнет \$30,8 млрд. В России появление пассажирских электросамолетов также захватывает умы изобретателей, а первые полёты отечественных разработок ожидается к 2030 году. На авиасалоне МАКС-2021 уже было представлено несколько перспективных разработок. Несмотря на то, что авиационные власти по всему миру слабо представляют себе способы сертификации, контроля и ввода в эксплуатацию подобных изобретений, а количество компаний, занимающихся данными разработками, остаётся весьма незначительным, возможности видны невооружённым глазом. Как ещё двадцать лет назад невозможно было представить себе электромобили, так сегодня энтузиасты трудятся во благо мечты и прогресса.

Тем более сегодня авиация семимильными шагами идёт к полной электрификации, а некоторые области и вовсе состоят только из представителей данного класса устройств. Например, почти все представители малой беспилотной авиации для аэросъёмки или доставки небольших грузов являются полностью электрическими устройствами. Не за горами время, когда вертолёты и пассажирское авиастроение переседают с устаревавшими источниками энергии на более перспективные разработки их младших собратьев. Среди которых без сомнения могут оказаться и летающие аппараты, функционирующие на гибридных конденсаторных структурах. Ведь затраты на эксплуатацию подобных устройств небольшие, количество накопленной энергии велико, мощность одна из самых высоких на рынке, а непрехотливость делает их главными кандидатами на роль авиации будущего.

#### Библиографический список

1. В. С. Зарецкий. Исследование и разработка конструкции и технологии изготовления электролитических гибридных конденсаторных структур: Научно-исследовательская работа // Москва, 2022.
2. В. В. Слепцов. Гибридные накопители электрической энергии на базе суперконденсаторов // Москва, 2022.
3. В. Шурыгина. Суперконденсаторы помощники или возможные конкуренты батарейным источникам питания // Электроника: Наука, Технология, Бизнес, 2003.
4. Х. Чинар, И. Кандемир. Активное управление энергией на основе метахрист-алгоритмов топливных элементов/батарей/суперконденсаторов для самолетов // Турция, 2021.
5. Дж. А. Веймер. Электроэнергетическая технология для полностью электрических самолетов // В сб. конференции «IEEE Digital Avionics Systems», 1993, стр. 445–450.
6. Электрический Самолет Airbus [Электронный ресурс] // drive2.ru; URL: <https://www.drive2.ru/b/470056615110771623/> (дата обращения: 17.02.2023).
7. Хендрик Шефер, Леон Фаут, Тобиас Копп, Регин Маллвитц. Обсуждение систем электроснабжения для всех электрических самолетов // Германия, 2020, стр. 5–23.

УДК 629.7.036.54

#### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ФАЗОВОГО ПЕРЕХОДА В СИСТЕМЕ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*В. К. Медведицын, Д. Д. Ковалев*

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

Охлаждение камеры сгорания двигателя летательного аппарата (ЛА) – одна из наиболее актуальных тем для исследования. Поскольку в камере сгорания ЛА возникающие из-за большой тепловой напряженности тепловые потоки от газов к стенкам самой конструкции могут привести к перегреву и впоследствии к разрушению камеры. Из существующих видов охлаждения популярным и наиболее эффективным является проточное, наружное или регенеративное охлаждение[3]. Его суть состоит в том, что между внутренними и внешними стенками камеры сгорания существует полость, чаще всего называют «рубашкой охлаждения», в которую вливают хладагент, отводящий тепло. Зачастую в качестве охладителя используют само топливо, которое в последующем попадает в камеру, поэтому такое охлаждение и называют регенеративным. Ниже на (рис.1а) представлена схема камеры сгорания двигателя ЛА с разрезом (рис.1б), показывающим охлаждающий тракт, по которому должен течь хладагент. Как видно из рисунка, технологические приемы для создания «рубашки охлаждения» имеют следующий характер: внутренний и внешний корпусы повторяют форму и геометрию друг друга. Сама же рубашка представляет собой совокупность каналов, по которым циркулирует охлаждающая жидкость. Такая конструкция позволяет воспринимать силовую нагрузку внутреннего давления камеры.

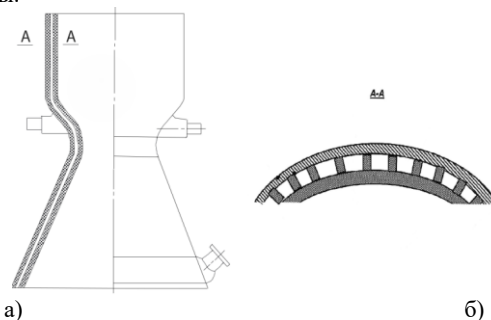


Рис. 1. Схема средней части камеры сгорания двигателя ЛА

Данный метод охлаждения хоть и является эффективным, но имеет и недостатки. Основной его недостаток – возникновение фазового перехода хладагента. Охлаждающая жидкость при нагреве от стенки высокими температурами может за очень короткое время перейти в газообразную фазу. Способность проводить тепловую энергию у газа значительно меньше, чем у жидкости, поэтому такая защита перестает работать, что приводит к деформации стенок камеры. Чтобы этого избежать нужно нагреть охлаждающую жидкость до температуры кипения, при этом обеспечить его переход в газовую фазу только к концу межстеночного тракта. [4]

Фазовый переход из жидкости в газ, кипение – процесс интенсивного выделения газа в ее объеме с образованием пузырей. Есть два вида кипения жидкой среды: кипение в объеме жидкости и кипение на поверхности теплообмена, к которой подводят теплоту. При подводе теплоты к твердой поверхности газообразная фаза возникает в локальных пятнах и представляет собой отдельные пузыри или пленку. Так как перегрев жидкости имеет максимальное значение у поверхности твердого тела, являющимся теплообменником, то на этой поверхности располагаются центры образования пузырьков (неровности и шероховатости). Из-за этого более интенсивное образование пузырьков газообразной фазы на поверхности происходит чаще чем в объеме жидкости. Газ при пузырьковом кипении образуется в виде отдельных пузырей, зародившихся на поверхности теплообменника. При подходящих условиях количество пузырьков растет за счет прихода газа в их объем. После чего развитые до нужного предела пузырьки отрываются от поверхности теплоносителя под действием сил вытеснения жидкостью. И завершающая стадия – движения пузырьков газа в объеме жидкости. Интенсивность передачи тепла при процессе кипения зависит от интенсивности возникновения пузырей на поверхности твердого теплообменника. При увеличении температуры поверхности теплообменника давление газа при нагреве увеличивается, и он расширяется, что приводит к образованию зародыша пузыря (рис. 2)[1].

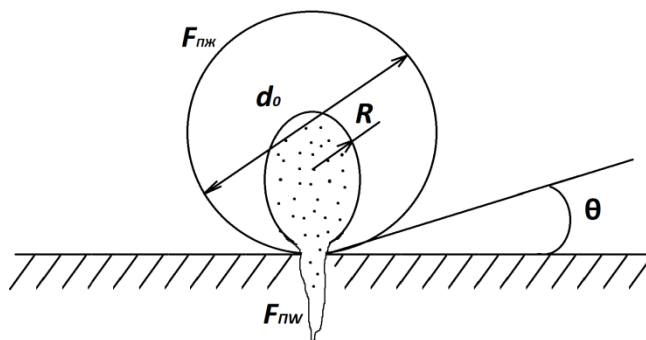


Рис. 2. Схема образования газового пузыря, где  $F_{плж}$  – поверхность пузыря с жидкостью,  $F_{плт}$  – с твердой поверхностью  $d_0$  – отрывной диаметр пузыря,  $\theta$  - угол смачиваемости,  $R$  – критический радиус зародыша

Процесс кипения на твердой поверхности теплообменника носит циклический и неупорядоченный характер, который зависит от многих факторов, определяющих состояние жидкости и механические особенности поверхности твердого теплообменника. Например, в момент отрыва пузыря сам процесс зависит от смачиваемости поверхности жидкостью, которая определяется углом смачиваемости  $\theta$ , где  $\theta > \frac{\pi}{2}$  – плохое смачивание,  $\theta < \frac{\pi}{2}$  – хорошее. Также стоит отметить, что подвод газа в объем пузыря зависит от связи между поверхностью контакта пузыря с жидкостью  $F_{плж}$  и с поверхностью контакта пузыря с твердым теплообменником  $F_{плт}$ . При следующем соотношении:  $F_{плж} \gg F_{плт}$  газ, который поступает в пузырь из кипящей жидкости с большей поверхностью фазового превращения, имеет большую интенсивность, что позволяет увеличивать его скорость и, соответственно, способствует повышению скорости процесса кипения.

#### Численный расчет фазового превращения

Для численного решения задач с динамикой фазового превращения широко известны два метода расчета: подход Эйлера-Эйлера и подход Эйлера-Лагранжа [5]. В данной статье будет рассмотрен метод Эйлера-Эйлера. Он основан на том, что две и более несхожие фазы будут рассматриваться как сплошные среды, которые могут проникать друг в друга. Так как объемы одних фаз не могут занимать другими фазами, то для использования выше сказанного метода вводится понятие фазовой объемной доли. Эти объемные доли предположительно должны являться постоянными функциями пространства и времени, и их сумма должна равняться единице. Также стоит отметить, что уравнения сохранения для каждого фазового состояния имеют одинаковую структуру, и система этих уравнений замыкается путем установливания определяющих соотношений, полученных эмпирическим путем.

Численный расчет фазового перехода жидкость-газ происходит с учетом модели турбулентности «k-epsilon». Также нужно учитывать уравнение энергии и тепловой эффект.

Самое главное, что нужно учитывать при моделировании процессов с фазовым переходом жидкость-газ – модель объема жидкости «Volume of Fluid» (VOF). Данный метод основан на использовании подхода Эйлера-Эйлера [5]. VOF является методом отслеживания поверхностей, который применяется к фиксированной сетке Эйлера. Данная модель может моделировать от двух и более несмешивающихся жидкостей. В VOF каждая объемная доля из жидких и газообразных фаз в любой вычислительной ячейке отслеживается во всей области. VOF хорошо подходит для моделирования движения больших пузырьков в жидкости и установившегося или переходного отслеживания межфазной границе раздела жидкость-газ. Суть модели объема жидкости состоит в том,

что две или более фазы (жидкости) не проникают друг в друга. Для каждой новой фазы вводится ранее упомянутая объемная доля в расчетной ячейке. В любом контрольном объеме сумма всех долей равняется единице. Поля переменных и свойств для всех фаз являются общими и усредненными значениями по объему. Поэтому, свойства и переменные в определенной ячейке являются или представлением одной из фаз, или представлением смеси фаз, зависящей от значений объемной доли [2]. При использовании метода «Volume of Fluid» решается уравнение переноса фазы:

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \nabla \nabla f = 0 \quad 1)$$

где  $f$  – объемная доля фазы в ячейке.

Если в ячейке расчетной сетки  $f = 0$ , то данная ячейка соответствует газообразной фазе, а если  $f = 1$  – жидкой фазе. В ячейках, где  $0 < f < 1$  реализуется граница раздела фаз - свободная поверхность. При моделировании процесса кипения могут возникать ( $0 < f < 1$ ) пузыри, которые содержат газообразную фазу, окруженную жидкой ( $f = 1$ ).

#### Постановка задачи и результаты

Объектом проводимого исследования является вода с начальной температурой  $T_0 = 298$  К, имеющая форму параллелепипеда с длиной, шириной и высотой, равными, соответственно, 90 мм, 60 мм и 100 мм. На нижнюю и верхнюю плоскости фигуры зададим граничное условие 3 рода:  $T_1 = 400$  К и  $T_2 = 273$  К.

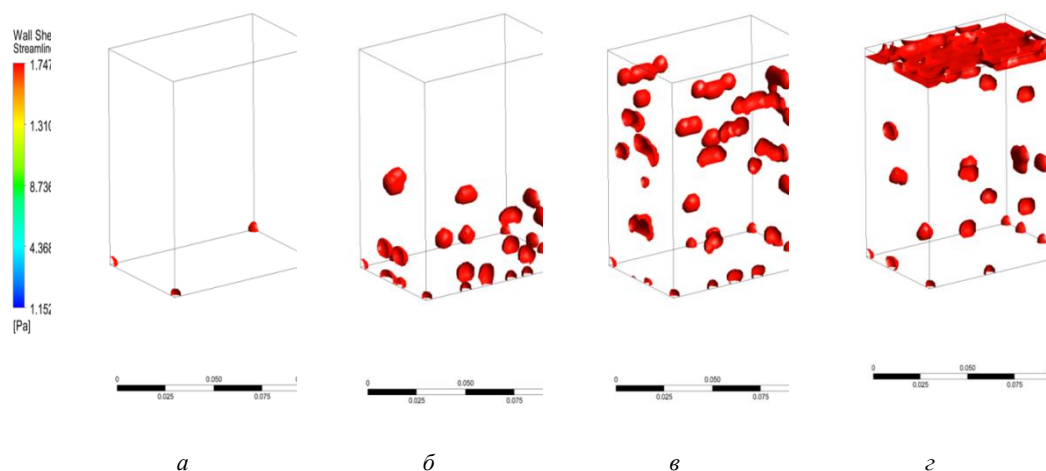


Рис. 3. Развитие газообразной фазы от времени

Рис. 3, представленный выше, показывает всю эволюцию парообразования. В зафиксированный момент времени  $t = 7$  с (рис.3а) на нашей поверхности теплообмена начали появляться зародыши пузыря. Дальнейшие две стадии развития пузыря – рост, отрыв. Они иллюстрируются на (рис.3б) при времени  $t = 16$  с. После отрыва пузыря от твердой поверхности теплообмена он движется в жидкой среде, претерпевая силы объемного вытеснения и силы аэродинамического сопротивления. Так как у нас происходит перегревание жидкости, то фазовое превращение на поверхности пузыря продолжается, и он увеличивает массу пара в объеме  $t = 41$ с (рис.3в). При этом диаметр пузыря увеличивается за счет расширения пара и его прихода в объем пузыря.

#### Заключение

Метод проточного охлаждения является одним из перспективных методов тепловой защиты камеры сгорания двигателей ЛА, поскольку обладает регенеративными свойствами: в рубашку охлаждения вводят компоненты топлива, которое нагревается и заранее подготавливается к реагированию. Также одно из достоинств данного вида охлаждения – это неизменность функциональной массы ЛА.

В ходе проведения исследования выяснилось:

1) Метод VOF – метод отслеживания поверхностей, позволяющий моделировать от двух и более несмешивающихся жидкостей, который хорошо подходит для моделирования фазового перехода и движения одного фазового состояния внутри другого.

2) В процессе моделирования фазового перехода было получено время, за которое жидкая фаза переходит в газообразную. При изменении геометрии, схожей на рубашку охлаждения и рассмотрении компонента топлива можно, используя тот же метод VOF, определить время появления пузырьков газа. Данное моделирование поможет подобрать нужный размер рубашки, геометрию, количество охлаждаемого топлива, чтобы конструкция двигателя ЛА не подверглась к деформации.

#### Библиографический список

1. Сахин В.В. Термодинамика энергетических систем: учебное пособие в 2-х кн. 2-е, испр. И доп.: Балт. гос. техн. ун-т, СПб, 2014
2. Ansys Fluent 19.0 Theory Guide [Электронный ресурс] URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/main.htm>.
3. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.Л. Теория ракетных двигателей: учебник для ВУЗов. М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
4. Душин Ю.А., Работа теплозащитных материалов в горячих газовых потоках. Л., 1968

**УДК 620.17.051**

**УСТАНОВКА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ НА РАСТЯЖЕНИЕ**

*И.Д. Долгушев, А.Ю. Колыванов*

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

На сегодняшний день производство пластмасс, одна из основных отраслей химической промышленности, является активно развивающимся направлением человеческой деятельности. Уже в 20-ом веке пластмассы нашли применение в составе бытовой и специальной техники, а также многих других продуктов мировой промышленности, что является следствием широкого спектра возможных свойств полимерных материалов. Такие возможности, в свою очередь, реализуемы только в случае обеспечения высокой степени соответствия фактических характеристик производимой пластмассы предъявляемым требованиям, поэтому образцы производимого материала проходят соответствующие испытания.

Одним из основных видов механических испытаний пластмасс является их испытание на растяжение, поскольку результатом такого испытания являются такие характеристики материала, как пределы прочности при растяжении и разрыве и максимальные удлинение и изменение площади поперечного сечения. Для проведения данного вида испытаний применяются стенды, соответствующие требованиям стандартов ГОСТ 11262-2017 «Пластмассы. Метод испытания на растяжение» и ГОСТ 34370-2017 «Пластмассы. Определение механических свойств при растяжении» [1; 2].

Создание установки для испытания на растяжение в условиях кафедры производилось на основе разрывной машины и обуславливалось наличием потребности кафедры в соответствующем испытательном оборудовании. Основной задачей для достижения данной цели являлась модернизация разрывной машины посредством оснащения её современной измерительной аппаратурой. Это позволило решить следующую задачу – подключение разрывной машины к персональному компьютеру для обеспечения приёма, сохранения, отображения и возможности дальнейшей обработки получаемых в ходе испытания данных. Далее приведено описание основных составных частей полученной установки.

Основные исходные данные о разрывной машине приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Основные данные о разрывной машине

Характеристика	Значение
Производитель	Тюрингский промышленный завод Рауенштайн
Страна-производитель	Германия
Код ОКП	427111 «Машины для испытания металлов на растяжение, сжатие и изгиб» 427151 «Машины для испытания полимерных материалов на растяжение, сжатие и изгиб»
Привод	Электромеханический
Предельно допустимое усилие, кгс	250
Диапазон скоростей, мм/мин	10-50

Разрывная машина имеет следующие органы управления:

– пакетный выключатель для запуска/остановки двигателя, который находится справа от рабочей области машины (рабочей областью машины считается область, в которой размещены датчики и испытуемый образец);

– рукоятка регулировки скорости растяжения образца, осуществляющая изменение передаточного отношения лобового вариатора. Находится в нижней части машины;

– рычаг для изменения направления перемещения штанги с подвижным зажимом, который располагается в рабочей области под местом закрепления образца. Крайнее верхнее положение рычага соответствует перемещению штанги вверх, крайнее нижнее – перемещению штанги вниз, а среднее – неподвижному состоянию штанги. Также рычаг имеет механизм фиксации положения с помощью подпружиненной защелки, шип которой в каждом конкретном положении оказывается в соответствующем углублении.

Верхнее крепление испытуемого образца соединено с маятником, расположенным в задней части машины. Рычаги маятника передают его движение во время испытания стрелке циферблата и кронштейну пишущего стержня ленточного самописца. На циферблате нанесено три шкалы с

диапазонами 50, 150 и 250 кгс соответственно. Переход от одной шкалы к другой осуществляется изменением веса груза на конце маятника.

Для повышения точности получаемых данных и обеспечения возможности работы с ними на персональном компьютере разрывная машина модернизируется посредством снабжения современными первичными преобразователями, аналого-цифровыми преобразователями и преобразователем интерфейсов.

Одним из двух первичных преобразователей, установленных на машину, является S-образный тензорезистивный тензометрический датчик НЗ-С3-200кг-3В-D41, который представляет собой S-образное металлическое изделие (упругий элемент) со сбалансированным мостом Уитстона в рабочей зоне. На рисунке 1 изображён пример размещения тензорезистора  $R_x$  в схеме моста Уитстона. Подстроечный резистор  $R_2$  необходим для установки нулевого потенциала в момент, когда деформация основания отсутствует, то есть для получения сбалансированного моста:

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{R_x}{R_3}$$

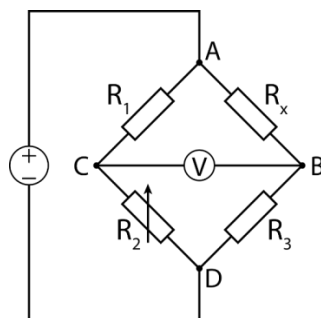


Рисунок 1 – Схема моста Уитстона

Формула условия равновесия моста выведена с помощью законов Кирхгофа для расчёта схемы. Изменение потенциала, снимаемого с точек В и С, пропорционально изменению сопротивления тензорезистора, которое, в свою очередь, зависит от его степени деформации. В схеме, изображённой на рисунке 1, подстроечный резистор позволяет также скомпенсировать отклонение сопротивления тензорезистора при нулевой деформации от номинального [3].

Сила, действующая на испытуемый образец, является векторной физической величиной, измеряемой применяемым оборудованием в килограмм-силах. Килограмм-сила равна силе, которая сообщает покоящейся массе, равной массе международного прототипа килограмма, ускорение, равное нормальному ускорению свободного падения ( $9,80665 \text{ м/с}^2$ ) [4].

Вторым первичным преобразователем в составе стенда является LVDT-датчик перемещения RL300-G-KR, принцип действия которого основан на работе дифференциального трансформатора, состоящего из одной первичной и двух вторичных обмоток, расположенных соосно. Рисунок 2 содержит схему варианта внутреннего устройства LVDT-датчика, которая демонстрирует одно из достоинств таких датчиков – возможность обеспечения герметичности внутреннего устройства датчика, поскольку необходимость в контакте сердечника и обмоток отсутствует.

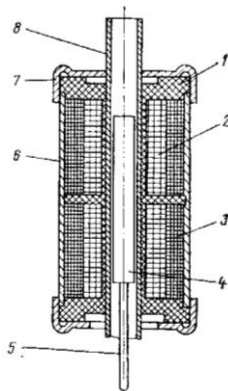


Рисунок 2 – Схема варианта внутреннего устройства LVDT-датчика: 1 – каркас, 2 – первичная обмотка, 3 – две секции вторичной обмотки, 4 – сердечник, 5 – шток, 6 – экран, 7 – кольцо, 8 – разделительная трубка

Переменный ток, подаваемый на первичную обмотку, создает магнитное поле, которое наводит ток в противофазно подключённых вторичных обмотках. Выходным сигналом является разность напряжений на этих обмотках, которая в достаточной степени линейно зависит, как и сами напряжения на вторичных обмотках, от положения ферромагнитного стержня. При этом фаза колебаний выходного сигнала указывает на направление смещения стержня относительно нулевого положения [5; 6].

Для описанных выше первичных преобразователей были подобраны цифровые датчики (АЦП-преобразователи) производства отечественной компании ZETLab в лабораторном исполнении. Эти компактные устройства позволяют преобразовывать сигналы, поступающие с датчиков, размещённых на машине, с задаваемым коэффициентом и единицами измерения.

Сигнал с тензометрического датчика усилия поступает на цифровой датчик ZET 7110. В нижней части корпуса ZET 7110 расположен магнит, позволяющий быстро установить устройство на любой магнитной поверхности. С индуктивного датчика удлинения сигнал поступает на другой преобразователь – ZET 7111-L. Он также содержит магнит в нижней части корпуса.

Преобразованные цифровые сигналы передаются на преобразователь интерфейса ZET 7174, также входящий в состав испытательного стенда. Он предназначен для подключения измерительных сетей на базе цифровых датчиков с интерфейсом CAN к компьютеру по интерфейсу USB. Пропускная способность интерфейса USB позволяет без задержек исполнять команды и передавать большие объемы данных.

Для обработки данных, поступающих с преобразователя интерфейса на компьютер, используется специальное ПО ZETLab.

Программа предоставляет широкий спектр возможностей отображения, регистрации и обработки данных, поступающих от преобразователей напряжения. Также внутри данного ПО существуют различные комплекты виртуальных приборов, среда для разработки программ испытаний и измерений и т.д.

Непосредственно модернизация машины началась с установки на неё первичных преобразователей. Тензометрический датчик был закреплён в рабочей области машины на подвижной штанге с помощью резьбового соединения. Сверху на датчик также с помощью резьбового соединения был установлен нижний держатель образца. Такое закрепление оказывает минимальное влияние на значения удлинения, поскольку обеспечивает между самим образцом и датчиком наименьшее возможное количество промежуточных компонентов. Установка датчика удлинения производилась с помощью двух шаровых шарниров, расположенных на концах прибора, и, в отличие от датчика усилия, потребовала проектирования и изготовления некоторых дополнительных приспособлений. Расположенный в рабочей области машины датчик был закреплён с помощью металлической трубы и специального алюминиевого хомута. Верхний конец датчика был зафиксирован с помощью комплекта гаек на хвостовике конического штифта, установленного в деталь, которая была жёстко соединена с верхним держателем образца. Нижний конец датчика был зафиксирован между стенками металлической трубы с применением пружин, установленных на винт, которые расположили датчик равноудалённо от стенок трубы. Труба, в свою очередь, была установлена в хомут, жёстко закреплённый на подвижной штанге непосредственно под нижним держателем образца. Такая конструкция обеспечивает защиту датчика от попадания осколков испытуемого образца, образующихся в момент его разрушения, или других негативных воздействий, облегчает настройку положения прибора, действует только специально приспособленные для закрепления элементы датчика и не снижает точности получаемых значений.

Следующим этапом модернизации стало подключение цепи преобразования к первичным преобразователям. Подключение цифровых датчиков, преобразователя интерфейсов и питания цепи преобразования производилось согласно руководствам по эксплуатации на данные изделия. Проверка правильности подключения цепи преобразования осуществлялась с помощью установленного на персональный компьютер ПО ZETLab. Раздел «Сервисные» программной панели содержит подраздел «Диспетчер устройств», который позволяет настраивать цифровые датчики и контролировать как их правильность подключения, так и правильность подключения первичных преобразователей.

Важно отметить, что каждый прибор, входящий в состав стенда, представляет собой полноценное изделие в собственном корпусе, не нуждающееся в интеграции в определённое место корпуса системы и способное к закреплению различными способами. Это позволило относительно легко снабдить машину современной электроникой без вмешательства в конструкцию самого растягивающего механизма.

Результатом описанной модернизации стал полноценный испытательный стенд, блок-схема которого представлена на рисунке 3.

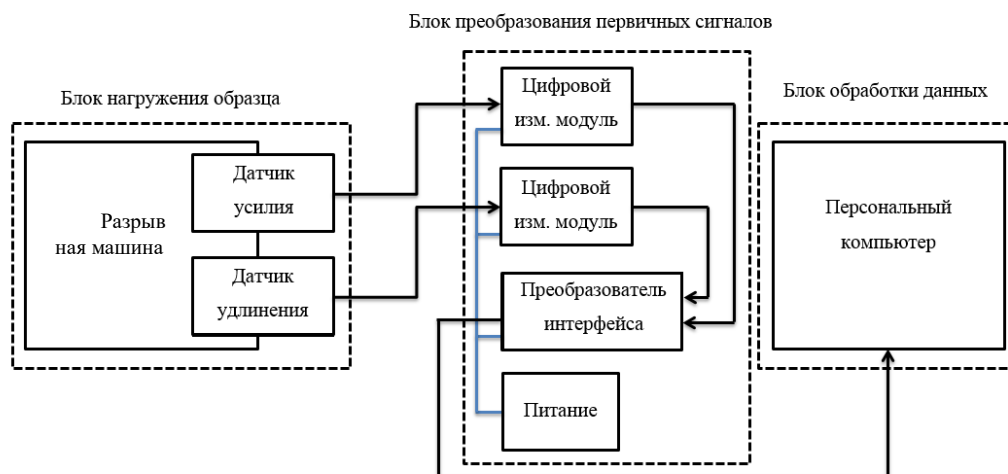


Рисунок 3 – Блок-схема установки для испытания на растяжение

Блок нагружения образца включает в себя разрывную машину и датчики усилия и удлинения. Во время проведения испытания датчики, закреплённые непосредственно на установке, посылают непрерывные электрические сигналы на соответствующие им цифровые датчики из следующего блока.

Блок преобразования первичных сигналов состоит из двух цифровых датчиков, преобразователя интерфейса и блока питания цепи преобразования. Каждый из двух цифровых датчиков предназначен для считывания сигнала с определённого типа датчиков. Преобразованные с соответствующими коэффициентами, сигналы поступают на преобразователь интерфейса, затем – на персональный компьютер по интерфейсу USB.

Блок обработки данных представляет собой персональный компьютер с установленным на нём программным обеспечением ZETLab. Основной функцией данного программного обеспечения в испытательном комплексе является выведение на экран персонального компьютера многоканального осциллографа с возможностью записи данных.

Результат проведения испытания на установке представляет собой набор данных в формате «момент времени – приложенное к образцу усилие – возникшее удлинение образца», подвергаемый дальнейшей обработке.

Таким образом, установка была модернизирована, что значительно упростило ее применение для проведения на кафедре различных исследований.

#### **Библиографический список**

1. ГОСТ 11262-2017 Пластмассы. Метод испытания на растяжение, 2017, 20 с.
2. ГОСТ 34370-2017 Пластмассы. Определение механических свойств при растяжении, 2017, 20 с.
3. Сбалансированный мост постоянного тока. Измерительный мост постоянного тока. Электронный ресурс – <https://lemzspb.ru/sbalansirovannyi-most-postoyannogo-toka/> – дата обращения: 06.02.23.
4. Деньгуб В. М., Смирнов В. Г. Единицы величин. Словарь-справочник, 1990, 64 с.
6. Андреев А. А., Автоматические показывающие, самопишущие и регулирующие приборы, 1973, 39-41 с.
7. LVDT. Индуктивный датчик перемещения, 2016, 7 с.

УДК 621.45:62-83

#### **ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДА В БУСТЕРНЫХ НАСОСНЫХ АГРЕГАТАХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

*М. А. Шикарев, Э. С. Манохина*

*Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева*

Бустерный насосный агрегат (БНА) в составе системы подачи компонентов топлива жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) выполняет функцию повышения давления компонента топлива перед основным насосом турбонасосного агрегата (ТНА) до уровня, необходимого для работы насоса без кавитационного срыва.

БНА в составе системы питания характерен для ЖРД с высоким давлением в камере сгорания (КС) и, следовательно, высоким давлением компонентов на входе и выходе основных насосов ТНА. Использование БНА позволяет уменьшить давление наддува баков и, согласно [1], повысить антикавитационные свойства системы питания в 2-3 раза. Это, в свою очередь, даёт возможность повысить число оборотов агрегатов системы питания и в целом уменьшить их массу и габариты.

Из недостатков применения БНА можно отметить общее усложнение конструкции, увеличение затрат на проектирование, испытания, производство двигателя. БНА имеет определённую массу, которая существенно влияет на общую массу двигателя. Также бустерный насос требует затрат энергии на его привод, что препятствует получению максимальных значений удельного импульса и иных показателей эффективности ЖРД [2].

БНА состоит из двух основных частей: насоса и силового привода. Насосы могут выполняться струйными и лопаточными. Работа струйного насоса основывается на подводе жидкости из полостей высокого давления на вход насоса в специальные сопла, где происходит преобразование энергии давления в скоростной напор струи. Затем рабочая жидкость попадает в основной поток и передаёт ему свою энергию. Струйные насосы имеют небольшой КПД (около 15-20 %), что ограничивает их применение в современных БНА. Струйные насосы использовались, например, на двигателях РД-253 и РД-275 ракеты-носителя «Протон».

Лопаточные БНА используются в ЖРД большого суммарного импульса тяги. Лопаточный БНА состоит из следующих основных элементов: подводящее устройство, рабочее колесо, направляющий аппарат и отводящее устройство. Через подводящее устройство к рабочему колесу подводится жидкий компонент топлива. Вращаясь, рабочее колесо передаёт механическую энергию компоненту топлива. Направляющий аппарат обеспечивает правильное направление потока жидкости, что позволяет уменьшить потери энергии и утечки компонента. В отводящем устройстве происходит сбор потока жидкости, преобразование его кинетической энергии в давление, и последующий отвод в напорную магистраль.

В ЖРД применяются лопаточные БНА следующих типов: шнековые (осевые), шнекоосевые, шнекоцентробежные. Последние два типа применяются при необходимости создания высокого напора компонента топлива. В связи с этим они имеют многоступенчатую конструкцию: в качестве первой ступени используется шнек, обладающий высокими антикавитационными свойствами, второй ступенью является осевое или центробежное рабочее колесо. Лопаточные БНА нашли широкое применение в ракетном двигателестроении. Например, они использовались в составе таких ЖРД, как

РД-170, РД-0120, SSME.

Привод БНА может осуществляться непосредственно от ТНА через зубчатую передачу, гидравлическую муфту, от отдельной ступени газовой турбины или от гидравлической турбины. Гидравлическая или газовая турбина, приводящая БНА, может быть обособленным от основного ТНА агрегатом. Рабочее тело подобных турбин отбирается из магистралей высокого давления, установленных уже после ТНА, а роторы БНА и ТНА располагаются не на одной оси [3].

Альтернативой турбинным приводам БНА выступает электропривод. Для БНА с электроприводом характерны широкие возможности регулирования режима работы двигателя. При использовании электропривода сохраняется возможность многократного запуска двигателя, а сам алгоритм запуска относительно прост [4].

Целесообразность применения электропривода для насосных агрегатов ЖРД рассматривалась в работах [5, 6]. Обобщая выводы, изложенные в этих работах, можно сказать, что наиболее перспективным является применение электропривода для БНА и основных насосов ТНА в ЖРД небольших тяг 20-30 кН. Также расчёты в работе [5] показали, что использование электропривода даёт выигрыш в массе перед турбинным приводом с увеличением времени работы двигателя.

По сравнению с турбинными приводами электропривод имеет относительно простую конструкцию без массивных и сложных в производстве элементов: приводящей турбины, магистралей подвода компонентов высокого давления и др. Также стоит отметить, что если для работы турбинного привода требуется затрачивать часть энергии, вырабатываемой турбиной ТНА, то для электрического привода такой необходимости нет – питание осуществляется от отдельных аккумуляторных батарей.

С другой стороны, аккумуляторные батареи имеют существенную массу. Поэтому появляется необходимость оценки предпочтительности использования того или иного привода для БНА с конкретными рабочими параметрами. В статье [7] рассматривается подобная методика оценки. Её суть заключается в расчёте и сравнении суммарной массы компонентов топлива, затрачиваемых на работу турбинного привода, с массой электропривода и элементов его питания в зависимости от времени работы двигателя.

Согласно методике [7] был рассчитан привод основных насосов ЖРД 14Д30. На рис. 1 представлен график зависимости массы продуктов сгорания и массы электропривода от времени работы двигателя (3200 сек). Для расчёта была выбрана аккумуляторная батарея с удельной плотностью энергии 400 Вт·ч/кг. Аккумуляторы с такой удельной плотностью энергии до сих пор имеют статус перспективных, так как на данный момент наиболее массовыми и освоенными в производстве типами элементов питания являются литий-ионные и литий-полимерные аккумуляторы с удельной плотностью энергии 110-240 Вт·ч/кг и 250 Вт·ч/кг соответственно.

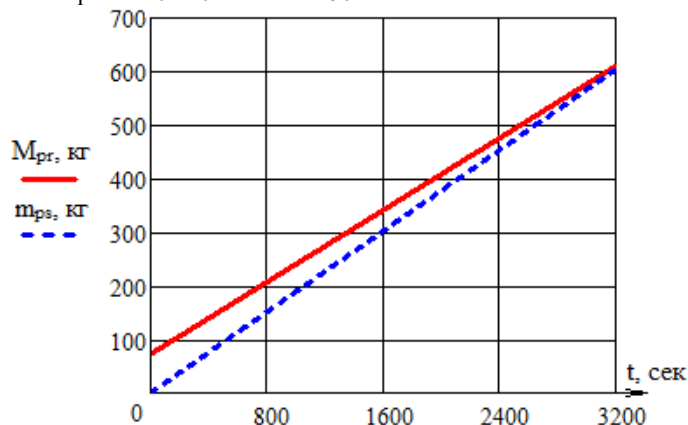


Рис. 1. График зависимости массы ПС и массы электропривода от времени работы ( $M_{пр}$  – масса электропривода,  $m_{прс}$  – масса продуктов сгорания)

В результате, можно сделать вывод о потенциальном превосходстве электропривода насосных агрегатов (НА) ЖРД над турбинным приводом при повышении энергетических характеристик применяемых аккумуляторных батарей.

Использование электродвигателя для привода насосных агрегатов ЖРД – конструкторское решение уже отработанное на практике. Электропривод основных насосных агрегатов реализован в двигателе «Rutherford» (тяга 24 кН) первой и второй ступени ракеты-носителя «Electron» [8]. На данный момент насчитывается более 30 запусков РН «Электрон».





Рис.2. Двигатель «Rutherford»

Продолжение научных исследований в области применения электродвигателей для привода БНА можно свести к ряду задач, которые необходимо решить:

1. Рассчитать геометрические и энергетические характеристики БНА. Планируется рассчитать шнекоосевой БНА, согласно методике, описанной в [1]. Данный БНА будет рассматриваться, как альтернатива одному из серийных БНА, в соответствии с этим будут выбраны конкретные начальные параметры.
2. Выбрать принципиальную конструктивную схему БНА: расположение привода, подводов и отводов и иных конструктивных элементов.
3. Смоделировать течение жидкости в полостях агрегата, провести комплексный тепловой и гидродинамический расчёт БНА с помощью системы автоматизированного проектирования (САПР).
4. По результатам расчётов сделать заключение о перспективах применения электропривода БНА для ЖРД с определёнными параметрами.

#### Библиографический список

1. Боровский Б. И., Кравчик Н. И., Толстикова Л. А. Расчёт гидротурбопривода и бустерного насоса : Учебное пособие. – М.: МАИ, 1988 – 51 с.
2. Валуева О. А., Каналин Ю. И., Медведев В. К. Анализ характеристик бустерных насосных агрегатов в режиме кавитации при их работе в составе ЖРД // Труды НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко. – 2005. – № 23. – С. 235-255.
3. Жуйков Д. А. Турбонасосные агрегаты ЖРД : Учебное пособие. – Красноярск : Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т., 2016. – 175 с.
4. Шикарев М. А., Манохина Э. С. Анализ использования электронасосных агрегатов для подачи компонентов топлива в камеру ЖРД // Труды четырнадцатой общерос. молодежн. науч.- техн. конф. В 4 т. Т. 1. - СПб: БГТУ «Военмех», 2022. – С. 16-18.
5. Kwak Hyun Duck, Kwon Sejin, Choi Chang-No. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle. // Aerospace Science and Technology. 2018. №77 [Электронный ресурс]: URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963817320953> (дата обращения 02.03.2023 г.)
6. Высоцкий А. А., Буц К. Е., Толстопятов М. И., Гайнутдинов А. В. Анализ перспектив использования электродвигателя в качестве привода для насосов ЖРД разгонных блоков // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы XIII Междунар. науч.-практ. конф. – Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т., 2017. - С. 132–134.
7. Шикарев М. А., Манохина Э. С. Особенности методики расчёта энергоёмких характеристик электронасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей // Материалы XXVI Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнёва: в 2 ч. Ч. 1. – Красноярск: СибГУ им. М. Ф. Решетнёва, 2022 – С. 219–221.
8. Rocket lab [Электронный ресурс] URL <https://www.rocketlabusa.com/launch/electron/> (дата обращения: 02.02.2023).

УДК 53.089.6

#### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ГРАДУИРОВОЧНОГО СТЕНДА ПРИЁМНИКОВ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЙ

*А.А. Версин<sup>1</sup>*

*<sup>1</sup>«Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»*

Известно, что в процессе экспериментальной отработки компрессоров газотурбинных двигателей (ГТД) измерение скорости газового потока по тракту двигателя осуществляется, в основном, приёмниками статического и полного давления [1]. Такие средства измерения скорости газового потока получили название «гребенки». Конструкции гребенок как измерительного средства, разрабатываются индивидуально для каждого нового авиационного двигателя, что в свою очередь требует обязательной их градуировки.

В представленной работе приводятся результаты проведённых расчётов по разработке и созданию стенда для градуировки приёмников полного и статического давлений и предлагается методика проведения первичной аттестации данного стенда.

Основными требованиями для проведения процедуры градуировки гребенок являются [2]:

- погрешность определения относительной скорости газового потока  $\lambda$  должна составлять  $\pm 0,02\%$ ;
- давления в пневмолиниях исследуемых гребенок определяются с погрешностью не более  $\pm 0,3\%$  от измеренного значения;
- линейные и угловые значения приемных отверстий исследуемых гребенок должны определяться с погрешностью не более  $\pm 1$  мм и  $\pm 0,5^\circ$  соответственно.

При разработке элементов конструкции градуировочного стенда были проведены следующие научно-исследовательские работы:

- в качестве источника сжатого воздуха была выбрана компрессорная станция на базе двух компрессоров с общим расходом воздуха до 6 кг/с, давлением до 4 кг/см<sup>2</sup> и температурой воздуха до 80 °С, что позволило получать на срезе сопла от 0,3 до 1,00 значения относительной скорости газа;
- при расчете профиля дозвукового сопла с использованием формулы Витошинского [3] и учтенных результатов исследований проведенных в работе [4] был получен профиль сопла позволяющий получить газовую струю с заданными параметрами.

Проведенный математический расчет профиля скорости по радиусу газовой струи на срезе [5] подтвердил правильность полученного реального профиля сужающегося сопла.

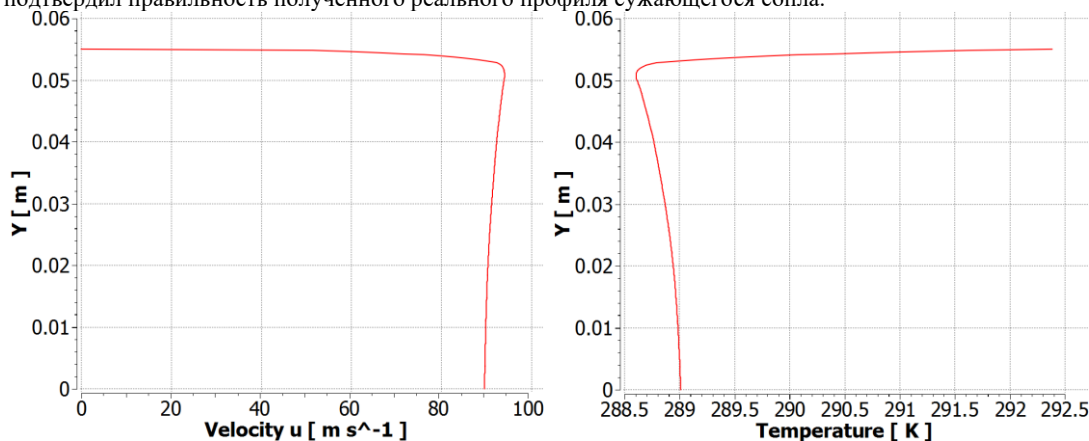


Рис. 1

Рис. 2

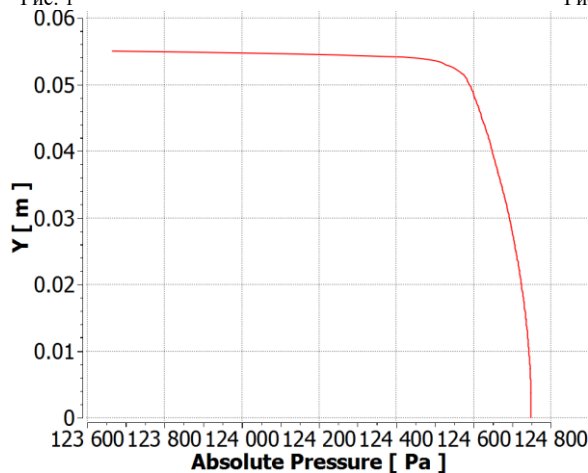


Рис. 3

Во всех конструкциях градуировочных стендов одним из важнейших элементов конструкции является координатное устройство (КУ) обеспечивающее точность измерений угловых и линейных перемещений приемных отверстий «гребенок» при их позиционировании в эталонном газовом потоке. В настоящей работе предлагается система позиционирования «гребенок» - далее координатное устройство, показанное на рисунке 4, разработанное в Московском авиационном институте для использования на градуировочных стенде [6].

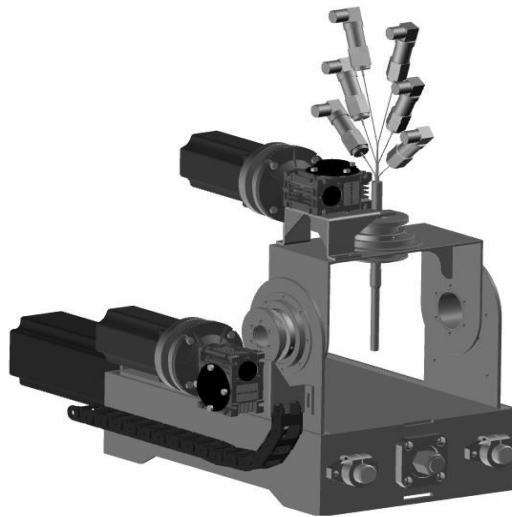


Рис. 4

На этапе концептуального проектирования было принято решение использовать портальную качающуюся схему координатного устройства. Объект исследования – гребенка крепится сверху и вращается вокруг своей оси. Применение данной конструкции позволяло исключить создание существенных возмущений, завихрений и отрывов в модельном газовом потоке от конструкции КУ.

Для определения структуры и основных параметров струи и влияния портала на поток в работе было проведено трёхмерное численное моделирование в пакетах прикладных программ гидрогазодинамики ANSYS CFX с учётом влияния на поток всех основных конструктивных элементов АТ: ресивера, сопла, рабочей камеры и КУ.

Для подтверждения метрологических характеристик градуировочного стенда, необходимо провести аттестацию на эталон единицы величины.

Основными операциями методики аттестации градуировочного стенда будет являться:

- Определения коэффициента поля стенда;
- Оценка абсолютной погрешности измерений скорости воздушного потока;
- Оценка абсолютной погрешности позиционирования объекта в воздушном потоке.

Определения коэффициента поля стенда:

1. Эталонный приемник устанавливается так, чтобы его приемная часть находилась на продольной оси рабочей части стенда (положение контролируется с помощью линейки).

2. Задаются 11 режимов работы компрессора (от минимального к максимальному) и на каждом из режимов берется не менее 20 отсчетов измерения давления.

3. В результате получают по 11 рядов значений скоростных напоров, воспринятых эталонным приемником и приемниками, встроенными в аэродинамический контур (соответственно  $\Delta P_{прij}$  и  $\Delta P_{трjij}$ ,  $i = 1, \dots, n$ ;  $j = 1, \dots, 11$ , где  $i$  – число измерений;  $j$  – номер ряда).

4. По полученным рядам значений  $\Delta P_{прij}$  и  $\Delta P_{трjij}$  вычисляют значение коэффициента поля  $\mu_{ij}$  из выражения

$$\mu_{ij} = \frac{\Delta P_{прij} \xi_{пр}}{\Delta P_{трjij}}$$

где  $\xi_{пр}$  – коэффициент эталонного приемника по скоростному напору.

5. Для каждого из режимов, вычисляется среднее значение коэффициента поля  $\mu_j$

$$\mu_j = \frac{1}{n} \sum_i \mu_{ij}$$

а также среднее значение величины  $\Delta P_{трj}$

$$\Delta P_{трj} = \frac{1}{n} \sum_i \Delta P_{трjij}$$

6. Оценка погрешности  $\Delta_{mj}$  определения значения  $\mu_j$  вычисляется согласно рекомендациям МИ 2083-90 с доверительной вероятностью  $P = 0,95$ :

6.1 Среднее квадратическое отклонение случайных погрешностей результата косвенного измерения  $\mu_j$  вычисляют по формуле

$$S(\mu_j) = \sqrt{\sum_{i=1}^n \frac{(\mu_j - \mu_{ij})^2}{n(n-1)}}$$

6.2 Доверительные границы неисключенной систематической погрешности результата косвенного измерения  $\mu_j$  вычисляют по формуле

$$\theta(\mu_j) = 1,1 \cdot \xi_{пр} \frac{\theta_p}{\Delta P_{трjij}} \sqrt{1 + \left(\frac{\Delta P_{прjij}}{\Delta P_{трjij}}\right)^2}$$

где  $\theta_p$  – границы погрешности датчика давления.

Значения  $\Delta P_{прij}$  и  $\Delta P_{трj}$  выбираются так, чтобы максимизировать значение  $\theta(\mu_j)$  для каждого  $j$ .

6.3 Погрешность  $\Delta\mu_j$  результата измерения  $\mu_j$  оценивают на основе оценок случайных  $S(\mu_j)$  и неисключенных систематических погрешностей  $\theta(\mu_j)$  согласно формулам, приведенным в рекомендациях МИ 2083-90.

Оценка погрешности измерения скорости воздушного потока:

1. Скорость потока определяется как результат косвенного измерения

Значение скорости воздушного потока производится в соответствии с рекомендациями МИ 2000-89. Значение скорости рассчитывается по формуле

$$v = \sqrt{\frac{2q(1 - \varepsilon)}{\rho}}$$

где  $\varepsilon$  – коэффициент сжимаемости;

$v$  – скорость потока, м/с;

$\rho$  – плотность воздуха в потоке, кг/м<sup>3</sup>;

$q$  – скоростной напор, Па.

Коэффициент сжимаемости рассчитывается по формуле

$$\varepsilon = \frac{\Delta P}{2\kappa(P_{атм} - P)}$$

где  $\Delta P$  – перепад между полным давлением  $P_0$  и статическим давлением  $P$ , Па

$\kappa$  – показатель адиабаты равный 1,4;

$P_{атм}$  – атмосферное давление, Па;

$P$  – статическое давление в потоке, Па.

Плотность воздуха с учетом особенностей схемы измерений определяется выражением

$$\rho = \rho_{ст} \frac{(P_{атм} - P) T_c}{V_c \cdot T} \left( 1 - 0,378 \frac{P_{нп}}{(P_{атм} - P)} \cdot \psi \right)$$

где  $\rho_{ст}$  – нормальная плотность сухого атмосферного воздуха,  $\rho_{ст} = 1,225$  кг/м<sup>3</sup>;

$P_{атм}$  – атмосферное давление на момент измерений, Па;

$T_c$  – температура стандартной атмосферы,  $T_c = 288,15$  К

$V_c$  – стандартное атмосферное давление,  $V_c = 101325$  Па;

$T$  – статическая температура потока, К;

$P_{нп}$  – давление насыщенного водяного пара при температуре  $t$  °С, Па;

$\psi$  – относительная влажность воздуха.

Величина скоростного напора определяется выражением

$$\mu_q(P_0 - P)$$

где  $\mu_q$  – коэффициент поля потока по скоростному напору.

2. Скорость потока определяют на тех же режимах, что и при определении поля стенда. На каждом из режимов берется не менее 3 отсчетов в режиме измерения скорости. В результате получают ряды отдельных значений аргументов ( $P_{0i}$ ,  $P_i$  и т.д.,  $i = 1, \dots, n$ ).

3. Для каждого отсчета вычисляют оценку погрешности измерения скорости потока согласно следующей методике:

Выражение для определения скорости потока можно записать в виде

$$V = \sqrt{\mu \frac{2}{\rho} q (1 - \varepsilon)}$$

где  $\mu$  – коэффициент поля,

$\rho = \rho(P_a, P, t, \psi)$  – плотность воздуха,

$q = q(P_0, P, \Delta P)$  и  $\bar{P} = \bar{P}(P_0, P, \Delta P)$  – скорректированные значения скоростного напора и статического давления соответственно,

$\varepsilon = \varepsilon(q, \bar{P}, P_a)$  – поправка на сжимаемость.

Вид указанных зависимостей с учетом особенностей схемы измерений приведен выше. Запишем эти формулы в виде, удобном для расчетов.

$$\rho = 0,00348 \frac{P_a - \bar{P} - 0,378\psi P_{нп}}{t + 273,15}$$

$$q = \frac{2\Delta P + P - P_0}{3}$$

$$\bar{P} = \frac{2P + P_0 + \Delta P}{3}$$

$$P_{нп} = 0,05995t^3 + 0,3872t^2 + 57,62t + 555,6$$

Аргументами для указанных функций служат величины  $P_0, P, \Delta P, P_a, t, \psi$ , значения которых измеряются при каждом отсчете.

Погрешность измерения скорости  $\Delta V$  оценивается, согласно рекомендациям МИ 2083-90 (при доверительной вероятности  $P = 0,95$ ), на основе оценок случайных и неисключенных систематических погрешностей, формулы для вычисления которых имеют следующий вид:

$$S(V) = \sqrt{\left(\frac{\delta V}{\delta \rho}\right)^2 S^2(\rho) + \left(\frac{\delta V}{\delta q}\right)^2 S^2(\rho) + \left(\frac{\delta V}{\delta \varepsilon}\right)^2 S^2(\varepsilon)}$$

$$\theta(V) = \sqrt{\left(\frac{\delta V}{\delta \mu}\right)^2 (\Delta \mu)^2 + \left(\frac{\delta V}{\delta \rho}\right)^2 \theta_{\rho}^2 + \left(\frac{\delta V}{\delta q}\right)^2 \theta_q^2 + \left(\frac{\delta V}{\delta \varepsilon}\right)^2 \theta_{\varepsilon}^2}$$

Для удобства расчетов заметим, что

$$\frac{\delta V}{\delta \mu} = \frac{V}{2\mu}; \quad \frac{\delta V}{\delta \rho} = -\frac{V}{2\rho}; \quad \frac{\delta V}{\delta q} = \frac{V}{2q}$$

Составляющими  $\theta_{\varepsilon}$  и  $S(\varepsilon)$  можно пренебречь в силу их малости.

Значения коэффициента поля  $\mu_i$  и погрешности его определения  $\Delta \mu_i$  для указанных режимов получены ранее.

Для плотности  $\rho$  формулы имеют вид

$$\theta_{\rho} = 1,1 \cdot \sqrt{\left(\frac{\delta \rho}{\delta P_a}\right)^2 \theta_{P_a}^2 + \left(\frac{\delta \rho}{\delta P}\right)^2 \theta_P^2 + \left(\frac{\delta \rho}{\delta \psi}\right)^2 \theta_{\psi}^2 + \left(\frac{\delta \rho}{\delta t}\right)^2 \theta_t^2}$$

$$S(\rho) = \left| \frac{\delta \rho}{\delta P} S(\bar{P}) \right|$$

$$\frac{\delta \rho}{\delta P_a} = \frac{0,00348}{t + 273,15} \left[ -0,378\psi \frac{\delta P_{\text{НП}}}{\delta t} - \frac{P_a - \bar{P} - 0,378\psi P_{\text{НП}}}{t + 273,15} \right]$$

Значения  $\theta_t, \theta_{\psi}, \theta_{P_a}, \theta_P$  равны погрешностям соответствующих измерительных приборов, указанным в документации на них или установленным при калибровке.

Подставляя значения аргументов в формулы, получаем значения оценки погрешности измерения скорости для каждого режима.

По результатам проделанной работы:

Проведены расчёты и определены характеристики основных элементов стенда: ресивера, сопла, рабочей камеры, диффузора и координатного устройства для позиционирования приемников полного и статического давлений при их градуировке;

Разработана математическая модель эталонной струи для градуировочного стенда;

Точность позиционирования приемников давлений при угловых и линейных перемещениях в эталонной струе газового потока стенда подтверждается средствами измерений утвержденного типа.

Разработанные и созданные средства измерений, применяемые для градуировки приемников полного и статического давлений, являются неотъемлемой составной частью экспериментальных работ по созданию новых конструкций газотурбинных авиационных двигателей.

Применение выше перечисленных средств измерения позволяет провести первичную (далее, в ходе эксплуатации, периодическую) аттестацию градуировочного стенда для проведения испытаний грёбёнок.

#### Библиографический список

1. В.А. Афанасьев, М.М. Жигунов, А.И. Ланшин, В.П. Монахова, О.В. Тушавина. Экспериментальная отработка и сертификационные испытания авиационных двигателей // Учебник под общей редакцией А.И. Ланшина и В.А. Афанасьева, М, Из-во МАИ, 2021, с. 456.
2. Афанасьев В. А., Монахова В. П., Мухина С. Д., Версин А. А., Назырова О. Р., Болховитин М. С. // Разработка экспериментальных средств для градуировки приемников давлений. Труды МАИ. 2017. №95.
3. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. 3-е издание, переработано – Москва. Энергия: 1974. – 592с.: иллюстрации Библиогр: с 583-589.
4. Виноградов Л.В., Лотфулин Ш.Р. Исследование геометрических параметров сопла с контуром Витошинского // Вестник РУДН, сер. Инженерные исследования, 2004, №2 (9)
5. А.А. Версин, А.М. Молчанов, В.П. Монахова, В.А. Афанасьев. Разработка математической модели течения газа для градуировочного стенда приёмников полного и статического давлений // омский научный вестник, 2022, № 3, стр.117-121.
6. В. А. Афанасьев, В. П. Монахова, А. Н. Мухин, А. А. Заранкевич, О. Р. Назырова, А. А. Версин. Разработка системы позиционирования для обеспечения точности угловых и линейных перемещений. // Вестник метролога, 2019, №3, стр. 3-7.

УДК 621

#### ЦИФРОВЫЕ ИННОВАЦИИ В МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ

Колмаков С.В.<sup>1</sup>, Койтов С.А.<sup>1</sup>,  
<sup>1</sup>НОЦ ВКО «Алмаз-Антей»

*Аннотация:* в современной производственной среде по созданию конструкций и изделий из композитных материалов – углепластиков и стеклопластиков, особое внимание уделяется технологии пропитки под давлением ввиду высоких качественных характеристик получаемых деталей. В настоящее время на производстве, технология пропитки под давлением активно применяется для изготовления оболочек из стеклопластика. Для её обеспечения применяется массивная и дорогостоящая технологическая оснастка из стальных сплавов с хромированной формовочной

поверхностью. Цифровое моделирование технологии формования и выявление конструктивных особенностей оснастки позволяет значительно сократить временные и финансовые затраты компании.

*Ключевые слова:* композиционные материалы, математическое моделирование, программное обеспечение, формование.

*Abstract:* in the modern production environment for the creation of structures and products made of composite materials of carbon fiber and fiberglass, special attention is paid to the technology of impregnation under pressure due to the high quality characteristics of the parts obtained. Currently in production, the technology of pressure impregnation is actively used for the manufacture of fiberglass shells. To ensure it, massive and expensive technological equipment made of steel alloys with a chrome-plated molding surface is used. Digital modeling of the molding technology and identification of the structural features of the tooling can significantly reduce the time and financial costs of the company.

*Keywords:* composite materials, mathematical modeling, software, molding.

Композиционные материалы на основе объемно-структурированного наполнителя и полимерной матрицы находят все большее применение в изделиях авиационно-космической и ракетной техники. Это не только элементы внутреннего оборудования – кронштейны, держатели, элементы электрооборудования, но и крупногабаритные узлы, такие как корпуса планера аппарата, теплозащитные оболочки, испытываемые в условиях полета экстремальные механические и термодинамические нагрузки.

Патентный ландшафт как фильтрующий инструмент отбора эффективных инноваций в области проектирования и изготовления композиционных материалов позволил выявить компании, обладающие компетенциями в области моделирования процесса формования. Методом бенчмаркинга были изучены результаты применения программных решений ESI Group в компаниях (Aernnova, EUROS, АпАТЭК, ЦАГИ, Pole de Plasturgie), занимающихся производством композиционных деталей. Применение методов численного моделирования процесса с использованием 3D-моделей, построенных в CAD системах позволяет существенно сократить ресурсные затраты на разработку оснастки и технологии в сравнении с традиционным методом экспериментального подбора оптимальной конструкции оснастки и режимов формования, таким образом улучшить конкурентные преимущества компании [1-4]. Получение требуемых характеристик детали из композиционного материала – механических, теплофизических, технологических, а также и себестоимость изготовления детали во многом зависит от конструкции формообразующей оснастки и проработанности технологического процесса. В RTM технологии — это количество и расположение в оснастке точек входа и выхода связующего, продолжительность пропитки (ограниченная жизнеспособностью связующего) и режим подачи связующего (ступенчатый или непрерывный, давление подачи), локальные изменения структуры и плотности наполнителя. Для работы были выбраны программы ESI PAM-FORM, PAM-RTM.

В данной работе рассмотрен пример математического моделирования процесса пропитки под давлением, его визуализация и параметризация. Данные, полученные в ходе работы, позволяют добиться снижения материалоемкости при проектировании и изготовлении оснастки и получения детального представления о процессе пропитки и прогнозирование возможных дефектов.

Цель работы – разработка модели задачи и различных вариантов пропитки, а также обоснование экономической целесообразности применения программного продукта для моделирования процессов изготовления композиционных деталей на производстве.

В рамках пилотного проекта прорабатывались основные методы и инструментарию моделирования и оптимизации технологического процесса: выбор программного обеспечения и математических моделей проницаемого наполнителя; разработка методики и оборудования для определения проницаемости наполнителя в зависимости от его локальных изменений структуры; моделирование процесса пропитки при различных режимах и оптимизация конструкции пресс-формы.

Объект исследования – Математическая (CAD) модель, её проектирование и анализ задачи пропитки. В процессе работы была создана 3D модель сетки детали и сделана полная постановка процесса пропитки с анализом результатов. Были рассчитаны и проанализированы разнообразные варианты установки штуцеров подачи и отвода связующего, изменялись габариты конструктивных элементов, участвующих в пропитке.

В качестве рекомендаций по внедрению результатов этой работы предлагается использовать указанный подход для проектирования конструктивно подобных образцов с проведением их валидации и финального изделия. Это позволит создать на базе существующих решений ESI Group и разрабатываемых вариантов прикладной программный комплекс. Эффективность подобной работы может быть оценена по сокращению временных затрат на проектирование и отладку технологии производства изделия за счет переноса этих стадий в цифровую модель и за счет этого снизить количество опытных образцов при доводке технологии. Описанная методика и программное обеспечение может применяться для проектирования и разработки технологии производства изделий из композиционных материалов.

Для постановки задачи моделирования, с помощью среды ESI Visual Mesh, была создана 3D сетка модели, на основе предоставленной геометрии CAD. Верхние и нижние области со свободным течением связующего в готовой модели были упрощены в плане геометрии и сделаны в виде отдельных частей.

Для удобства постановки задачи и задания свойств, модель была разбита на 6 частей: зоны свободного течения связующего (Обозначены как PART14 и 15 в модели), швы конуса (Обозначены

как PART16, 17 в модели), поверхности конуса (Обозначены как PART18, 19 в модели). Задание свойств материалов это один из самых важных этапов постановки задачи. В данном случае нам требовалось задать 4 материала: полимерное связующее, «фон» армирования МКТ-4,2, «шов» армирования КТ-11-13, зона чистого течения связующего. Реологические свойства в данных областях были определены опытным путем и занесены в базу программы для расчета. Для выявления возможности улучшения скорости пропитки путём изменения расположения штуцеров подачи и отвода связующего, рис. 1., были проведены расчеты для различных моделей форм.

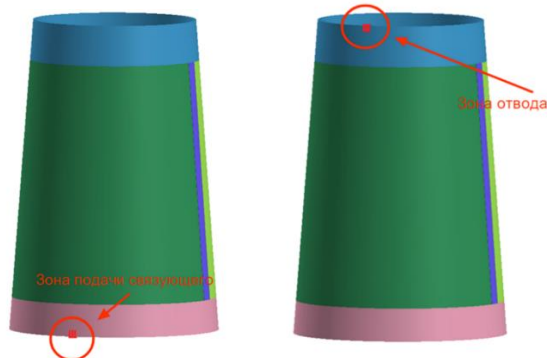


Рис. 1. Модель с пропиточными кольцами и точками размещения штуцеров.

Расчетное время пропитки в зависимости от конструктивных особенностей варьируется от 2,30 ч. до 1,60 ч. Визуализация времени пропитки и давления показана на рис. 2.

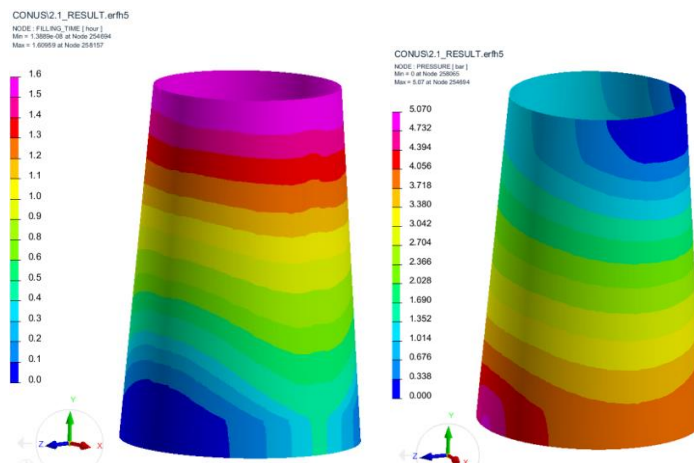


Рис. 2. Визуализация процесса пропитки.

Время пропитки 1,6 ч. совпало с данными реальных испытаний, значения давления и распределение фронта течения связующего в пределах допустимых требований чертежа на форму из алюминиевых сплавов, что допускает их применение. На рис. 3 приведена одна из итераций моделирования пропитки под давлением длительностью 2,3 ч. и в конце процесса пропитки наблюдается дефект - непропитанная зона на меньшем диаметре оболочки. Решением данной проблемы послужило изменение положения, диаметров штуцеров, объема пропиточных колец без армирования и в результате достигнуто более равномерное течение фронта связующего и время пропитки 1,6 ч.

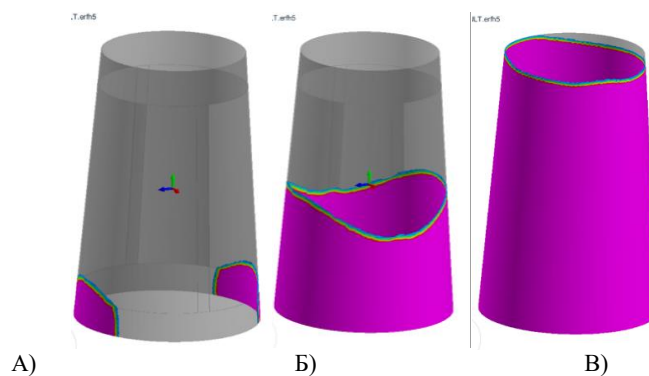


Рис. 3. Визуализация этапов процесса пропитки: А – начало; Б – середина; В – окончание.

**Выводы:** в результате итераций моделирования процесса была выявлена оптимальная конструкция и технологические параметры формования, достигнуто время пропитки 1,6 ч, с минимальными потерями связующего на выходе. Изготовление оснастки в соответствии с выбранным

оптимальным конструкторским решением и последующее формование детали, подтвердили сходимость расчетных и практических данных. Применение инновационных цифровых программных решений по моделированию формования композитов в производстве компании обеспечивает достижение целей по улучшению эффективности работы.

#### Библиографический список

1. Котов В.В. Моделирование производства композиционных материалов – вызов времени // Перспективные материалы для авиакосмической промышленности. 2011. №1. С. 21–23.
2. Dennis A. Siginer, Sanjay Sharm, Permeability measurement methods in porous media of fiber reinforced composites // Applied Mechanics Reviews. 2010.
3. Elinor E Swery, Tom Allen, Sebastien Comas-Cardona, Quentin Govignon, Chris Hickey, Jamie Timms, Loic Tournier, Andrew Walbran, Piaras Kelly, Simon Bickerton // Efficient experimental characterisation of the permeability of fibrous textiles // Journal of Composite Materials. 2016.
4. S. Chatel, S. Maison-le-Poec, F. Trochu, Edu Ruiz, J. Bréard, P. Ouagne // A Permeability measurement method dedicated to a composite process family // The 9th International Conference on Flow Processes in Composite. 2008.

УДК 629.7.08 + 621.9.06

#### ПРИМЕНЕНИЕ УНИВЕРСАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОСНАСТКИ ДЛЯ СБОРКИ ЛА

*М.В. Палкин<sup>1</sup>, С.А. Жумаев<sup>1</sup>*

*<sup>1</sup>. АО «ВПК «НПО машиностроения»*

Технологическое оснащение производства было и остаётся одной из основных задач решаемых при организации производства и обеспечении эксплуатации любого изделия, в том числе летательного аппарата (ЛА). Именно от правильно разработанной оснастки зависит эффективность будущих процессов сборки в производстве и процессов обслуживания при эксплуатации. От скорости разработки оснастки зависит скорость начала производства [1, 2].

В настоящее время широко рассмотрен вопрос проектирования систем оснастки для механообрабатывающего производства. Однако для сборочного производства ЛА данный вопрос рассмотрен недостаточно полно. Комплекты производственной оснастки в основном создаются под конкретный тип изделия. Комплекты наземного технологического оборудования (эксплуатационная оснастка) обычно проектируются отдельными организациями с минимальным учётом производственной технологической оснастки, в результате чего взаимодействие производственной и эксплуатационной оснастки может быть ограниченным или отсутствовать.

Важной задачей также является систематизация и композиция конструктивных элементов изделий и оснастки для последующей разработки технологических процессов, в том числе типовых.

Рассмотрим вопрос оснащения производства технологической оснасткой более подробно. Под комплектом технологической оснастки сборочного производства подразумевают как стандартные приспособления, так и специально разработанные под конкретные виды изготавливаемых изделий, выполняющие узкую технологическую функцию. К ним относят рабочие приспособления, специальные ключи, переходники, заправочные устройства, технологические соединители и многое другое. Также к специальным крупногабаритным средствам технологического оснащения относят транспортировочные тележки и контейнеры, траверсы для подъёма изделия и его агрегатов, подставки для хранения, такелажные приспособления, переходники, сборочные стенды и стапели [3, 4].

Исторически сложилось, что для обеспечения сборки нового изделия комплект оснастки разрабатывается вновь, пусть и с учётом предыдущего опыта [5]. При этом на одном предприятии могут изготавливаться различные по конструкции виды изделий, которые будут иметь свои комплекты сборочной оснастки. Это приводит к дополнительным затратам как на изготовление, так и на содержание оснастки.

В связи с этим возникает необходимость проектирования универсальной системы технологической оснастки и соответственно метода выполнения данного проектирования.

При этом в механообрабатывающем производстве давно известна и используется система УСП (универсально-сборочное приспособление), позволяющая собирать необходимые приспособления для фиксации заготовок при обработке из стандартизованных элементов [6, 7].

Комплект технологической оснастки, в первую очередь, обеспечивает выполнение технологических операций сборки – монтаж/демонтаж агрегатов и отсеков изделия, их безопасное транспортирование внутри предприятия, проведение испытаний и др. Помимо обеспечения требований конкретной технологической операции, один элемент комплекта проектируется с учётом беспрепятственного взаимодействия с другим элементом комплекта при выполнении другой технологической операции. При этом для упрощения технологического цикла сборки оснастка проектируется таким образом, чтобы обеспечить минимальное количество используемых элементов. Допустим, если для работ с отсеком изделия требуется использование такелажных колец для подъёма траверсой, то эти же кольца используются в составе транспортировочных тележек и контейнеров, а также подставок для хранения отсека. Также конструкция такелажных колец обеспечивает лёгкость их установки на изделие. В совокупности, эти факторы упрощают технологический процесс сборки изделия, создают дополнительное удобство, а также минимизируют разнообразие оснастки, формируя единый комплект средств технического оснащения.

Оборудование обязано соответствовать характеру всех выполняемых работ на конкретном участке и максимально полно обеспечивать технологический цикл. При проектировании всего комплекта оснастки необходимо учитывать взаимодействие всех его элементов на протяжении всего



технологического цикла сборки изделия. В том числе и малогабаритной оснастки (например, специальных ключей) с крупногабаритной (например, монтажных стендов).

Таким образом можно резюмировать требования при выполнении которых комплект оснастки становится единой системой оснастки для одного типа изделий:

- обеспечение выполнения заданных технологических функций,
- обеспечение взаимодействия элементов оснастки между собой,
- минимизация элементов комплекта оснастки за счёт обеспечения их многофункциональности,
- удобство эксплуатации,
- безопасность эксплуатации.

Актуальной является задача по созданию универсальных систем сборочной оснастки, применяемых для работы с несколькими видами изделий, в том числе сильно отличающимися по конструкции. Эта необходимость обуславливается следующим рядом причин:

- во-первых, наличие универсальной системы экономит время на проектирование комплекта оснастки для разных видов изделий;

- во-вторых, эта система позволяет использовать ранее изготовленные элементы оснастки, которые применялись ранее для не выпускаемого более изделия, для нового вида изделия, которое ставится на производство;

- в третьих, решается вопрос сохранения элементов оснастки, на случай возобновления сборки ранее приостановленного в выпуске изделия. Комплект оснастки под изделие может быть восстановлен, при необходимости, из находящегося в использовании, что не потребует траты средств на обеспечение хранения без эксплуатации или на изготовление нового комплекта.

На Рисунке 1 и Рисунке 2 условно показана ситуация на производстве при отсутствии и наличии универсальной системы оснастки соответственно.

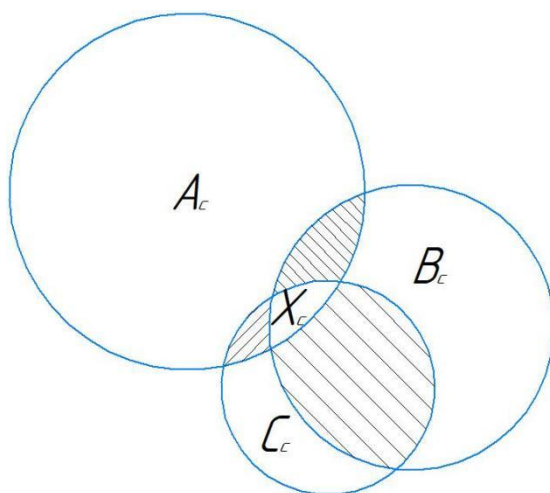


Рисунок 1. Системы оснастки разных изделий при отсутствии универсальной системы оснастки.

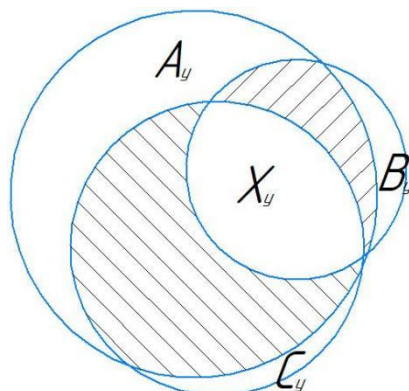


Рисунок 2. Системы оснастки разных изделий при наличии универсальной системы оснастки.

Множества  $A$ ,  $B$  и  $C$  - системы оснастки трёх различных изделий. При стандартном подходе к проектированию системы оснастки множество оснастки доступной к применению во всех системах является пересечение множеств  $X_c = A_c \cap B_c \cap C_c$  (Рисунок 1). При этом части множеств находящихся вне пересечения значительно превышают  $X_c$ . Также  $X_c$  может быть пустым:  $X_c = \emptyset$ . При проектировании универсальной системы оснастки множество оснастки доступной к применению во всех системах можно выразить как  $X_y = A_y \cap B_y \cap C_y$  (Рисунок 2). При этом соблюдаются следующие соотношения между отдельно спроектированными системами оснастки и универсальной системой оснастки:

$$X_y > X_c,$$

$$A_y \cap B_y > A_c \cap B_c,$$

$$B_y \cap C_y > B_c \cap C_c,$$

$$A_y \cap C_y > A_c \cap C_c.$$

Таким образом универсальная система оснастки значительно сокращает объём уникальной оснастки, а также сокращает суммарное количество используемых приспособлений и их элементов. Отдельное использование универсальных элементов при этом заменяется отдельным использованием уникальных приспособлений.

Конечно, наличие универсальной системы оснастки не отменяет использование специальных и уникальных приспособлений, таких как ключи, ложементы, такелажные элементы, предназначенных для конкретного изделия, но в целом предполагает значительно снизить их количество, тем самым упрощая мероприятия по обеспечению учёта и хранения.

Рассмотрим основные принципы и порядок построения универсальной системы оснастки, применяемые при её проектировании.

Подгруппы элементов выбираются таким образом, чтобы обеспечить их максимальную унификацию и многофункциональность. Например, такелажная траверса может быть рассмотрена как набор следующих элементов: грузоподъёмная балка, система подвеса, такелажные устройства, которыми траверса крепится к изделию. При этом балка может быть использована как для подъёма крупногабаритного агрегата, так и для подъёма сравнимого по размерным характеристикам готового изделия. При установке новой системы подвеса траверса может быть использована для подъёма изделия или изделия в контейнере, а такелажные устройства могут быть выполнены таким образом, что позволяют не только поднимать изделие, но и закреплять его на монтажном стенде, на транспортировочной тележке, в контейнере или на подставке.

Иными словами, одни элементы системы смогут быть применены для нескольких изделий, другие же будут максимально функциональны для использования с одним видом изделия. Некоторые элементы в системе могут сочетать эти характеристики. Соответственно происходит объединение двух подходов с целью обеспечения универсальности, функциональности и системности в создании сборочной оснастки. Таким образом можно выделить следующие принципы превращающие систему оснастки одного изделия в универсальную:

- максимальная унификация и универсальность элементов оснастки для нескольких изделий,
- максимальная многофункциональность элементов оснастки для использования при сборке нескольких изделий.

Универсальная система оснастки позволяет снизить издержки и значительно ускорить запуск изделий в производство.

Затраты на комплект оснастки ( $S_{осн}$ ) представляют собой соответственно затраты на проектирование оснастки ( $S_{пр}$ ), затраты на технологическую подготовку производства ( $S_{под}$ ), затраты на само изготовление приспособлений ( $S_{изз} = S_m + S_p$ ), состоящее из затрат на производство и затрат на материал. Также следует учесть затраты на поддержание оснастки в работоспособном состоянии - затраты на эксплуатацию ( $S_{эксп}$ ), которые состоят из затрат на обслуживание ( $S_{обс}$ ), ремонт ( $S_{рем}$ ), проведение периодических испытаний ( $S_{и}$ ).

$$S_{осн} = S_{пр} + S_{под} + S_m + S_p + S_{обс} + S_{рем} + S_{и}$$

При этом каждый элемент может быть представлен в виде:

$$S = \sum_{l=1}^t S_l,$$

где  $t$  - общее количество приспособлений в комплекте оснастки.

Общие затраты на обеспечение производства нескольких изделий отдельными системами оснастки можно описать формулой:

$$S_{осн} = \sum_{l=1}^t S_{прl} + \sum_{l=1}^t S_{подl} + \sum_{l=1}^t S_{ml} + \sum_{l=1}^t S_{pl} + \sum_{l=1}^t S_{обсл} + \sum_{l=1}^t S_{ремl} + \sum_{l=1}^t S_{ил}$$

Создание универсального комплекта оснастки позволяет снизить затраты сразу по всем составляющим. В тоже время появляются затраты на перекомплектацию приспособлений для использования с разными изделиями ( $S_{пер}$ ).

При применении универсальной системы оснастки общие затраты будут выглядеть следующим образом:

$$S_{осну} = S_{пру} + S_{поду} + S_{му} + S_{пу} + S_{обсу} + S_{рему} + S_{иу} + \sum_{l=1}^t S_{перl}$$

Количество оснастки в универсальном комплекте определяется из конкретных потребностей производства. Каждый производственный участок должен быть обеспечен оснасткой в полном объёме в зависимости от его фактической загрузки с учётом фактора переналадки оснастки.

При проектировании всего комплекта оснастки необходимо учитывать взаимодействие всех его элементов на протяжении всего технологического цикла сборки изделия. В том числе и малогабаритной оснастки (например, специальных ключей) с крупногабаритной (например, монтажных стендов). Большую помощь в решении данных задач оказывает проектирование оснастки с использованием конструкторских 3D моделей изготавливаемых изделий [8, 9, 10].

Следует отметить, что в случае внедрения системы универсальной сборочной оснастки целесообразно применение CALS-технологий с формированием электронной базы данных всех её универсальных элементов для обеспечения их использования с максимально эффективной загрузкой, для чего система универсальной оснастки и предназначена [11]. Такая база данных должна содержать следующую информацию:

- о загрузке конкретного элемента оснастки в рамках цикла сборки,

- о приспособлении в котором элемент оснастки применяется,
- о технологическом процессе, в котором элемент оснастки применяется,
- о производственном участке, где происходит эксплуатация элемента, и так далее.

Рекомендации по применению универсальной системы оснастки:

- применение универсальной системы оснастки целесообразно при изготовлении нескольких видов изделий.

- при серийном производстве на базе универсальной системы могут разрабатываться специализированные приспособления,

- на базе универсальной системы оснастки может быть разработан комплект наземного технического оснащения ЛА.

- наиболее эффективно применение универсальной системы оснастки при относительно близких массогабаритных характеристиках изготавливаемых изделий. При этом элементы универсальной системы оснастки могут быть разработаны на весь диапазон массогабаритных характеристик ЛА и их агрегатов.

Применение универсальной системы оснастки в производственном процессе даёт возможность упростить технологический процесс сборки изделия, создаёт дополнительное удобство при эксплуатации, минимизирует разнообразие оснастки, гарантирует минимальные затраты времени на её подготовку к применению, позволяет создать приспособления, наиболее эффективно обеспечивающие технологический цикл сборки нескольких видов изделий.

На данный момент поставлена задача разработки методики проектирования универсальной системы оснастки для сборки ЛА.

#### **Библиографический список**

1. Алифанов О.М., Андреев А.Н., Гушин В.Н. и др. Баллистические ракеты и ракеты-носители: Пособие для вузов; Алифанов О.М., ред. // М.: Дрофа, 2004. - 512 с.
2. Братухин А.Г. Приоритеты авиационных технологий: в 2 т. // М.: Изд-во МАИ, 2004.- Т. 1 - 2.
3. Гардымов Г.П., Парфенов Б.А., Пчелинцев А.В. Технология ракетостроения: Учебное пособие. // СПб: «Специальная Литература», 1997. - 320 с.
4. Ершов В.И., Павлов В.В., Каширин М.Ф., Хухорев В.С. Технологии сборки самолётов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов // М.: Машиностроение, 1986. - 456 с.
5. Нестеров В.Е. Космический ракетный комплекс «Ангара». История создания. // М.: Изд-во Ремарко, - 2018. - 1007 с.
6. Колганов И.М., Филиппов В.В. Проектирование приспособлений, прочностные расчёты, расчёт точности сборки: Учебное пособие. // Ульяновск: УлГТУ, 2000. - 99 с.
7. Шулепов А.П., Шманев В.А., Шитарев И.Л. Проектирование технологической оснастки: Учебник – под общей редакцией А.П. Шулепова. // Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1996. - 332 с.
8. Людоговский П.Л., Халиулин В.И. Основы проектирования сборочной оснастки в технологиях производства летательных аппаратов: учебное пособие // Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ, 2016. - 244 с.
9. Ahmed Soliman, M.Sherif. Assembly Process in Aircraft Construction. 2017/05/16: [Электронный ресурс] // Researchgate; URL: [https://www.researchgate.net/publication/316957153\\_Assembly\\_Process\\_in\\_Aircraft\\_Construction](https://www.researchgate.net/publication/316957153_Assembly_Process_in_Aircraft_Construction) (дата обращения: 12.01.2023).
10. J. Li, T. Sreenuch, A. Tsourdos. Condition Based Maintenance Optimization of an Aircraft Assembly Process Considering Multiple Objectives. International Scholarly Research Notices, vol. 2014, Article ID 204546, 13 pages, 2014. [Электронный ресурс] // Researchgate; URL: [https://www.researchgate.net/publication/260922939\\_Condition\\_Based\\_Maintenance\\_Optimization\\_of\\_an\\_Aircraft\\_Assembly\\_Process\\_Considering\\_Multiple\\_Objectives](https://www.researchgate.net/publication/260922939_Condition_Based_Maintenance_Optimization_of_an_Aircraft_Assembly_Process_Considering_Multiple_Objectives) (дата обращения: 14.01.2023 ).
11. Братухин А.Г., Давыдов Ю.В., Елисеев Ю.С. и др. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия) в авиастроении – под редакцией д-ра техн. наук, проф., Засл. деятеля наук РФ Братухина А.Г. // М.: Изд-во МАИ, 2000. – 304 с.

# СЕКЦИЯ 3 СИСТЕМЫ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННАЯ ТЕХНИКА

УДК 623.4.08

## АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ ДАТЧИКА ПРЕГРАДЫ

*Н.К. Небосов, А.А. Сладков*

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

Несмотря на стремительное развитие вооружения проблема эффективного поражения сильно защищённых целей остается актуальной и в наше время. При ее решении приходится учитывать следующие проблемы: обеспечение необходимой прочности материала снаряда, размещение достаточного количества взрывчатого вещества (ВВ), обеспечение наилучших свойств ВВ, обеспечение правильной и надежной работы датчика цели, а так же обеспечение своевременного срабатывания боеприпаса. Слишком ранний, как и слишком поздний, подрыв не вызовет достаточных разрушений. В нашем случае задача увеличения эффективности сводится к определению оптимального момента срабатывания. Для этих целей можно использовать специальный датчик преграды, основанный на действии перегрузки, действующей при взаимодействии снаряда с препятствием. В зависимости от свойств материала преграды и скорости встречи величина перегрузки может значительно меняться. В связи с этим до сих пор не существует универсального датчика для всех типов преград.

В данной работе была поставлена задача анализа работы датчика преграды (рисунок 1).

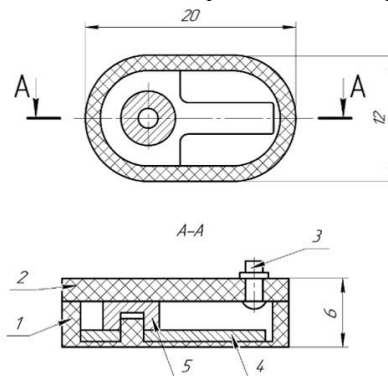


Рисунок 1 – схема датчика преграды

1 – корпус; 2 – крышка; 3 – контакт; 4 – пластина; 5 – втулка.

Работу датчик совершает при проникновении снаряда в преграду. Суть его работы заключается в том, что под действием возникающей перегрузки пластина 4, являясь одним из контактов, изгибается и замыкается на контакт 3. После окончания действия перегрузки контакты датчика размыкаются, тем самым подавая сигнал о выходе из преграды или остановке.

В качестве преграды выступает стена из бетона марки М600 толщиной 1 м. Угол встречи с преградой  $45^\circ$  от нормали. Материал корпуса снаряда сталь 45Х. Габаритные размеры датчика  $12*20*6$  мм.

Выбор материалов датчика обусловлен его работой. Корпус 1, как и крышка 2, должны быть не токопроводящие и достаточно прочными, поэтому в качестве материала для них был выбран ДСВ-4-Л.

Контакт 3 должен обеспечивать надежное электрическое соединение и низкое сопротивление даже при небольшом контакте, поэтому было выбрано золото с добавкой 5% меди.

Пластина 4 должна быть достаточно упругой для деформирования на необходимую величину и иметь высокий предел текучести, что бы при больших перегрузках напряжения лежали в зоне упругих деформаций. Для соответствия этим условиям была взята сталь 60Г закаленная при  $830^\circ$ , отпуск  $470^\circ$ . Предел текучести такой стали  $\sigma_T = 1180$  МПа, а предел прочности  $\sigma_T = 1370$  МПа.

Втулка 5 большой нагрузки испытывать не будет, поэтому её можно сделать из конструкционной стали 30.

Геометрия создана на основе 203-мм бетонобойного гаубичного снаряда (рисунок 2).

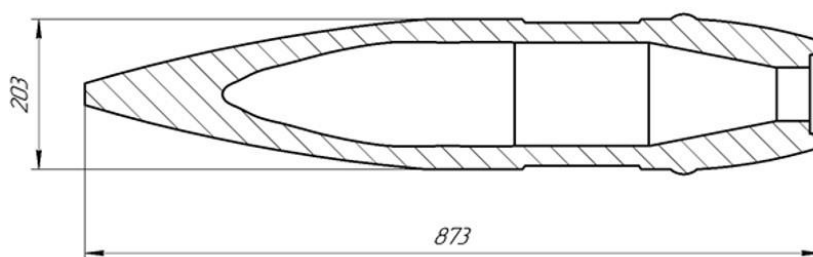


Рисунок 2 – эскиз снаряда

Материал снаряда сталь 45Х. Для описания свойств материала были заданы модель прочности Джонсона – Кука и модель разрушения Колмогорова.

Для идентификации параметров в модели прочности Джонсона-Кука воспользуемся системой уравнений:

$$\begin{cases} \sigma_B \left( 1 + \left( \frac{\sigma_B}{B_n} \right)^{\frac{1}{n-1}} \right) = \sigma_{02} + B \left( \frac{\sigma_0}{B_n} \right)^{\frac{n}{n-1}} \\ \sigma_{02} + B \left( \ln \frac{1}{1 - \psi_k} \right)^n = \begin{cases} \sigma_B (1 + 1,35\psi_k) \\ \sigma_B (0,8 + 2,06\psi_k) \end{cases} \end{cases}$$

После решения системы будут известны параметры:  $A = 540$  МПа,  $B = 795$  МПа,  $n = 1,66$ .

Воспользуемся моделью Колмогорова:

$$f = D_1 = \sqrt{3} \ln \frac{1}{1 - \psi} = 0,88$$

В качестве преграды выступает стена из бетона марки М600 толщиной 1 м. Для упрощения расчетов были выбраны размеры 4,5 метра в длину и 4 метра в ширину. Были использованы модель прочности Джонсона-Холквиста и модель разрушения Джонсона-Холквиста. Размер элемента сетки 50 мм. Закрепление было создано по 4 боковым граням.

Для идентификации параметров модели прочности были использованы результаты исследований, приведенные в диссертации Д.А. Ламзина «Высокоскоростное деформирование и разрушение мелкозернистых бетонов».

Таблица 1 – Параметры модели прочности Джонсона-Холквиста

Параметр в Ansys	Параметр в диссертации Д.А. Ламзина	Значение параметра
Shear Modulus	Модуль сдвига	1,15 ГПа
Hugoniot Elastic Limit	Предел упругости	14,5 МПа
Intact Strength Constant A	Нормализованная когезионная прочность	0,081
Intact Strength Exponent N	Показатель степени упрочнения под действием давления	1,081
Strain Rate Constant C	Коэффициент скорости деформации	0,0472
Fractured Strength Constant B	Нормализованное упрочнение под действием давления	1,132
Fractured Strength Exponent M	Показатель степени упрочнения под действием давления	1,081
Max. Fracture Strength Ratio	Величина пластической деформации перед образованием трещины	0,01

Таблица 2 – Параметры модели разрушения Джонсона-Холквиста

Параметр в Ansys	Параметр в диссертации Д.А. Ламзина	Значение параметра
Hydro Tensile Limit	Макс. гидростатическое давление при растяжении	-2,54 МПа
Damage Constant, D1	Постоянная разрушения	0,046
Damage Constant, D2	Постоянная разрушения	1
Bulking Constant, Beta	Предельная объемная деформация	0,1
Principal Tensile Stress	Статическая прочность на разрыв	1,31 МПа
Max. Princ. Stress Difference/2	Квазистатическая прочность при одноосном сжатии	25,4 МПа

Для решения поставленной задачи воспользуемся модулями явной динамики Explicit Dynamics и Autodyn в CAE системе ANSYS.

Для упрощения расчетов моделирование было разделено на 2 этапа:

1. Моделирование встречи снаряда с преградой и получение графика ускорений;
2. Моделирование датчика преграды с полученными ускорениями;

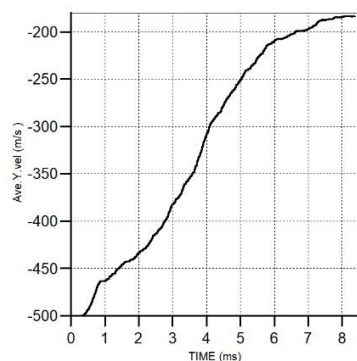


Рисунок 3 – Зависимость скорости от времени

Из полученных ранее результатов (рисунок 3) составим аппроксимированную функцию ускорения. Для уменьшения времени расчета ограничим время значением, которое немного больше значения при максимальной перегрузке. А также уменьшим ее до 0, чтобы увидеть полную работу датчика.

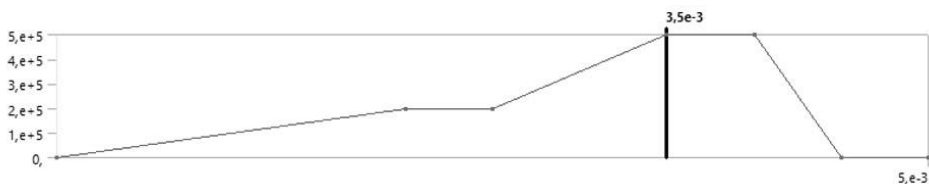


Рисунок 4 – Аппроксимированная функция ускорения

Произведем расчеты датчика преграды.

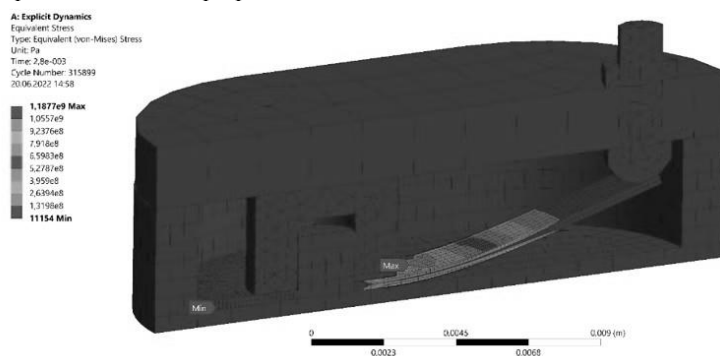


Рисунок 5 – Максимальные напряжения

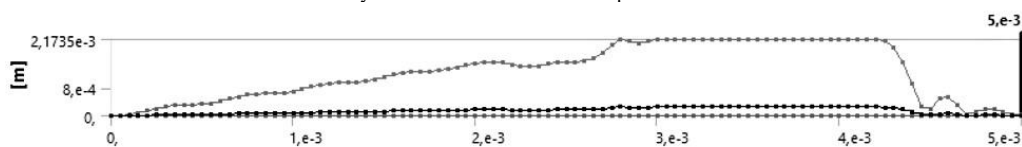


Рисунок 6 – График перемещений

Из рисунка 6 видно, что пластина достаточно быстро (за 0,1 мс) принимает исходное положение. При этом контакт разрывается через 0,25 мс после начала спада, что соответствует значению перегрузки около 25000.

В ходе данной работы была проанализирована работа датчика преграды. Получены значения напряжений и деформаций в процессе движения снаряда в преграде для пластины толщиной 0,3 мм. На рисунке 5 видно, что напряжения (1187 МПа) превышают предел текучести (1180 МПа). Это говорит о наличии пластических деформаций в пластине. Однако их значения будут невелики, так как разница между напряжениями всего 7 МПа, и находятся около  $0,002\varepsilon$ . На рисунке 6 показано, что величина остаточной деформации незначительна. Следовательно, это не будет препятствовать правильной работе датчика.

#### Библиографический список

1. Е. И. Орешко, В. С. Ерасов, А. В. Гриневич, П. В. Шершак, ОБЗОР КРИТЕРИЕВ ПРОЧНОСТИ МАТЕРИАЛОВ [Электронный ресурс] 2019 – режим доступа к журн.: [http://viam-works.ru/ru/articles?art\\_id=1467](http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=1467)
2. Бруйка В. А. – Инженерный анализ в ANSYS Workbench. Учебное пособие / В. А. Бруйка, В. Г. Фокин, Е. А. Солдусова, Н. А. Глазунова, И. Е. Адеянов. – Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. – 271 с.
3. Чемезов Д.А., ОПИСАНИЕ БИБЛИОТЕКИ МАТЕРИАЛОВ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS AUTODYN Учебное пособие / Владимирский химико-механический колледж 2014 – 20с.
4. В.А. Кузькин, Д.С. Михалюк, ПРИМЕНЕНИЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ ДЖОНСОНА-КУКА ПРИ ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ДЕФОРМИРОВАНИИ Учебное пособие / Институт проблем машиноведения РАН, С.-Петербург 2010 – 12с.
5. К.А. Цветков КРАТКИЙ КОНСПЕКТ ЛЕКЦИЙ ПО ДИСЦИПЛИНЕ «Механика бетона» Учебное пособие / г.Москва 2012г. – 70с.

УДК 623.1/7

### АНАЛИЗ ТЕНДЕНЦИЙ РАЗВИТИЯ ПРОТИВОПЕХОТНЫХ ГРАНАТОМЁТОВ

*Н.В. Антонова<sup>1</sup>, Г.Э. Маилян<sup>1</sup>, Е.А. Раинкина<sup>1</sup>, В.В. Тельминов<sup>1</sup>*

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

**Введение.** В ходе войны во Вьетнаме американскими войсками довольно успешно применялся однозарядный гранатомёт М79 калибра 40 мм (рис. 1). Он обеспечивал эффективное поражение живой силы противника на дистанциях до 350 – 400 м [1].

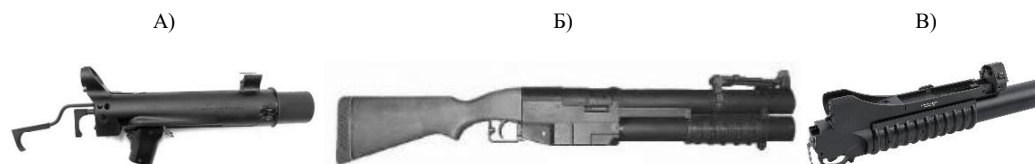


Рис. 1. Гранатомёт М79

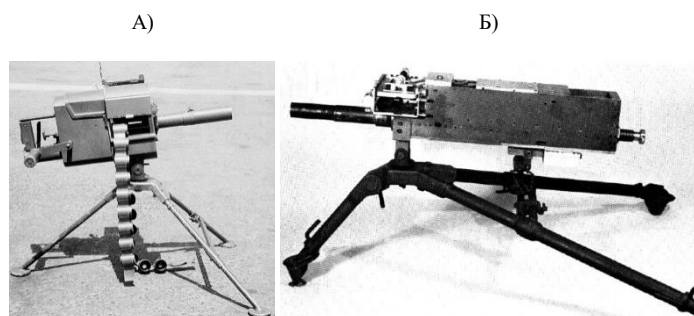
Главным недостатком была необходимость иметь при себе, кроме самого гранатомёта и носимого боезапаса, дополнительное оружие для самообороны. В результате сформировались две концепции развития гранатомётов:

- индивидуальный (подствольный) гранатомёт;
- оружие поддержки, предназначенное для стрельбы со станка или подвижной платформы.

Результатами разработок первой концепции развития стали подствольный CGL-4 / XM148 (рис. 2, А) и помповый EX-41 (рис. 2, Б) гранатомёты калибра 40 мм. В последствии получил широкую известность подствольный гранатомёт M203 (рис. 2, В) аналогичного калибра. Образцом второй концепции послужил гранатомёт Mk 18 (рис. 3, А). Данный образец не являлся в полном смысле автоматическим гранатомётом и приводился в действие стрелком при помощи вращающейся рукоятки. На смену Mk 18 поступил полностью автоматический гранатомёт Mk 19 mod 0 (рис. 3, Б).



А – CGL-4 / XM148, Б – EX-41, В – M203  
Рис. 2. Ранние модели ручных гранатомётов



А – Mk 18, Б – Mk 19 mod 0  
Рис. 3. Ранние модели автоматических станковых гранатомётов

Темп стрельбы Mk 18 зависел от физических возможностей человека. Конструкция гранатомёта была достаточно проста и надёжна. Благодаря малому весу для такого оружия и небольшим габаритам (всего 8,6 кг и 56 см в длину) гранатомёт был достаточно мобильным, дешёвым и технологичным в производстве. Одними из основных недостатков образца являлись заклинивание или разрыв ленты питания, выполненной из стекловолокна, после использования не более 5 раз.

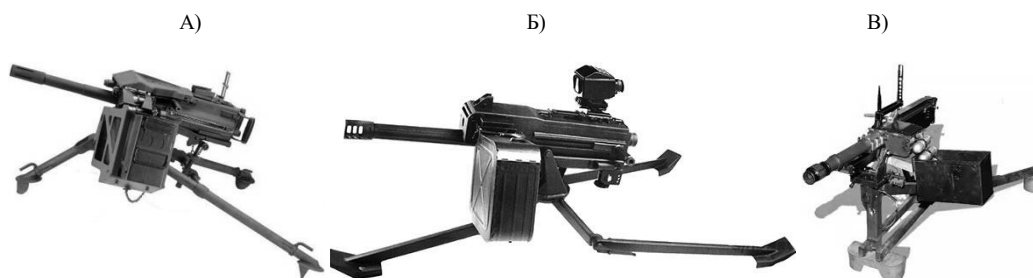
Автоматика Mk 19 mod 0 работала по принципу использования энергии отдачи свободного хода массивного затвора при неподвижном стволе. Недосток данной модели гранатомёта по сравнению с Mk 18 заключался в больших массогабаритных характеристиках. Однако у Mk 19 mod 0 значительно увеличились такие важные показатели, как скорострельность, дальность стрельбы и могущество за счёт применения более мощной гранаты.

**Обзор современных противопехотных гранатомётов.** Основные тактико-технические характеристики (ТТХ) автоматических станковых гранатомётов, состоящих на вооружении разных стран мира, представлены в таблице 1 [2 – 5].

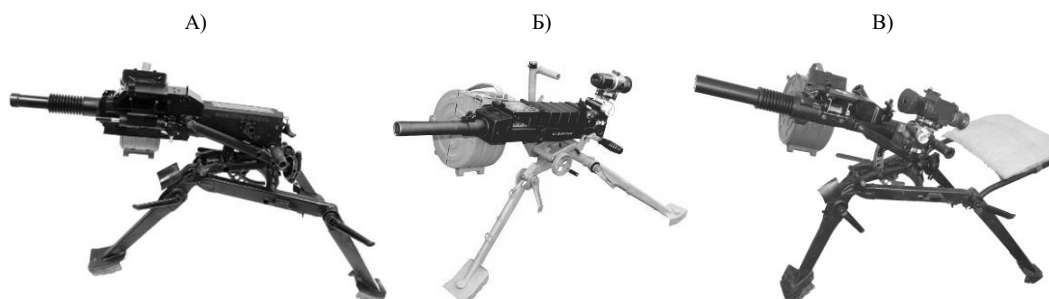
Таблица 1. Основные ТТХ автоматических станковых гранатомётов

Страна	Модель	Параметры				
		Калибр, мм	Длина, мм	Вес без боезапаса, кг	Темп стрельбы, выстр / мин	Эффективная дальность стрельбы, м
США	Мк 18	40 × 46	560	8,6	250	375
	Мк 20	40 × 46	685	9,7	250 – 275	400
	XM307 ACSW	25 × 59	1328	23	250	2000
	Мк 47 Striker	40 × 53	940	41	225 – 300	1500
	Мк 19 mod 3	40 × 53	1095	35,3	300 – 400	1500
ФРГ	HK GMG	40 × 53	1180	28	350	1500
Испания	LAG 40 SB-M1	40 × 53	996	34	215	1500
Украина	УАГ-40	40 × 53	960	17	400	1500
КНР	Norinco LG3	40 × 53	1030	27	340 – 400	2200
	QLZ-04	35 × 32	1026	24	350 – 400	1750
Сингапур	CIS-40-AFL	40 × 53	966	33	375	1500
ЮАР	Vektor Y3 AGL	40 × 53	844	32	320	1500
РФ	АГС-17 «Пламя»	30 × 29	840	18	350 – 400	1700
	АГС-30	30 × 29	840	16	400	1700
	АГС-40 «Балкан»	40	840	17	400	2500

Опираясь на данные ТТХ автоматических станковых гранатомётов разных стран, выявлены их следующие особенности. Подавляющее большинство гранатомётов разрабатывается под штатные боеприпасы НАТО калибром 40 мм или аналогичные им. Массогабаритные характеристики гранатомётов сильно различаются. При этом малым весом отличаются образцы с небольшой (около 400 м) дальностью стрельбы. Среди дальнобойных и высокоскоростных гранатомётов в лучшую сторону по этим показателям отличаются зарубежные Мк 19 mod 3, Norinco LG3, УАГ-40 (рис. 4) и отечественные АГС-17 «Пламя», АГС-30, АГС-40 «Балкан» (рис. 5).



А – Мк 19 mod 3, Б – Norinco LG3, В – УАГ-40  
Рис. 4. Зарубежные автоматические станковые гранатомёты



А – АГС-17 «Пламя», Б – АГС-30, В – АГС-40 «Балкан»  
Рис. 5. Отечественные автоматические станковые гранатомёты

Эффективная дальность стрельбы автоматических станковых гранатомётов варьируется в диапазоне 375 – 2500 м. Для многих гранатомётов калибра 40 мм прицельная дальность составляет 1500 – 1700 м, а максимальная достигает порядка 2200 м.

Лучшие показатели по дальности стрельбы у наиболее современного отечественного автоматического станкового гранатомёта модели АГС-40 «Балкан» (рис. 5, В). При заявленной прицельной дальности 2500 м его фактическая дальность стрельбы достигает 3000 м. Однако данный образец обладает важным недостатком – образование обратного пламени при ведении стрельбы. При



этом увеличение дальности стрельбы современных гранатомётов, с учётом возможности применения для целеуказания беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), является одной из актуальных задач.

Сравнительные параметры состоящих на вооружении отечественных автоматических станковых гранатомётов представлен в таблице 2 [3].

Таблица 2. Сравнительные параметры отечественных автоматических станковых гранатомётов

Параметр	Модель		
	АГС-17 «Пламя»	АГС-30	АГС-40 «Балкан»
Калибр, мм	30		40
Граната	ВОГ-17, ВОГ-17М, ВОГ-30, ГПД-30		7П39
Возможность стрельбы снарядом аналогичного калибра	нет		
Снаряд	нет		
Длина оружия, мм	840		
Масса без станка и патронной коробки, кг	18	16,5	17
Длина ствола, мм	290		400
Ход ствола при откате / выкате, мм	нет		
Ход затвора, мм	280		
Ширина ствольной коробки, мм	84		87
Прицельная дальность стрельбы, м	1700		2500
Максимальная дальность стрельбы, м	2200		2500
Начальная скорость гранаты / снаряда, м / с	185		240
Темп стрельбы, выстр / мин	350 – 400	400	
Боевая скорострельность, выстр / мин	25 – 30		
Перезарядка	ручная		
Радиус сплошного поражения осколками, м	7		10
Максимальная площадь разлёта осколков, м <sup>2</sup>	112 – 130		200
Ёмкость патронной коробки, выстр	30		20

**Тенденции развития современных противопехотных гранатомётов.** В ходе боевого применения отечественных гранатомётов АГС-17 «Пламя» и АГС-30, выявилась необходимость увеличения дальности и кучности стрельбы штатными боеприпасами ВОГ-17, ВОГ-17М, ВОГ-30, ГПД-30. Кроме того, имелись пожелания стрельбы разными видами боеприпасов с простым и быстрым переключением одного боеприпаса на другой. Линейкой таких боеприпасов в дополнение к штатным могли бы стать термобарические, световые, дымовые, противодронные, кумулятивные и другие, в том числе бронебойные снаряды.

На момент написания статьи отсутствуют модели гранатомётов с механизмом (системой) селективного переключения подачи боеприпаса. Такое конструкторское решение позволяет не только увеличить количество боеприпасов, используемых в одном цикле работы, но и варьировать его в зависимости от поставленных задач.

Споры об оптимальном калибре автоматических станковых гранатомётов продолжают до сих пор. С одной стороны, могущество боевого заряда 40 мм гранатомёта превосходит аналогичный показатель 30 мм в 1,5 – 2 раза, а с другой – преимущество 30 мм гранатомёта перед 40 мм в количестве носимого боекомплекта. Также меньший калибр боеприпаса снижает массу оружия. Стоит отметить, что при использовании 40 мм гранат одна и та же площадь поражения накрывается за меньшее время. При этом 30 мм граната быстрее долетает до цели.

Для поражения легкобронированной техники некоторыми странами используются специальные бронебойные боеприпасы. Например, в КНР разработали для гранатомёта модели QLZ04 (рис. 6, А) осколочно-фугасно-бронебойный (с бронепробиваемостью гомогенной брони толщиной до 80 мм) боеприпас калибром 35 мм и массой боевой части выстрела, равной 250 г. Необходимо подчеркнуть, что в ряде зарубежных автоматических станковых гранатомётов используются конструктивные решения, не применяемые ни в одном из отечественных образцов (рис. 3). К таким решениям относятся дульный тормоз, ручка для транспортировки и полусвободный затвор [6].

Особенно заслуживает внимания американская модель калибра 25 мм – XM307 ACSW (рис. 6, Б). Система XM307 ACSW имеет преимущество перед другими видами гранатомётов в виде меньшего общего веса (с боеприпасами), а также существенно большей дальности стрельбы.



А)

Б)

А – QLZ04, Б – XM307 ACSW

Рис. 6. Перспективные зарубежные автоматические станковые гранатомёты

Для установки на бронетехнике разрабатывался вариант двойного (селективного) питания гранатомёта XM307 ACSW с подачей двух лент с обеих сторон и дистанционным выбором боеприпаса (осколочного с дистанционным подрывом в одной ленте или бронестойкого в другой). В свою очередь, низкая отдача позволяет устанавливать XM307 ACSW на БПЛА и боевых роботах. Данная модель гранатомёта предполагает простую и быструю переделку, которая занимает около 2 минут, в крупнокалиберный пулемёт XM312 калибра 12,7 мм (.50 BMG) путём замены нескольких деталей, включая ствол.

Таким образом, результирующий вектор развития современных автоматических станковых гранатомётов предполагает переход к комбинированным системам, способным выполнять разные боевые задачи. При этом наблюдается тенденция к снижению массогабаритных показателей и увеличению мобильности, а также характеристик стрельбы – дальности и кучности.

**Выводы.** Исходя из анализа ТТХ и особенностей конструкций современных автоматических станковых гранатомётов, можно выделить следующие способы по улучшению отечественных образцов (табл. 2):

1. Повышения дальности стрельбы можно добиться увеличением длины ствола, однако для удобства транспортировки необходимо предусмотреть быстроразъёмное соединение между стволом и затворной частью (например, байонетное);

2. Для снижения отдачи и увеличения кучности стрельбы можно использовать дульный тормоз;

3. Применение механизма (системы) селективного переключения боеприпасов, способствующего ведению стрельбы из двух лент (магазинов) без перезарядки (все современные автоматические станковые гранатомёты такими возможностями не обладают);

4. Уменьшение массы затвора в несколько раз возможно путём перехода к схеме работы автоматики с полусвободным затвором. Данное решение позволяет снизить массу оружия в целом, упростить в некоторой мере конструкцию и повысить его устойчивость при автоматической стрельбе за счёт снижения усилия отдачи, следовательно, улучшить показатели кучности [7].

#### Библиографический список

1. Оружие и боеприпасы [Электронный ресурс]. – URL: <https://weaponland.ru/load/48> (дата обращения: 10.02.2023).
2. 38 Научно-исследовательский институт Министерства обороны Российской Федерации. Обзоры. Автоматические гранатомёты [Электронный ресурс]. – URL: <https://38niii.ru/obzory/ognestrelnoe-oruzhie/189-avtomaticheskie-granatomy> (дата обращения: 12.02.2023).
3. Информационное агентство «Оружие России». Вооружение и военная техника / Образцы [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.arms-expo.ru/armament/samples/1372/> (дата обращения: 13.02.2023).
4. Военное оружие и армии мира [Электронный ресурс]. – URL: <https://warfor.me/avtomaticheskie-granatomy> (дата обращения: 15.02.2023).
5. Книга войны. Обзоры оружия и военной техники [Электронный ресурс]. – URL: <https://warbook.club/oruzhie/granatomy/ags-40> (дата обращения: 15.02.2023).
6. В.А. Власов, А.А. Евсеев Полусвободное запирающее устройство для автоматического гранатомёта // Материалы VI Всероссийской научно-практической конференции (В рамках II Молодежного форума студентов и курсантов оборонных специальностей вузов России «С именем Калашников»), 2019. С 196 – 201.
7. А.Г. Шипунов и др. Проектирование спецмашин. Часть I. Проектирование стрелково-пушечного вооружения (дополнительные главы): учебник / Тула: Изд-во ТулГУ, 2010. 236 с.

УДК: 621.3

### ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ЛИТИЙ-ИОННЫХ АККУМУЛЯТОРОВ В ВОЕННО-МОРСКОМ ФЛОТЕ

*Н.А. Злотников<sup>1</sup>, Е.В. Иванков<sup>1</sup>*

*Военный институт (инженерно-технический) Военной академии материально-технического обеспечения им. генерала армии А.В.Хрулева*

В статье предлагается использование литий-ионных аккумуляторных батарей на подводных лодках Военно-Морского-Флота. Приведен расчет уменьшения электрической емкости контрольного элемента АБ ПЛ проекта 641 при неспецификационном разряде.

**Ключевые слова:** Аккумуляторная батарея, литий-ионные аккумуляторы, электрическая емкость, техническое состояние.

Сегодня, свинцово-кислотные аккумуляторы получили широкое распространение в качестве автономных источников электроэнергии Военно-Морского Флота. Особенностью использования свинцово-кислотных аккумуляторов на кораблях Военно-Морского Флота в качестве основных источников энергии является их установка на дизель-электрических подводных лодках (ПЛ) и в качестве резервных источников энергии на атомных подводных лодках (АПЛ).

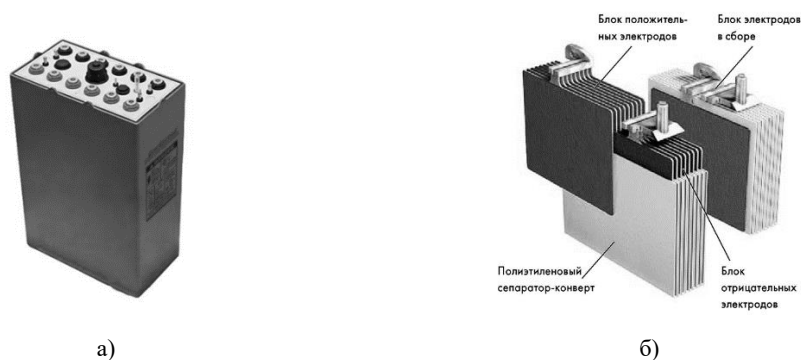
Известно, что к источникам энергии любых классов ПЛ (АПЛ) предъявляются повышенные требования по надежности [1], кроме того, все оборудование работает в агрессивной среде. Эти факторы обуславливают применение при проектировании свинцово-кислотных аккумуляторов для ПЛ

(АПЛ) нестандартных конструкторских решений, позволяющих обеспечить надежную эксплуатацию аккумуляторной батареи (АКБ) ПЛ (АПЛ) по критерию – безотказность.

АКБ, применяемые на ПЛ (АПЛ) представляют из себя электрически соединенные между собой, как правило, две группы элементов, изолированные друг от друга по требованию живучести.

По сравнению с другими аккумуляторами, свинцово-кислотные обладают рядом преимуществ [2]. Основными из которых являются:

- высокий коэффициент полезного действия (по некоторым изделиям – 80%);
- высокая электродвижущая сила с относительно малым ее изменением при разряде;
- низкое выделение  $H_2$  во время работы (при применении печей дожига  $H_2$  сгорает полностью);
- наличие внутренней системы охлаждения с большой эффективностью;
- аккумуляторный бак и крышка изготавливаются по технологии отливки, что уменьшает общий вес, значительно улучшает прочностных характеристики;
- пластины ячеек позволяют применять технологию сухого заряда при транспортировке АКБ на большие расстояния;
- применение системы перемешивания электролита внутри элемента защищает аккумулятор от сульфатации пластин и увеличивает электрические характеристики.



а) б)  
Рисунок 1 – Элемент аккумуляторной батареи подводной лодки  
а) внешний вид, б) общее устройство

Однако, известная электроэнергетическая система, основанная на применении вышеупомянутого типа АКБ имеет ряд недостатков: [5]

- относительно низкая энергоемкость
- относительно низкие ресурсные показатели (имеется ввиду количество циклов заряда-разряда)
- необходимость частого технического обслуживания во время эксплуатации
- необходимость наличия ряда вспомогательных систем

Для решения этих проблем предлагается рассмотреть возможность применения литий-ионной аккумуляторной батареи. Основным преимуществом является малое время заряда АКБ, которое может достигать около 1,5- 2 часов [6], что несомненно необходимо рассматривать в качестве определяющего фактора выбора АКБ для дизель-электрической подводной лодки. Также определяющим фактором может выступать то, что такие аккумуляторы обладают высоким ресурсом (более 1000 циклов разряда/заряда) и низким показателем саморазряда (до 5 % в месяц).

Несмотря на все выше сказанное, необходимо понимать, что у таких АКБ есть также ряд недостатков, например [6]:

- возможность взрыва при механических повреждениях (возможность взрыва для современных аккумуляторов резко снижена);
- достаточно быстрое старение аккумулятора
- большинство аккумуляторов резко снижают свои характеристики при хранении или использовании более 5 лет;
- для создания аккумуляторных батарей требуется сложная система управления батареями;
- высокая стоимость, но над этим параметром усиленно работают китайские производители;

Решение о использовании литий-ионных АКБ было реализовано на дизель-электрических ПЛ Огуи типа Soryu Морских сил самообороны Японии [7]. Во время эксплуатации пришли к выводу, что Литиево-ионные батареи дают лодкам продолжительность подводного хода, сопоставимую с продолжительностью при использовании воздухонезависимых энергетических установок (ВНЭУ) на малых скоростях, но при этом за счет высокой емкости обеспечивают весьма высокую продолжительность подводного хода и на больших скоростях, что особенно важно при выходе в атаку или при уклонении от противника. При этом, в отличие от ВНЭУ, лодка может постоянно пополнять запас энергии в литиево-ионных батареях, используя подзарядку батарей с применением устройства работы дизель-генератора под водой (РДП).

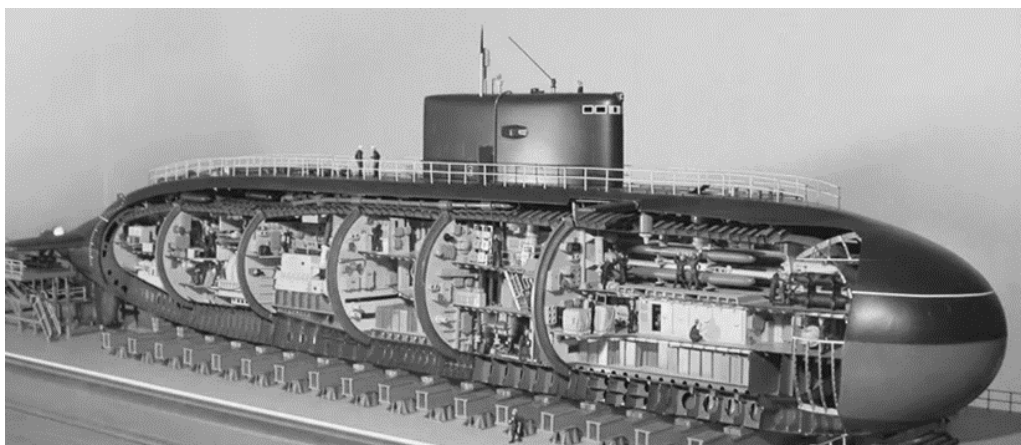


Рисунок 2 – Пример размещения аккумуляторной батареи на ПЛ проекта 877 в трюмах 1 и 3 отсеков

Одна из основных эксплуатационных характеристик АкБ – ее электрическая емкость. Электрической емкостью АкБ является ее способность накапливать заряд электрической энергии. Измеряется электрическая емкость в ампер-часах, а сокращенно обозначается «А\*ч».

Электрическая емкость является расчетным значением, определяемым либо из условий тактического применения (для ПЛ, для которых АкБ, наравне с дизель-генераторами является основным источником электроэнергии), либо из условий технологической необходимости (для АПЛ, для которых расчёт электрической емкости производится по условию аварийного расхолаживания реактора).

**Пример расчета электрической емкости АкБ ПЛ проекта 641** (в 1-ом приближении) [4].  
Технические условия – электродвижение обеспечивается одним электродвигателем экономичного хода мощностью 140 л.с., АкБ состоит из 2-х групп по 112 элементов в каждой, среднее напряжение одной группы 200 В. Тактические условия – скорость под электродвигателем экономичного хода не менее 2 узлов, дальность перехода – 200 миль.

Расчет.

1) Находим время разряда АкБ. Две группы должны отдавать в электроэнергетическую сеть ПЛ мощность в 140 л.с. в течение 100 часов.

$$T_{\text{перехода}} = \frac{L_{\text{перехода}}}{v} = \frac{200}{2} = 100 \text{ час.} \quad (1)$$

2) Приблизительно рассчитываем потребляемую мощность. Переведем 140 л.с. в систему СИ, это около 100 кВт. Среднее напряжение одной группы 200 В. (в начале зарядки оно выше, в конце ниже):

$$P = N_{\text{эл.дв.}} \cdot T_{\text{перехода}} = 100 \cdot 100 = 10000 \text{ кВт*час} \quad (2)$$

3) Приблизительно рассчитываем общую электрическую емкость АкБ:

$$C_{\text{общ.}} = \frac{P}{U} = \frac{10000}{200} = 50 \text{ кА*час} \quad (3)$$

4) Приблизительно рассчитываем единичную электрическую емкость элемента. Так как имеем по условию 2-х группы по 112 элементов в каждой, то единичная электрическая емкость равна:

$$C_{\text{ед.}} = \frac{C_{\text{общ.}}}{n} = \frac{50}{2 \cdot 112} = 223 \text{ А*час} \quad (4)$$

Ответ – для обеспечения перехода ПЛ под электродвижением, необходимо иметь электрическую емкость элемента на уровне 223 А\*час. Современная техническая база располагает литий-ионными аккумуляторами емкостью больше расчетной, что позволяет нам перевыполнить поставленное тактическое условие.

Для обеспечения надежности при эксплуатации АкБ течении заданного срока необходимо выполнение комплекса технических мероприятий, основными из которых являются: техническая диагностика, регламентное обслуживание, контроль состояния электролита.

Для поддержания АкБ и обеспечивающих систем в исправном техническом состоянии необходимо:

1. своевременно и правильно производить заряды АкБ;
2. строго соблюдать правила использования АкБ в разрядных режимах;

3. не допускать попадания в аккумуляторы морской воды и других веществ, посторонних предметов и т. п.;
4. не допускать накопления водорода в аккумуляторных ямах выше установленных допустимых концентраций;
5. своевременно проводить регламентное обслуживание АКБ, систем и приборов;
6. на основании результатов общих обмеров своевременно планировать и проводить профилактические и лечебные мероприятия (перезаряды, лечебные циклы и т. д.).

Для этого типа аккумуляторов необходимо с заданной периодичностью производить техническое обслуживание аккумуляторных батарей. Выделяют три вида ТО:

1. ТО № 1 производится для определения степени разряженности АКБ, ее готовности к использованию и проверки состояния аккумуляторных ям между зарядами при любом состоянии ПЛ (в море, в базе),
2. ТО № 2 АКБ производится для определения технического состояния каждого аккумулятора и АКБ в целом, своевременного выявления и предупреждения неисправностей и назначения лечебных и профилактических мероприятий.
3. Освидетельствование АКБ производится для выяснения возможности дальнейшей эксплуатации АКБ и определения дальнейшего порядка ее использования.

Таким образом, эксплуатация АКБ является сложным технологическим процессом, для повышения эффективности применения ПЛ по назначению, следует рассмотреть возможности применения литий-ионных аккумуляторов вместо свинцово-кислотных.

*Научный руководитель: Кулагин Андрей Владимирович*

#### **Библиографический список.**

1. Штурм Глубины: сайт. – URL: [https:// deepstorm.ru/](https://deepstorm.ru/) (дата обращения: 03.05.2022);
2. Баготский В.С., Флеров В.Н. «Новейшие достижения в области химических источников тока» // В.С.Баготский, В.Н.Флеров – М.-Л., Госэнергоиздат, 1963, с.256;
3. Дизель-электрические подводные лодки проекта 877 «Палтус»: сайт. – URL: [https:// topwar.ru/](https://topwar.ru/) (дата обращения: 03.05.2022);
4. Каменев Ю.Б., Чунц Н.И., Леонов В.Н., Штомпель Г.А. «Оценка возможности эксплуатации свинцово-кислотных аккумуляторов в режиме постоянного недозаряда и высокоскоростного заряда»/ Журнал «Электрохимическая энергетика»/ФГБОУ ВО «Саратовский национальный исследовательский государственный университет им. Н. Г.Чернышевского». Саратов, 2011. с 33-38.
5. Никифоров Б.В., Батрак Д.В., Чигарев А.В., Игнатьев К.Ю. «Электроэнергетическая система для перспективных неатомных подводных лодок» // Патент № RU 2 534 470. 2013.
6. Круглов П.Е. «Основные преимущества и недостатки литий-ионных аккумуляторов» // Качество в производственных и социально-экономических системах. Курск. 2020. с 247-250.
7. Первая в мире подводная лодка на литий-ионных батареях: сайт. – URL: <https://naukatehnika.com/> (дата обращения: 15.01.2023);

#### **УДК 623.462.22**

#### **ЗЕНИТНАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА МАЛОЙ ДАЛЬНОСТИ ДЛЯ ПОРАЖЕНИЯ МАЛЫХ БПЛА**

*М.В. Егорова<sup>1</sup>, Е.А. Рыбенко<sup>1</sup>, Прядкин А.С.<sup>1</sup>*

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

Как показывает опыт последних локальных войн и вооруженных конфликтов противоборствующие стороны стали чаще использовать в качестве средств разведки малые беспилотные летательные аппараты массой до 50 кг (МБПЛА). Также их используют для вывода о результатах проведенного боя, в качестве ударной силы (сброс гранат, бомб), может использоваться в качестве ложной цели. Однако на данный момент времени не существует эффективной системы ПВО для борьбы с МБПЛА. Поэтому в данной статье спроектирована зенитная управляемая ракета для уничтожения или вывода из строя мелких дронов и беспилотников.

На данный момент времени основными ЗРК на вооружении ВС РФ являются 9М338К комплекса "Тор-М2", 9М33МЗ комплекса "Оса-АКМ" и 9М317М комплекса "Бук-М3". Ликвидация малогабаритных БПЛА зенитными ракетами приведенными выше не оправдывает экономические затраты, не смотря на высокие характеристики вероятности поражения, такие ракеты в несколько раз дороже любого современного беспилотника.

В данной работе была поставлена задача сформировать облик ЗУР с характеристиками поражения цели, с существенно низкой стоимостью и меньшей массой.

#### **Состав ЗУР, характеристики составных частей и их взаимное расположение**

Прототип - зенитная ракета 9М330.

**Способ управления.** К возможным вариантам способа управления относятся самонаведение, телеуправление, а также их комбинация. В связи с малой дальностью полета ракеты возможно использование телеуправления или самонаведения с помощью активных и пассивных головок самонаведения (ГСН) на всем протяжении траектории ракеты.

Выбор активных головок самонаведения невыгоден из-за большей массы по сравнению с пассивными или полуактивными и повышенной заметности ракеты. Из последних наилучшим

соотношением точности и массы обладают оптические головки самонаведения. Однако земная поверхность затрудняет отслеживание целей, в связи с чем необходимо применение двух- или трехспектральных ГСН.

Телеуправление обеспечивает меньшую точность наведения по сравнению с самонаведением в связи с большими значениями ошибок при определении местоположения ракеты и цели, но при этом данный способ управления позволяет сделать ракету более легкой и дешевой, что очень важно для проектируемой ракеты в работе.

В силу изложенных выше причин используем телеуправление для наведения ракеты на цель.

**Метод наведения.** Выбор метода наведения в значительной мере определяет величину потребных перегрузок управляемой ракеты. Поскольку в данной работе подробный расчет системы управления не производится, назовем метод наведения, исходя из общих соображений.

Наиболее простым является метод совмещения трех точек, при котором существует общая линия ракета-цель-оператор. Данный метод довольно прост в реализации, что делает ракету дешевой. Т.к. главной задачей работы является минимизация стоимости ракеты, то выберем в качестве метода наведения совмещение трех точек.

**Боевая часть.** В управляемых ракетах, поражающих воздушные цели, чаще всего применяются осколочно-фугасные и стержневые боевые части. Они обладают сходным поражающим действием, однако боевые части стержневого типа имеют меньший радиус действия и очень неравномерное поле осколков, хотя и сильнее повреждают конструкцию цели. Последний недостаток приводит к низкой эффективности против целей небольшого размера: крылатых ракет и беспилотных летательных аппаратов. Поскольку в данной работе целью как раз является БПЛА, то выберем, соответственно, осколочно-фугасную боевую часть.

**Аэродинамическая схема.** Несмотря на существование большого числа различных вариантов расположения несущих поверхностей, при отсутствии особых условий применения задача выбора аэродинамической схемы сводится к двум возможным вариантам: нормальная схема и "утка".

Преимущества первой схемы заключаются в возможности создания больших углов атаки и более высоких значениях аэродинамического качества, что и определяет целесообразность применения данного варианта расположения несущих поверхностей при движении на больших высотах либо при большой дальности действия. "Утка" же, в свою очередь, позволяет обеспечить необходимые значения перегрузок при меньших углах атаки, а значит, использовать энергоресурс управляемой ракеты более экономно, что сокращает ее начальную массу. Также данная аэродинамическая схема дает возможность совершать маневры с меньшей задержкой по сравнению с нормальной схемой.

В силу изложенных выше причин в проектируемой ракете применим аэродинамическую схему "утка".

**Порядок расположения отсеков.** При определении внутренней компоновки ракеты необходимо учитывать особенности составных частей, выражающиеся в виде тех или иных ограничений. Так, боевая часть должна размещаться в отсеке, свободном от несущих поверхностей, т. к. их наличие создаст в облаке осколков области с меньшей плотностью кинетической энергии, что может отрицательно сказаться на вероятности поражения цели. Взрыватель не должен заслоняться рулями при их отклонении в крайнее положение во избежание ложного срабатывания. Рулевой отсек должен быть расположен так, чтобы оси рулей находились перед центром масс.

Для размещения рулей перед центром масс необходимо отделить приборы, как описано ранее, и разместить их за рулевым отсеком.

Единственное подходящее место для боевой части – между передними и задними несущими поверхностями.

Примем следующий порядок размещения отсеков в корпусе ракеты:

1. Антенна и блок радиолокационного визира.
2. Рулевой отсек.
3. Боевая часть.
4. Неконтактный взрыватель.
5. Приборный отсек с крыльями.
6. Двигатель РДТТ.

**Двигатель.** Наиболее простой формой камеры сгорания является цилиндр с двумя эллиптическими днищами. Наибольшим коэффициентом заполнения будет обладать скрепленный с корпусом заряд; к тому же, его использование сделает возможным отказ от разъемной камеры сгорания, что уменьшит массу двигателя и упростит его конструкцию. Для выполнения заряда выбранного типа необходимо применение смесового твердого топлива. Смесовые топлива, к тому же, обладают более высокими значениями удельного импульса.

Выберем торцевой заряд, т. к. он позволяет обеспечить относительно большое время работы, а также постоянный уровень давления в камере сгорания.

Давление на срезе сопла примем для расчета в первом приближении равным давлению на высоте уровня моря (100кПа).

**Способ старта.** В зависимости от особенностей транспортировки и хранения зенитная ракета может стартовать с направляющих или из транспортно-пускового контейнера. Второй вариант обладает существенно большей массой, и его применение не имеет каких-либо существенных оснований: условия транспортировки на носителе предполагают отсутствие случайных повреждающих факторов, хранение при постоянных условиях атмосферы не требуется в связи с установкой заглушки в сопло двигателя и сравнительно непродолжительным временем нахождения на носителе.

При старте с направляющих отпадает возможность применения порохового аккумулятора давления для выброса ракеты, что существенно снижает массу комплекса, но при этом следует помнить, что использование собственного двигателя создает опасность для зенитного ракетного комплекса, поэтому необходимо разместить какие-либо средства защиты от реактивной струи. Так как минимизация общей массы как ракеты, так и комплекса в целом, является приоритетной задачей, выберем для проектируемой ракеты старт с помощью направляющих.

Ориентируясь на существующие ракетные комплексы с подобными системами, зададим начальную скорость ракеты равной 10 м/с.

**Материалы.** Для расчета массы конструктивных элементов ракеты необходимо определить материалы, из которых они будут изготовлены.

Основной частью конструкции ракеты является корпус, состоящий из сухих отсеков и несущих поверхностей. Для предотвращения электрохимической коррозии на открытом воздухе все элементы корпуса необходимо выполнить из одного сплава.

Наиболее дешевыми и освоенными промышленностью являются стальные и алюминиевые сплавы. Последние обладают большими значениями удельной жесткости, не уступая первым в других механических свойствах. Одним из наиболее прочных и, вместе с тем, распространенных в ракетной технике алюминиевых сплавов является сплав АМг6. Применим его ко всем конструктивным элементам корпуса ракеты.

Другой важной частью проектируемого объекта является камера сгорания и сопло стартового двигателя. Эти элементы, хотя они и защищены изнутри специальным покрытием, испытывают помимо механических еще и тепловые нагрузки. В таких условиях предпочтительным материалом становится сталь, обладающая большей жаропрочностью в силу более высокой температуры плавления. Еще одним фактором, склоняющим выбор в пользу, стали, является то, что двигатель нагружен преимущественно внутренним давлением, а значит, условием, определяющим работоспособность конструкции, становится условие прочности, а не устойчивости, как в сухих отсеках. В связи с этим преимущество алюминия в удельной жесткости больше не играет значительной роли. Выбор конкретной марки стали может быть не совсем очевиден в силу их большого разнообразия, в первом приближении примем в качестве материала сталь СП43.

#### Задача оптимального проектирования

##### Постановка задачи оптимального проектирования.

Задачей, решаемой в данной работе, является создание зенитной управляемой ракеты минимальной массы, поражающей беспилотные цели, двигающиеся со скоростями до 70 м/с, на расстоянии до 10 километров и на высотах до 8 километров. Такие значения скорости, дальности и высоты выбраны не случайно: проанализировав большинство БПЛА, применяемых Украиной и НАТО - эти значения являются "наихудшими" для проектируемой ракеты.

Целевой функцией задачи оптимизации в данном случае является стартовая масса ракеты. При первом решении задачи оптимизации зададим в качестве варьируемых параметров площадь крыльев и относительную массу топлива. Ограничения первого рода зададим, исходя из физической возможности реализации значений параметров, а также из ожидаемых диапазонов их изменения.

Все ограничения первого рода приведены в таблице 1.

Таблица 1 "Ограничения первого рода"

Параметр	Минимальное значение	Максимальное значение
Относительная масса топлива	0.1	0.6
Площадь крыльев, м <sup>2</sup>	0.001	0.005

Ограничения второго рода представлены в таблице 2.

Таблица 2 "Ограничения второго рода"

Функция	Значение
Скорость в момент встречи с целью, м/с	70
Максимальная дальность, км	10

Для вычисления характеристик управляемой ракеты необходимо составить систему математических моделей, связывающих варьируемые параметры со значением массы и характеристиками траектории. К таким моделям относятся модель массы, описывающая массы всех элементов ракеты, аэродинамическая модель, дающая зависимость аэродинамических коэффициентов от геометрии изделия, а также модель траектории.

Приняты следующие допущения: летательный аппарат представляет собой абсолютно твердое тело, вектор ускорения свободного падения направлен вертикально вниз и неизменен по модулю во всех точках пространства, земная поверхность имеет плоскую форму, влияние вращательного движения ракеты на поступательное отсутствует, возмущения отсутствуют, тепловой нагрев отсутствует, параметры атмосферы получены интерполяцией значений стандартной атмосферы на высотах 0-8 километров.

**Метод оптимизации.** От выбранного метода поиска необходимого сочетания варьируемых параметров зависит скорость решения задачи. В данном случае нами было принято решение использовать метод Регулярного сканирования.

Метод заключается в последовательном переборе всех значений с шагом  $\varepsilon$  (погрешность решения) и с вычислением критерия оптимальности  $F$  в каждой точке. Путем выбора наибольшего из всех вычислений значений  $F$  и находится решение задачи  $X^*$ .

Достоинство метода в том, что можно найти глобальный максимум критерия, если  $F(X)$  – многоэкстремальная функция. К недостаткам данного метода относится значительное число повторных вычислений  $F(X)$ , что в случае сложной функции  $F(X)$  требует существенных затрат времени.

**Результаты оптимизации.** Получаются следующие оптимальные параметры ракеты, представленные в таблице ниже.

Таблица 3 "Оптимальные параметры ракеты"

Параметр	Полученное значение
Относительная масса топлива	0.3
Площадь крыльев, м <sup>2</sup>	0.003

Минимальная масса ракеты получилась равной 40.4 кг. Для сравнения, масса ЗУР 9М330 составляет 165 кг, т.е. выигрыш составил почти 125 кг. Ограничения второго рода выполнены, ракету можно считать оптимально спроектированной.

В таблице 4 представлены основные массогабаритные характеристики спроектированной ракеты.

Таблица 4" Основные массогабаритные характеристики"

Характеристика	Значение
Масса боевой части, кг	3
Масса приборов, кг	2
Масса сухих отсеков, кг	0.6
Масса органов управления, кг	3.6
Масса топлива, кг	12.1
Масса двигательной установки, кг	19.1
Общая масса, кг	40.4
Калибр, м	0.06
Длина, м	1.2

#### Заключение

В ходе данной работы была составлена модель зенитной управляемой ракеты ближнего действия. На основе этой модели было создано ПО, позволяющее на основе заданных значений дальности полета, скорости в момент встречи с целью и характеристик цели получить массогабаритные и геометрические характеристики управляемой ракеты минимальной массы.

Полученное ПО может быть модифицировано для использования при проектировании любой другой зенитной ракеты. ПО написано в ППП "Mathlab".

В дальнейшем планируется улучшить ПО в следующих аспектах :

1. увеличить количество варьируемых параметров ЗУР и сменить метод регулярного сканирования на метод случайного сканирования;
2. составить модель эффективности ЗУР (рассчитать вероятность поражения различных беспилотных целей);
3. учитывать влияние вращательного движения ракеты на поступательное.

#### Библиографический список

1. Проектирование зенитных управляемых ракет / И. И. Архангельский, П. П. Афанасьев, Е. Г. Болотов, И. С. Голубев, А. М. Матвеев, В. Я. Мизрохи, В. Н. Новиков, С. Н. Остапенко, В. Г. Светлов/Под ред. И. С. Голубева и В. Г. Светлова. – Изд. Второе, перераб. и доп. –М.: Изд-во МАИ, 2001. – 732 с.
2. Алгоритм оптимального проектирования: учебное пособие / В. В. Шкварцов; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2014. – 66 с.
3. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для вузов. Изд. 2-е, переработанное и доп. М., «Машиностроение», 1973, 616 с.
4. Пакет прикладных программ САПР зенитных управляемых ракет: учебное пособие / Л. Н. Бызов, А. Л. Исаков; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2016. – 84 с.
5. Павлюк Ю. С. Баллистическое проектирование ракет: Учебное пособие для вузов. – Челябинск: Изд. ЧГТУ, 1996. – 92 с.

УДК 623.4.08

#### МЕТОД ПЕРЕДАЧИ ИМПУЛЬСА ДЕТОНАЦИИ В БОЕВЫХ ЭЛЕМЕНТАХ КАСЕТНЫХ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ

*И.С. Панков<sup>1</sup>, Д.А. Грецов<sup>1</sup>, М.А. Васькин<sup>1</sup>, Д.Д. Жидкова<sup>1</sup>  
АО НПО «СПЛАВ» им. А.Н. Ганичева»*

На основе опыта научных исследований и выполненных конструктивных проработок рассмотрены практические решения по выбору рациональной и технической схемы передачи импульса детонации в боевом элементе (БЭ) касетной головной части (КГЧ) реактивного снаряда (РС). Для повышения качества и эффективности боевого применения БЭ касетных боеприпасов у цели даны практические рекомендации, которые применены в серийных изделиях.



Реактивные системы залпового огня (РСЗО) являются эффективным видом вооружений, способным выполнять важные задачи и имеющими значительные перспективы развития и совершенствования. Дальнейшее развитие военной техники, тактики ее применения в сочетании с жесткой конкуренцией на мировом рынке требует постоянного совершенствования разрабатываемых конструкций в части расширения их функциональных возможностей и эффективности применения.

Анализ известных разработок реактивных снарядов к системам залпового огня, показал устойчивую тенденцию усложнения конструктивно-компоновочных схем, в том числе, за счет применения разделяющихся реактивных снарядов с кассетными головными частями.

Необходимость решения различных боевых задач во многом задаёт конструктивную схему и требования к функционированию БЭ КГЧ. Конструкция отдельных узлов БЭ в значительной степени определяет достоинства и недостатки головной части и снаряда в целом. При этом эффективность применения КГЧ во многом определяется выбором схемы инициирования БЭ и рационального конструктивного воплощения ее в реальной конструкции, что в инженерном плане представляет из себя достаточно сложную научно-техническую задачу.

Тем самым, в зависимости от целевого назначения и характерных особенностей конструктивного исполнения БЭ КГЧ могут быть разработаны различные варианты схем инициирования, в которых используются различные принципы работы обеспечивающие выполнение требуемых условий функционирования КГЧ.

В большинстве боеприпасов РСЗО инициирование головных частей и БЭ осуществляется в носовой части (с торца изделия), в этом случае по заряду взрывчатого вещества (ВВ) распространяется скользящий детонационный фронт, а дробящиеся на фрагменты (осколки) элементы оболочки приобретают скорость, направленную под углом к оси симметрии, что приводит к так называемому склонению осколочного поля.

При инициировании осесимметричных БЭ с круговыми полями поражения, вид функции распределения чисел осколков в угловых зонах  $f(\varphi)$  меняется в зависимости от положения точки инициирования на оси симметрии (рис. 1): максимальное значение угла разлета  $\Delta\varphi = \varphi_2 - \varphi_1$  достигается при центральном инициировании, а при инициировании с торцов происходит смещение потока осколков в сторону, противоположную точке инициирования [1].

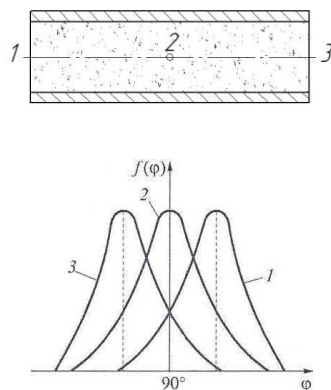


Рисунок 1 – Вид функции распределения числа осколков  $f(\varphi)$  в угловых зонах в зависимости от положения точки инициирования: 1 – со стороны левого торца, 2 – в центре заряда, 3 – со стороны правого торца

Такого рода смещение при распределении осколочного поля снижает эффективность поражения головных частей и БЭ целей осколочным действием по сравнению с распределением при инициировании в центре БЭ, при котором максимальное количество осколков в процессе разлёта распределяются по нормали к поверхности БЭ. Смещение осколочного поля является актуальной проблемой.

Одним из способов решения данной проблемы является перенос точки инициирования от носовой части к любой другой части БЭ, например в центр. Данный способ позволит осуществить метание осколков при угле склонения меньше  $90^\circ$  практически параллельно к плоскости подхода БЭ и перпендикулярно его оси.

Сложность осуществления переноса точки инициирования связана с высокой скоростью передачи детонационного импульса от инициирующего устройства и конструктивными особенностями БЭ КГЧ, в которых инициирующее устройство осуществляет работу в неконтактном режиме, и для определения заданной высоты срабатывания должно располагаться в торце носовой части БЭ. Одним из способов переноса точки инициирования является внедрение в конструкцию БЭ устройства переноса импульса (УПИ).

УПИ в конструкции БЭ должно быть размещено по центру изделия. Один из торцов должен располагаться с минимальным зазором к инициирующему устройству, другим доходить до середины БЭ (рис. 2). При передаче детонационного импульса от инициирующего устройства, учитывая скорость распространения детонационной волны, импульс начнёт распространяться по детонационному шнуру, а не по основному составу ВВ, к передаточному заряду, который передаст инициирование основному составу, в заданной точке БЭ.

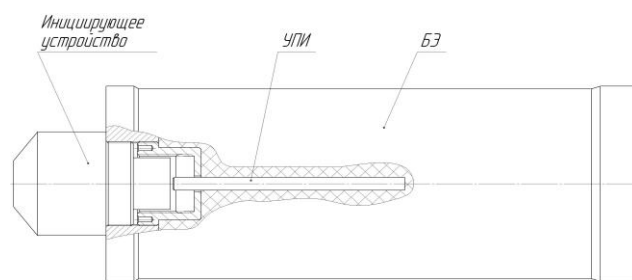


Рисунок 2 – Размещение УПИ в конструктивной схеме БЭ КГЧ

Конструкция УПИ (рисунок 3) будет исполнена в виде трубок небольшого диаметра с целью того, чтобы минимизировать потерю полезной массы БЭ. Передача импульса от иницилирующего устройства к передаточному заряду осуществляется при помощи капсуля-детонатора и детонирующего шнура [2]. Детонирующий шнур устанавливается во внутреннюю трубку с целью его защиты от механических повреждений и деформаций. Внутренняя трубка расположена внутри наружной трубки для исключения передачи детонационного импульса от иницилирующего устройства к основному составу.

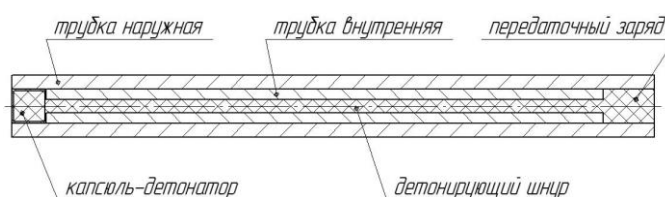


Рисунок 3 – Конструкция УПИ

При изготовлении трубок УПИ необходимо использовать нержавеющую сталь, ввиду того что она не вступает в химическую связь с материалом детонирующего шнура и устойчива к агрессивной среде основного состава, внутри которого установлен узел.

Простота такой конструкции УПИ и распространённость применяемых в ней материалов позволяют осуществлять крупное серийное изготовление в короткие сроки.

Установка такого УПИ в БЭ и его способ передачи иницилирующего импульса позволят повысить качество взрывных превращений в заряде взрывчатого вещества, заключенного в оболочку БЭ КГЧ и обеспечит протекание ответной реакции заряда ВВ как детонация, в отличие от торцевого инициирования, при котором возможны иные реакции заряда ВВ.

Реакции заряда ВВ при инициировании можно подразделить на следующие:

1. Детонация заряда ВВ. Возбуждение детонации имеет ударно-волновой характер: детонация возникает на начальной ударно-волновой стадии взаимодействия или с некоторой задержкой. Основные признаки детонационного превращения ВВ: а) разрушение оболочки на множество мелких фрагментов, разлетающихся с высокой скоростью; б) на фрагментах даже относительно толстых оболочек легко обнаруживаются поверхности сдвигового разрушения; в) фиксируется сильный фугасный эффект, определяемый количеством и типом прореагировавшего ВВ.

2. Взрыв. Низкопорядковое взрывное превращение (НПВП) ударно-волновой и деформационной природы. Реализуется при затухающем объеме взрывном превращении или ускоренном развитии взрывного горения. Как правило, реагирует только часть ВВ, остальное ВВ в мелкодисперсном состоянии разбрасывается; оболочка разрушается в основном по механизму хрупкого разрушения на крупные и средние фрагменты, которые разлетаются с достаточно высокой скоростью. Фиксируется умеренный фугасный эффект.

3. Локальный взрыв. Быстрое реагирование малой части ВВ, не переходящее во взрыв или детонацию вследствие быстрого сброса давления из-за локального разрушения оболочки - отрыва донной части, вскрытия оболочки в месте удара и т.п. Остальное (непрореагировавшее) ВВ в виде достаточно крупных фрагментов со следами химической реакции разбрасывается, а также частично остается в оболочке. Фугасный эффект и высокоскоростные фрагменты оболочки практически отсутствуют.

4. Горение ВВ. Зажигание ВВ происходит после пробития оболочки. Заряд ВВ выгорает полностью или частично, как правило, без разрушения оболочки. Фугасный эффект отсутствует.

5. Отсутствие заметной химической реакции возможно разрушение корпуса иницилирующего устройства [3].

При применении метода торцевого инициирования БЭ КГЧ в заряде ВВ возможны все вышеперечисленные виды реакции заряда ВВ на инициирующий импульс, это обусловлено конструктивными особенностями иницилирующего устройства и его расположением вплотную к заряду. При передаче иницилирующего импульса в БЭ КГЧ методом переноса посредством УПИ импульс не распространяется по заряду ВВ, а проходит через детонирующий шнур к передаточному заряду, который при получении импульса начинает детонацию заряда ВВ, исключая возможность проявления других реакций заряда. Таким образом метод передачи импульса детонации от иницилирующего

устройства в БЭ КГЧ при помощи УПИ повышает надёжность и качество срабатывания изделий у цели.

Положительный эффект применения УПИ в составе БЭ КГЧ был получен при проведении ряда натуральных испытаний, которые показали, что формирование осколочного поля при функционировании БЭ с помощью УПИ происходит без смещения вверх, что повышает эффективность применения БЭ в сравнении с БЭ инициирование которых происходит с торца изделия.

В работе изложены практические подходы и конструктивные приемы, которые применяются при разработке БЭ разделяющихся РС с головными частями кассетного типа. Показано, что для повышения эффективности применения БЭ КГЧ наиболее рационально использовать при их проектировании в конструктивной схеме техническое решение с переносом импульса детонации от носовой части БЭ к его центру при помощи применения УПИ.

#### Библиографический список

1. Боеприпасы: учебник: в 2-х т. / под общей редакцией В.В. Селиванова. – Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 506 с.
2. П.Ф. Бубнов, И.П. Сухов. Средства инициирования – Москва, НКАП ОБОРОНГИЗ главная редакция литературы по боеприпасам 1945. – 79-121 с.
3. И.Ф. Кобылкин, В.В. Селиванов. Возбуждение и распространение взрывных превращений в зарядах взрывчатых веществ – Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана 2015. – 354 с.

УДК 621.373.826

### МЕТОДИКА МАСШТАБИРОВАНИЯ ЦЕНТРОБЕЖНО БАРБОТАЖНОГО ГЕНЕРАТОРА СИНГЛЕТНОГО КИСЛОРОДА ДЛЯ ХИМИЧЕСКОГО КИСЛОРОДНО-ЙОДНОГО ЛАЗЕРА

Д.Ф. Изосимов<sup>1</sup>

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

#### Введение

Военное применение лазеров набирает обороты и начинает определять технический уровень современного и перспективного вооружения. Уникальные свойства лазерного излучения: направленность, монохроматичность, когерентность, генерация ультракоротких импульсов, высокая концентрации энергии оказались весьма привлекательными для различных систем вооружений. Благодаря целому ряду преимуществ химического кислородно-йодного лазера (ХКИЛ) перед другими видами оружия, более эффективно могут решаться такие задачи, как стратегическая противоракетная оборона [1].

Излучение ХКИЛ генерируется в результате электронных переходов атома йода на длине волны излучения  $\lambda = 1,315$  мкм, которая совпадает с окном спектральной прозрачности атмосферы. Этот факт позволяет использовать лазеры данного типа в различных атмосферных условиях. Малая длина волны способствует уменьшению дифракционного предела. А газовая активная среда лазера обладает высокой степенью однородности, что обеспечивает высокое оптическое качество лазерного пучка. Принципиальная схема ХКИЛ представлена на рисунке 1.

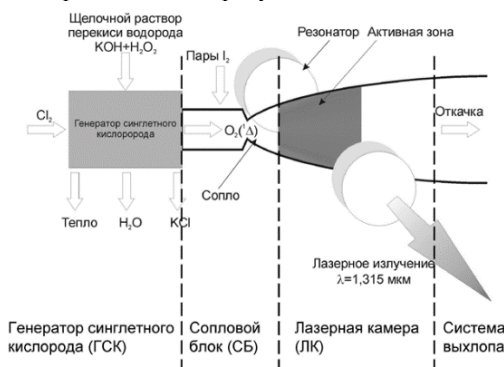


Рисунок 36 – Принципиальная схема химического-кислородно-йодного лазера [2]

Источником энергии накачки для ХКИЛ является синглетный кислород (СК), который представляет собой возбужденную форму молекулы кислорода с энергетическим уровнем, очень близким к атомарному йоду, что позволяет достичь почти резонансного переноса энергии. СК необходим не только для накачки, но и для диссоциации молекул йода. Следовательно, эффективное производство синглетного кислорода является одним из наиболее важных факторов, определяющих усиление, получаемое при атомном переходе йода, и достигаемый уровень химической эффективности.

Синглетный кислород производится химическим генератором синглетного кислорода (ГСК). ГСК делятся на несколько типов различающихся по способу осуществления газожидкостных реакций: пленочные, аэрозольные, струйные, барботажные и центробежно барботажные [3].

Наибольшей эффективностью обладает центробежно барботажный генератор синглетного кислорода (ЦБГСК), разработанный в Самарском филиале Физического института РАН, позволяющий получить низкое отношение расхода раствора к расходу хлора, что очень важно для мобильных систем. Кроме того, ЦБГСК обеспечивает высокую степень утилизации хлора (не менее 95%) и выхода синглетного кислорода (более 60%) необходимого для эффективной генерации ХКИЛ [4]. Схема работы ЦБГСК представлена на рисунке 2.

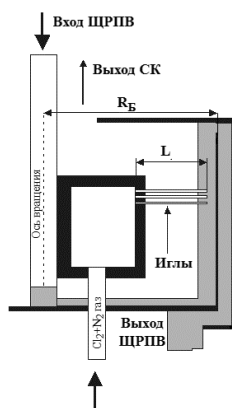


Рисунок 37 – Схема работы ЦБГСК

ЦБГСК функционирует за счет подачи щелочного раствора перекиси водорода (ЩРПВ) к внутренней поверхности вращающегося цилиндра. В полученный слой жидкости через иглы хлорного коллектора, которые погружены в слой ЩРПВ, подается газообразная смесь хлора и газа-носителя. В результате чего происходит образование пузырьков, которые под действием центробежного ускорения двигаются в радиальном направлении, и на границе раздела фаз образуется газообразный СК [4].

Двухфазный газожидкостный слой в поле центробежных сил характеризуется высокой относительной скоростью фаз, большой удельной поверхностью их контакта и эффективным отделением газа от жидкости. В результате реализуется высокая скорость межфазного массопереноса и эффективное удаление диспергированной жидкой фазы из газового потока. В отличие от широко используемых струйных и капельных ГСК, удельная поверхность и скорость обновления контакта фаз в ЦБГСК не зависят от расхода раствора ЩРПВ.

С увеличением мощности ХКИЛ требуется больший выход СК из генератора, что в свою очередь достигается за счет увеличения площади поверхности реакционного слоя. Лазеры с ЦБГСК реализованы для уровня выходной мощности до 1 кВт [5], поэтому существует задача масштабирования такого генератора на мультикиловаттный уровень.

В данной работе рассматривается приближенная методика масштабирования центробежно барботажного генератора синглетного кислорода для химического кислородно-йодного лазера. Масштабирование проводилось исходя из двух условий: сохранения скоростного напора и сохранения расхода хлора на иглу. Устройство ЦБГСК представлено на рисунке 3.

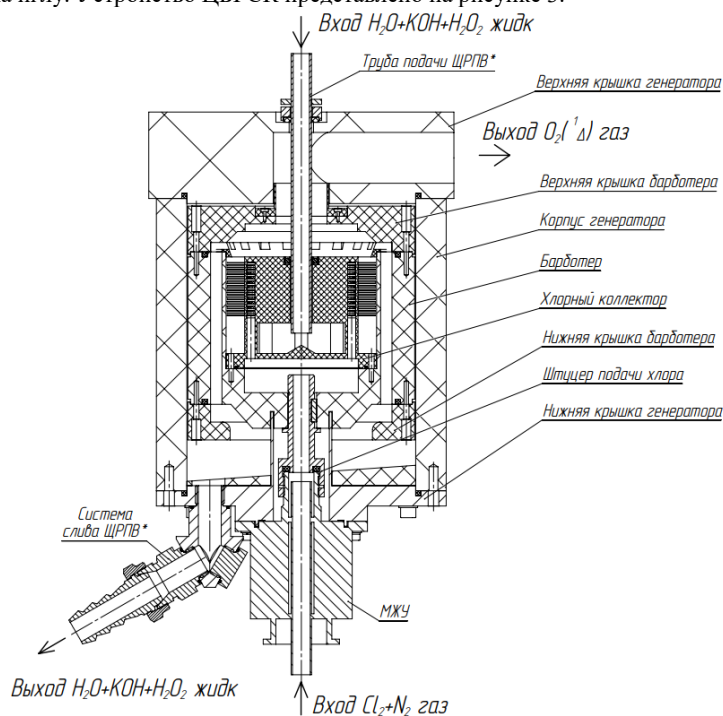


Рисунок 38 – Устройство ЦБГСК

### Масштабирование по условию сохранения скоростного напора

Условие заключается в сохранении скоростного напора пузырьков СК за счет сохранения плотности игл хлорного коллектора. Так как слишком большой скоростной напор СК приведет к тому, что вместе с СК будут уноситься капли ЩРПВ, в результате чего это приведет к срыву генерации лазерного излучения.

Воспользуемся уравнением Менделеева-Клапейрона и формулой (1):

$$Q = \frac{G}{\rho} = \frac{M\mu}{\rho}, \quad (1)$$

где  $Q$  – объемный расход хлора в ГСК;

$G$  – массовый расход хлора в ГСК;

$\rho$  – плотность газа в ГСК;

$M$  – молярный расход хлора в ГСК;

$\mu$  – молярная масса газа в ГСК.

Из вышеперечисленных выражений получим соотношение (2):

$$\frac{1}{P} \left( \frac{M}{F} \right)^2 = \frac{\rho v^2}{\mu R_0}, \quad (2)$$

где  $P$  – давление в ГСК;

$F$  – площадь слоя ЩРПВ ГСК;

$R_0$  – универсальная газовая постоянная;

$v$  – скорость выхода пузырьков СК.

Из уравнения (2) можем сделать вывод, что при условии сохранения скоростного напора правая часть равенства остается неизменной, а левая претерпевает изменения. Исходя из этого получим соотношение (3):

$$\frac{1}{P_1} \left( \frac{M_1}{F_1} \right)^2 = \frac{1}{P_2} \left( \frac{M_2}{F_2} \right)^2, \quad (3)$$

где  $P_1$  – давление в масштабируемом ГСК;

$P_2$  – давление в рассчитываемом ГСК;

$M_1$  – молярный расход хлора масштабируемого ГСК;

$M_2$  – молярный расход хлора рассчитываемого ГСК;

$F_1$  – площадь слоя ЩРПВ масштабируемого ГСК;

$F_2$  – площадь слоя ЩРПВ рассчитываемого ГСК;

Отсюда выразим площадь слоя ЩРПВ рассчитываемого ГСК, представленную формулой (4):

$$F_2 = \frac{F_1 M_2}{k_s M_1} \sqrt{\frac{P_1}{P_2}}, \quad (4)$$

где  $k_s$  – коэффициент использования площади барботера.

Остальные параметры ЦБГСК вычисляются по формулам (5-9):

$$D = \frac{F_2}{\pi L}, \quad (5)$$

где  $D$  – внутренний диаметр барботера;

$L$  – высота реакционного слоя.

$$M_{уд} = \frac{M_2}{F_2}, \quad (6)$$

где  $M_{уд}$  – удельный расход хлора.

$$M_{сум} = (1 + k_{N_2}) M_2, \quad (7)$$

где  $M_{сум}$  – суммарный расход смеси газов;

$k_{N_2}$  – коэффициент разбавления хлора первичным азотом.

$$n_i = \frac{F_2}{\rho_i}, \quad (8)$$

где  $n_i$  – количество игл;

$\rho_i$  – плотность игл.

$$Q_i = \frac{M_{сум} T R_0}{n_i P_2}, \quad (9)$$

где  $Q_i$  – объемный расход на иглу;

$T$  – температура.

### Масштабирование по условию сохранения расхода хлора

Условие заключается в сохранении объемного расхода хлора на иглу. Так как изменение расхода хлора влияет на необходимое количество игл.

Из уравнения Менделеева-Клапейрона получим формулу (10):

$$\frac{\mu}{\rho} = \frac{R_0 T}{P} \quad (10)$$

С помощью уравнения (10) получим выражение (11) для нахождения объемного расхода хлора на иглу:

$$\frac{Q}{n_{и}} = \frac{M\mu}{n_{и}\rho} = \frac{MR_0 T}{n_{и}P} \quad (11)$$

Отсюда получим формулу (12):

$$\frac{M}{n_{и}P} = \frac{Q}{n_{и}} \frac{1}{R_0 T} \quad (12)$$

При масштабировании по условию сохранения объемного расхода хлора на иглу из формулы (12) можем сделать вывод, что ее правая часть будет оставаться неизменной, а левая претерпевать изменения. Исходя из этого получим соотношение (13):

$$\frac{M_1}{n_{и1}P_1} = \frac{M_2}{n_{и2}P_2} \quad (13)$$

где  $n_{и2}$  – количество игл рассчитываемого ГСК;

$n_{и1}$  – количество игл масштабируемого ГСК.

Отсюда найдем формулу (14) для количества игл рассчитываемого ЦБГСК:

$$n_{игл2} = n_{игл1} \frac{P_1 M_2}{P_2 M_1} \quad (14)$$

Внутренний диаметр барботера рассчитывается по формуле (5). Удельный расход хлора вычисляется по формуле (6). Суммарный расход смеси газов рассчитывается по формуле (7).

Остальные параметры ЦБГСК вычисляются по формулам (15,16):

$$F_2 = \frac{n_2}{\rho_{игл} k_s} \quad (15)$$

$$\rho_{игл} = \frac{F_2}{n_{игл2}} \quad (16)$$

Задача методики масштабирования определить диаметр барботера, являющийся главным геометрическим параметром. Результатом расчета по вышеизложенной методике будет являться значение диаметра барботера, в качестве первого приближения можно использовать среднее значение диаметров полученных исходя из обоих условий.

#### **Заключение**

В данной работе была рассмотрена методика масштабирования центробежно барботажного генератора синглетного кислорода для химического кислородно-йодного лазера, основанная на двух условиях: сохранения скоростного напора и сохранения расхода хлора на иглу.

Разработанная методика масштабирования позволяет в первом приближении оценить основные определяющие размеры ЦБГСК, которые можно использовать для дальнейших уточняющих расчетов.

#### **Библиографический список**

- 1 Борейшо А.С. Лазеры: применения и приложения: Учебное пособие / Под ред. А.С. Борейшо. — СПб.: Издательство «Лань», 2016. — 520 с.
- 2 Савин А.В. Моделирование рабочих процессов химического кислородно-йодного лазера / А.В. Савин, И.А. Киселев // Балт. гос. техн. ун-т. – СПб. – 2013. – 72 с.
- 3 Юрьшев Н.Н. Кислородно-йодный лазер с химической накачкой / Н.Н. Юрьшев // Квантовая электроника. – 1996. – том 23, №7 – с. 583-600
- 4 Загидуллин М.В. Центробежно барботажный газогенератор  $O_2$  ( $^1\Delta$ ) с полным давлением 100 Тор / М.В. Загидуллин, В.Д. Николаев, М.И. Свистун, Н.А. Хватов // Квантовая электроника. – 2008. – том 28, №8 – с. 794-800
- 5 Борейшо А. Лабораторный стенд демонстратор технологий химического кислородно-йодного лазера. / А. Борейшо, И. Евдокимов, И. Киселев, М. Коняев. // Фотоника. – 2015. – № 4 (52). – с. 92-101.

УДК 623.4.082

#### **ОПТИМИЗАЦИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ БОЕВОЙ ЧАСТИ ПРОТИВОТАНКОВОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ**

**О.О. Веклич<sup>1</sup>, Н.Ю. Хмелевской<sup>1</sup>**

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

Противотанковые управляемые ракеты (рис.1) (ПТУР), имеют большой стратегический потенциал для оборонно-промышленного комплекса всех стран. Данный вид ракет предусмотрен для поражения танков и других бронированных целей. Однако возможно применение и для поражения других объектов.



Рис.1. Противотанковая управляемая ракета «Корнет».

Противотанковая управляемая ракета, входящая в состав противотанкового ракетного комплекса (ПТРК), чаще всего представляет собой ракету на твердом топливе, которая оснащена бортовой системой управления, оперением, блоком управления вектором тяги для стабилизации полета и боевой частью. Боевая часть (БЧ), может быть, как кумулятивной, так и осколочно-фугасной. Пояснение к каждому виду БЧ будет приводиться в статье далее[2].

Во время применения ПТУР возникает в некоторых случаях необходимость в оптимизации воздействия боевой части на конечном участке траектории.

Однако бывают ситуации, когда цели подразумевают не только бронированную технику. Ими могут оказаться укрепленные точки, низколетящие цели, живая сила противника. Для их поражения возможно было бы целесообразнее применение боевых частей с переключающимися режимами.

Рассмотрим ситуацию, когда позиции противника состоят из бронированной, легкобронированной техники и живой силы. И тогда в качестве решения поставленной задачи, возможно рассмотреть вариант работы боевой части противотанковой управляемой ракеты в различных режимах.

Предложим компоновочную схему боевой части. БЧ будет представлять собой префрагментированный корпус, который обеспечит равномерное распределение осколков. В носовой части будет находиться лидирующий осколочно-фугасный заряд. За ним располагается основной кумулятивный заряд, обеспечивающий пробивание. Для того, чтобы управлять режимами программируемый взрыватель будет располагаться позади боевой части.

Принцип действия фугасных боевых частей состоит главным образом в превращении химической энергии, заключенной во взрывчатом веществе, в энергию ударной волны, распространяющейся во все стороны от точки взрыва. Фронт ударной волны перемещается в пространстве примерно со скоростью звука. Однако только фугасных снарядов не бывает, поскольку взрывчатое вещество всегда заключено в какую-либо оболочку. Чаще всего фугасные заряды используют в тандеме с осколочными. Под осколочным понимается боевой заряд, специально предназначенный для получения большого числа осколков определенной формы. Данный тип заряда может нанести урон цели различными воздействиями, то есть осколки могут действовать как пули, пробивая и прорезывая детали конструкции, а фугасный снаряд с помощью давления – поражать цель. Если плотность осколков достаточно высока, элементы конструкции могут быть пробиты или же повреждены настолько, что впоследствии ударная волна довершит разрушение. Результатом действия осколочно-фугасных зарядов будет раздавливание ударной волной снаружи или разрыв изнутри элементов конструкции цели, а осколки могут вызвать пробивание элементов конструкции, воспламенение горючего, детонацию боевого комплекта. Таким образом, возможны пожар, повреждение системы управления, угроза жизни членам экипажа, выведение из строя двигателя, выведение из строя боевой единицы[1].

Осколки, предназначенные для поражения воздушных целей, обычно имеют одинаковую форму. Их проектирование происходит с таким расчетом, чтобы имелась симметрия относительно продольной оси или оси вращения снаряда. Статическая характеристика разлета осколков в плоскости, перпендикулярной оси снаряда, обычно является изотропной. Это значит, что свойства осколков во всех направлениях одинаковые. В плоскости, проходящей через ось вращения или ось симметрии боевого заряда – анизотропной, то есть, с изменением направления, свойства материала изменяются[1].

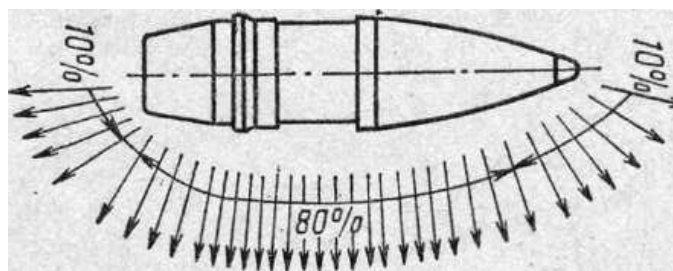


Рис.2. Схема разлета осколков осколочно-фугасного снаряда

Снаряды, предназначенные для пробивания основной брони, могут снабжаться кумулятивным боевыми зарядами. Оно основано на использовании эффекта Монро (рис.3), заключающегося в собирании энергии взрыва в узкий направленный пучок. Если в заряд взрывчатого вещества помещена металлическая воронка, то при взрыве образуется струя расплавленного металла, движущаяся с огромной сверхзвуковой скоростью. Расширение струи с расстоянием происходит очень медленно, поэтому действие кумулятивных зарядов характеризуется высокой направленностью. Ослабление взрыва происходит в основном из-за сопротивления воздуха и в результате сгорания раскаленных частиц в атмосфере. Однако недостатком кумулятивных зарядов является малая ширина кумулятивной струи, связанная с большим усилением действия. Кумулятивная струя концентрируется только в одном направлении, поэтому должна точно наводиться на цель. Для сглаживания этого недостатка возможно расположение в боевой части несколько кумулятивных зарядов, направленных в разные стороны[1].

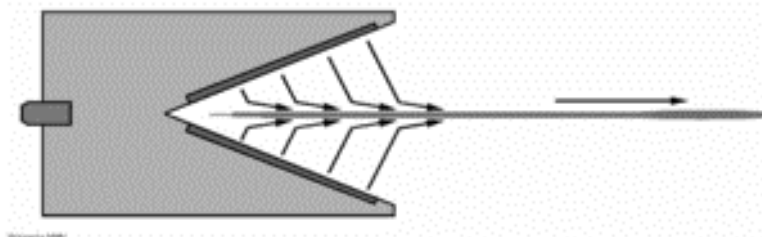


Рис.3. Эффект Монро для кумулятивного снаряда

Возвращаясь к решению проблемы с регулированием подрыва боевых частей, стоит начать с первого режима, который будет носить название «режим воздушного подрыва». Он будет достигаться за счет детонации обоих зарядов одновременно. При воздушном подрыве осколочно-фугасной боевой части имеют место два явления, которые усиливают воздействие взрыва на наземные цели. Стоит отметить, что на воздушные цели эти явления действия не оказывают. Во-первых, при взаимодействии падающей ударной волны с отраженной, от земли образуется более мощная волна, которая делает взрыв более эффективным, чем в свободном пространстве. Во-вторых, при восстановлении тех атмосферных условий, которые были до взрыва, происходит распространение области избыточного давления (ветер), что оказывает дополнительное воздействие на расположенные в районе взрыва цели. Осколочно-фугасные снаряды образуют облако осколков, которое поражает воздушные цели, вызывая повреждения конструкций и двигателей. Кумулятивный заряд, оснащенный несколькими каналами воздействия, может нанести значительный ущерб летательному аппарату или низколетящей цели при воздействии на корпус[4].

Во время этих режимов возможно использование временной селекции детонации взрывчатого вещества. Реализуется контроль времени горения и детонации. В связи с этим происходит изменение начальной скорости разлета осколков. Если скорость осколков падает, то конус их разлета становится меньше[3].

Второй режим – это режим бронебойного действия. Он достигается в типичном последовательном режиме, в котором осколочно-фугасный заряд выводит из строя динамическую защиту, в то время как второй заряд имеет дело с основной пассивной броней. Задержанная детонация второго заряда используется для максимального разрушения прочных объектов[4].

Лидирующий боевой осколочно-фугасный заряд помогает бороться с динамической защитой (ДЗ) боевой техники. Основа ДЗ – это один из «динамических методов» защиты, использующего взрывчатое вещество в качестве источника внешней энергии для метания пластин в формате самостоятельного активирования.

Использование кумулятивного эффекта в БЧ подстегнула конструкторов военной техники к новому концепту защиты техники и экипажа. Так и появились первые защитные устройства динамического типа (ЗУДТ). ЗУДТ можно разделить[5]:

- по способу активации – не самостоятельно активирующиеся с внешними датчиками, самостоятельно активирующиеся;
- по способу воздействия на атакующий снаряд – на кумулятивную струю, электромагнитное воздействие и плосконаправленную пластину.

Основной принцип действия ДЗ — это уменьшение пробиваемой способности кумулятивной струи на основную броню техники. Рассмотрим отечественный экземпляр ДЗ. Одним из первых является Контакт-1(рис.4) [5].



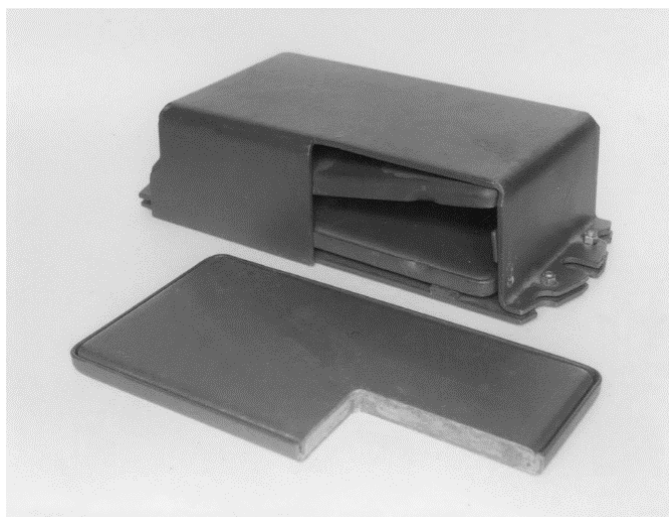


Рис.4. «Контакт-1» в разрезе.

Принцип действия данного ДЗ (рис.5) – это инициируемый подрыв первой пластины с взрывчатым веществом, который инициирует подрыв нижней пластины взрывчатого вещества, который в свою очередь толкает тонкую металлическую пластину против движения кумулятивной струи. За счёт данного воздействия на струю, её способность пробивать броню уменьшается в несколько раз[5].

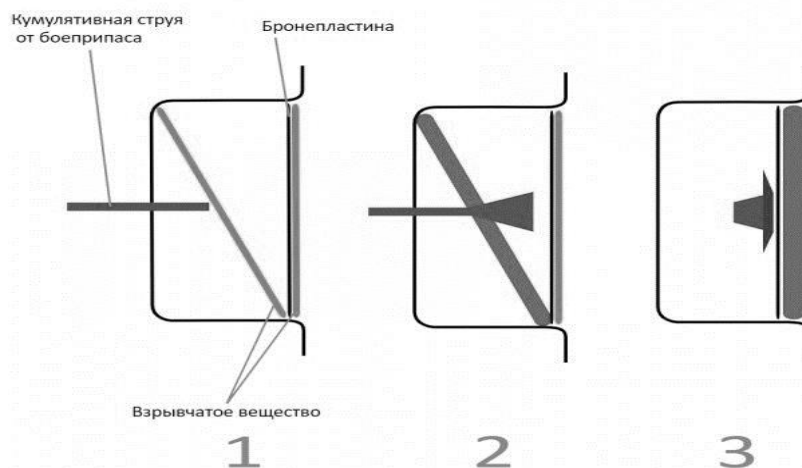


Рис.5. Принцип действия динамической защиты «Контакт-1».

Итогом решения данной задачи по оптимизации действия боевой части на конечном участке траектории, может послужить увеличение пробивной способности противотанковыми управляемыми ракетами бронированных, легкобронированных целей и живой силы противника. Также повышается вероятность пробивания техники, оснащенной динамической защитой. Следует разработать боевую часть, оснащенную осколочно-фугасным и кумулятивным зарядами, а программируемый взрыватель расположить позади для возможности изменения порядка подрыва боевых зарядов. Таким образом станет возможным применение БЧ, которое обеспечит регулируемую мощность взрыва.

#### Библиографический список

1. Мерилл Г. Исследование операций. Боевые части. Пуск снарядов / Мерилл Г., Гольдберг Г., Гельмгольц Р.; пер. с англ. под ред. Варфоломеева В.И., Назарова Б.И., Замковца В.Ф. – Москва: Издательство иностранной литературы, 1959. – 588 с.
2. Бызов Л.Н. Пакет прикладных программ САПР противотанковых ракет / Бызов Л.Н., Исаков А.Л.; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2015. – 90 с.
3. Шевцов Н.Р. Разрушение горных пород взрывом / Шевцов Н.Р., Таранов П.Я., Левит В.В., Гудзь А.Г.; учебник для вузов. – 4-е издание переработанное и дополненное – Донецк, 2003. – 253 с.
4. Мануйленко В.Г. Теоретические основы крылатых управляемых ракет / Мануйленко В.Г., Удин Е.Г., - СПб: Университет ИТМО, 2020. – 201 с.
5. Акционерное общество «НИИ Стали». Динамическая защита. URL: [http://www.niistali.ru/nauka/protection/dynamic\\_protection/](http://www.niistali.ru/nauka/protection/dynamic_protection/)

## ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК

*А.В. Гаглоева, Ю.А. Никольченко*

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

Современные воздушные суда оснащены ракетным вооружением, в состав которого входят ракеты, системы управления, а также авиационные пусковые (АПУ) и катапультные (АКУ) установки. АПУ и АКУ обеспечивают: рациональное размещение ракеты под крылом носителя; транспортировку к месту пуска ракеты; безопасное отделение изделий от носителя [4].

В данной работе рассматривается возможность решения проблем авиационных пусковых установок, а именно:

- Негативное влияние газовой струи двигателя на пусковую установку (ПУ) и на носитель;
- Возрастание нагрузок, приводящее к увеличению силы трения между бугелями ракеты и направляющими ПУ, что может привести к возможному не отделению ракеты с направляющих авиационной пусковой установки (если сила трения превысит тягу ракетного двигателя). Тогда, чтобы ракета сошла с направляющих, необходимо увеличить тягу на стартовом режиме, что может привести к увеличению массы изделия [1].

Существуют два способа отделения ракет от носителя, а именно:

Первый способ отделения – это авиационная пусковая установка. В данных пусковых установках ракета отделяется от носителя под действием силы тяги работающего ракетного двигателя. Основными элементами конструкции являются [2]:

- Силовой корпус, состоящий из: силового каркаса, который объединяет все составляющие элементы установки; направляющих трактов, которые необходимы для создания направленного движения ракеты на начальном участке; узлов крепления установки, которые служат для силовой связи установки с носителем; переднего и заднего обтекателя;
- Замково-стопорный механизм, предназначенный для удержания ракеты при транспортировке и свободного движения при запуске ракетного двигателя;
- Механизм электроразъема, необходимый для механической стыковки и расстыковки бортового электроразъема;
- Пневмооборудование, предназначенное для снабжения сжатым газом ракеты и установки с целью охлаждения аппаратуры и приведения в движение пневмоагрегатов;
- Электрооборудование, состоящее из аппаратного блока, обеспечивающего преобразование сигналов системы управления вооружением и передачу их в электросистему ракеты, элементов блокировки, жгутов, соединяющих все электроэлементы.

По типу направляющих авиационные пусковые установки можно разделить на [2,3]:

Первый тип – это пусковая установка с балочными направляющими, в которых ракета крепится снаружи корпуса пусковой установки с помощью бугелей. Примерами данной пусковой установки являются АПУ-73-1Д и АПУ-470. (рис.1) [5]



Рисунок 39 Авиационная пусковая установка с балочными направляющими АПУ-470

Второй тип – это пусковая установка с трубчатыми направляющими, в которых ракета крепится внутри корпуса (трубы) пусковой установки, которая является направляющей. Примером данной пусковой установки является 9М120. (рис.2) [8]



Рисунок 40 Авиационная пусковая установка 9М120

Преимущества авиационной пусковой установки [2,4]:

- 1) Простота конструкции;
- 2) Надежность и прочность конструкции;
- 3) Малая масса и габариты;
- 4) Наибольшая распространенность;

5) Быстрое прохождение ракетой зоны интерференции, что приводит к небольшим начальным возмущениям и устойчивой работе системы управления ракетой.

Недостатки авиационной пусковой установки [2,3,4]:

- 1) Трение бугелей с направляющими пускового устройства;
- 2) Негативное воздействие газовой струи на пусковую установку и носитель, что может привести к повреждению конструкции и к заглоханию двигателя носителя.

Второй способ отделения – это авиационная катапультная установка. При катапультном старте ракета отделяется от носителя принудительно с помощью двух механизмов отделения. С помощью специальных устройств ракета отводится от носителя на определенное расстояние, и только после этого производится дистанционный запуск ракетного двигателя и последующее движение ракеты до цели. Основными элементами конструкции авиационной катапультной установки являются [1,2]:

- Силовой корпус, состоящий из каркаса, в котором монтируются все необходимые элементы. В него входят узлы крепления установки к носителю, передний и задний обтекатели;
- Механизма отделения ракеты, состоящий из силового привода и механизма, который создает движение ракеты в направлении, перпендикулярном оси ракеты;
- Механизм транспортного крепления, обеспечивающий транспортное стопорение ракеты на установке;
- Механизм электроразъема, предназначенный для ручной стыковки бортового электроразъема при подвеске изделия и автоматической расстыковки при сбросе ракеты;
- Пневмооборудование, предназначенное для обеспечения работы силового привода механизма принудительного отделения ракеты;
- Электрооборудование, обеспечивающее электрическую связь электросистем носителя и ракеты, формирование логики сброса изделия, необходимые блокировки и дистанционный запуск ракетного двигателя.

По типу механизма отделения авиационные катапультные установки можно разделить на [1,3]:

Первый тип – это поршневой толкатель принудительного отделения ракеты. Примером данной катапультной установки является АКУ-170Е [1]. (рис.3) [6]

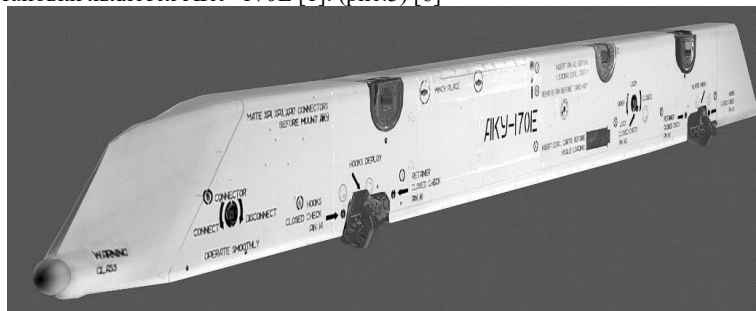


Рисунок 41 Авиационная катапультная установка с поршневым толкателем АКУ-170Е

Второй тип – это рычажный толкатель. Примерами данной пусковой катапультной установки являются АКУ-470М, АКУ-58АЭ [1]. (рис.4) [7]



Рисунок 42 Авиационная катапультная установка с рычажным толкателем АКУ-58АЭ

Преимущества авиационных катапультных установок [1,4]:

- 1) Отсутствие негативного воздействия газовой струи на пусковую установку и носитель, благодаря включению двигателя на определённом расстоянии от ПУ;
- 2) Малые аэродинамические сопротивления системы подвески и носителя.

Недостатки авиационных катапультных установок [1,3,4]:

- 1) Сложность конструкции;
- 2) Малая надежность конструкции.

Способом решения недостатков пусковых устройств может являться объединение авиационной пусковой и катапультной установки в единое устройство.

При принудительном отбрасывании ракеты в АКУ ракете сообщается скорость, направленная перпендикулярно продольной оси изделия. Если совместить два этих устройства таким образом, чтобы ракета сходила с пусковой установки по балочным направляющим без учёта вектора тяги ракетного двигателя, а с помощью поршневого толкателя, в этом случае ракете сообщится скорость, направленная уже вдоль оси ракеты. Двигатель ракеты запустится дистанционно на определённом расстоянии от носителя, тем самым предупредив возможное повреждение двигателя носителя.

Благодаря такому способу будут решены главные проблемы пусковых устройств.

#### Библиографический список

1. Ватолин В.В. Авиационные катапультные устройства: Учеб. пособие. М., МАИ, 1981. - 54 с.
2. Ватолин В.В. Авиационные пусковые установки: Учеб. пособие. М., МАИ, 1979. - 62 с.

3. Нестеров В.А., Куприков М.Ю., Маркин Л.В. Проектирование установок ракетного вооружения летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 2008. - 288 с.
4. Сазонов Д.В. Авиационные пусковые устройства. - Самара: Самарский университет, 2022. - 54 с.
5. АПУ-470 // ОАО "Концерн КЭМЗ" URL: <https://kizlyar-kemz.ru/aviatsionnye-balochnyie-derzhateli-i-zamki-katapultnyie-i-puskovyie-ustrojstva/attachment/apu-470> (дата обращения: 21.02.2023).
6. Авиационное катапультное устройство АКУ-170Е // Вымпел URL: <https://vypelmkb.com/production/production/aviatsionnye-puskovyie-i-katapultnyie-ustrojstva/aviatsionnoe-katapultnoe-ustrojstvo-aku-170e/> (дата обращения: 21.02.2023)
7. Авиационное катапультное устройство АКУ-58АЭ // Вымпел URL: <https://vypelmkb.com/production/production/aviatsionnye-puskovyie-i-katapultnyie-ustrojstva/aviatsionnoe-katapultnoe-ustrojstvo-aku-58ae/> (дата обращения: 21.02.2023).
8. Российские вертолёты получают новые управляемые ракеты // «НОЗ.С» URL: <https://dfnc.ru/c106-technika/rossijskie-vertolyoty-poluchat-novye-upravlyaemye-rakety/> (дата обращения: 19.02.2023).

УДК 623.443.3

## ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗРАБОТКИ ПИСТОЛЕТА-ПУЛЕМЕТА ПОД МАЛОИМПУЛЬСНЫЙ ПАТРОН

*Я.З. Голубова, Н.А. Соловьев, И.В. Головин*

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

**Аннотация:** в статье освещаются вопросы, связанные с текущим развитием малогабаритных образцов стрелкового оружия в РФ (пистолетов-пулеметов), описан зарубежный подход к разработке малогабаритных средств поражения и составлен список требований, предлагаемых к предполагаемому перспективному образцу пистолета-пулемета с учетом отечественного и зарубежного опыта.

**Ключевые слова:** пистолет-пулемет, оружие, малоимпульсный патрон, PDW

Рост числа пулеметов во времена Первой мировой войны привел к изменению стандартной дальности ведения стрелкового боя с больших расстояний на короткие дистанции. Следующим шагом в развитии стрелкового вооружения должна была стать разработка мобильной и компактной системы, позволяющей вести эффективный плотный огонь на дистанциях порядка 50-100 метров в условиях ограниченной видимости или пространства, в траншеях и окопах на коротких дистанциях. Решением данной задачи явилось создание пистолета-пулемета (ПП) – портативного автоматического оружия, стреляющего пистолетными патронами непрерывным пулеметным огнем. [1]

Первым пистолетом-пулеметом стал Bergmann-Schmeisser MP.18, разработанный в 1917 году немецким конструктором Луисом Шмайссером. Данный пистолет-пулемет считается родоначальником целой отрасли стрелкового оружия, предназначенной для индивидуального использования в пехоте. Типичными представителями классических отечественных ПП являются ППШ-41 и ППС-43 – основные пистолеты-пулеметы советских Вооруженных Сил в Великой Отечественной войне, а также ПП-91 «Кедр», разработанный в начале 90-х годов XX века и в настоящее время состоящий на вооружении практически всех силовых структур России, включая структуры специального назначения.

Однако с появлением штурмовых винтовок в конце 40-х годов нужда в пистолетах-пулеметах стала постепенно уменьшаться, пока автоматы полностью не вытеснили ПП с вооружения русской армии. При малых масса-габаритных характеристиках, для ведения огня из автомата используется промежуточный или винтовочный патрон, что увеличивает дальность эффективной стрельбы в сравнении с пистолетом-пулеметом. В настоящее время пистолеты-пулеметы (СР-2М, ПП-2000, Витязь, АЕК-919К «Каштан») используются в основном как индивидуальное оружие сотрудников МВД, ФСБ, ФСО и других силовых структур. [2]

Действительно, пистолет-пулемет в классической компоновке не лучший выбор для стандартного вооружения пехоты в отличие от универсального автомата, подходящего для решения более обширного круга задач. Однако военные конфликты и прежде всего полицейские операции показали, что в некоторых ситуациях использование автомата недостаточно эффективно, прежде всего – из-за габаритов армейских образцов автоматического оружия и избыточной пробивной способности, как следствие – большая убойная дистанция пули.

Таким образом, в настоящее время существует необходимость в разработке нового оружия, способного при минимальной массе и отдаче обеспечивать точность на близких дистанциях. Таким оружием может стать пистолет-пулемет под малоимпульсный патрон.

Малоимпульсный патрон - патрон малокалиберного стрелкового оружия (калибр меньше 6,5 мм), имеющий в 2-3 раза меньший импульс отдачи ( $5 \text{ Н} \cdot \text{с}$ ), чем у винтовочного патрона нормального калибра ( $12 \text{ Н} \cdot \text{с}$ ). Однако предпочтение следует отдавать малоимпульсным патронам с малой массой пули, (порядка 1-2г), поскольку армейские малоимпульсные патроны (5.45x39, 5.56x45) обладают избыточными баллистическими показателями (например, для действия в плотной застройке по штату применяются патроны с пониженной рикошетирующей способностью). Малоимпульсные патроны меньших калибров имеют высокую (сравнимую со специальными бронебойными патронами пистолетного калибра, а также армейскими малоимпульсными со стальным сердечником) пробивную способность на малой дистанции, однако малую эффективную дальность (200-300 м), что позволяет активно использовать их для полицейских операций и боев в городских условиях.

В то же время, малая масса боекомплекта и габариты оружия под данный тип боеприпасов являются перспективным вариантом для использования диверсионно-разведывательными группами.

В плоскости практического применения конструкторы XXI века указывают на необходимость в оснащении экипажей бронемашин и авиации (прежде всего штурмовой) компактными образцами стрелкового оружия, пригодного для размещения в непосредственном доступе от оператора техники. Данный тип оружия предназначен для защиты личного состава экипажей при экстренной эвакуации из бронемшины или летательного аппарата с целью обеспечить возможность огневого поражения передовых групп противника и дальнейшего отхода в тыл. Основными требованиями, предъявляемыми к таким образцам, будут прежде всего обеспечение высоких характеристик бронепробиваемости, компактность, большой объем боекомплекта, возможность ношения непосредственно на обмундировании (актуально для случаев катапультирования, поскольку оружие, расположенное в носимом аварийном запасе, зачастую оказывается недоступным), наличие приборов бесшумной стрельбы (ПБС/ПМС) для затруднения обнаружения стрелка.

В настоящее время ниша пистолетных патронов высокой бронепробиваемости представлена патронами 7Н25, 7Н21, 7Н31 и 7Н29. Данные боеприпасы имеют хорошие показатели по пробитию, однако они весьма далеки от возможностей западных патронов с малым импульсом отдачи. В таблице 1 указаны характеристики данных патронов. [3]

Таблица 1 – характеристики патронов 7Н25, 7Н21, 7Н31 и 7Н29

Наименование патрона	9-мм пистолетный патрон с бронебойной пулей (БП)	9х19-мм пистолетный патрон со стальным сердечником	9х19-мм пистолетный патрон с бронебойной пулей (БП)	9х21-мм пистолетный патрон с пулей со стальным сердечником
Индекс	7Н25	7Н21	7Н31	7Н29
Масса патрона, г	7,14-7,68	9,05-9,65	8,14-8,52	10,4-11,1
Масса порохового заряда	≈ 0,48	≈ 0,45	≈ 0,56	≈ 0,50
Скорость пули, м/с	470-490	445-470	535-570	400-425
Масса пули, г	3,51-3,68	5,1-5,4	4,10-4,28	6,5-6,8
Пробивное действие	5-мм стальной лист на D =10 м 100%	5-мм стальной лист на D = 35 м 80%	5-мм стальной лист на D = 20 м 100%	5-мм стальной лист на D = 40 м 80%

Термин PDW (англ. Personal defense weapon) обозначает персональное оружие самообороны, лёгкое и компактное, предназначенное для вооружения военнослужащих так называемой «второй линии» (экипажей боевых машин, расчётов артиллерийских орудий и других), которым по роду службы не требуется «полноразмерное» оружие, но которым может понадобиться большая огневая мощь, что могут обеспечить пистолеты. PDW также используются спецназом, тактическими подразделениями полиции, телохранителями.

Созданные зарубежные образцы имеют малоимпульсные боеприпасы, существенно отличающиеся от пистолетных патронов, в первую очередь, лучшей настильностью траектории на дистанциях 200-300 метров с высокой начальной скоростью 700-850 м/с. Пули с повышенной бронепробиваемостью имеют вольфрамокобальтовые сердечники, позволяющие пробить жилет НАТО CRISAT или NIJ IIIA (1,6 мм слой титана и 20 слоев кевлара) на заявленной дистанции 200 м. Низкая отдача и короткая длина ствола значительно уменьшает подброс оружия и улучшает контроль оружия при стрельбе. Длина оружия, как правило, не превышает ширину плеч человека, чтобы с ним можно было легко маневрировать в ограниченном пространстве, например, внутри бронированного автомобиля или условиях боя в тесном помещении. Использование полимеров позволяет уменьшить вес оружия, а система запирающая поворотной личинкой или полусвободным затвором также способствует снижению массы откатных частей, что положительно влияет на контроль оружия. Таким образом, современное PDW зачастую превосходит обычный пистолет-пулемёт по бронепробиваемости и эффективной дальности стрельбы при аналогичных (или даже меньших) массогабаритных показателях. [4]

Зарубежные ПП, принцип запирающая и характеристики малоимпульсных патронов представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Зарубежные ПП

Образец	Принцип работы	Емкость магазина	Масса без патронов, кг	Скорострельность, выс/м	Масса пули, г	Диаметр пули, мм	Длина гильзы, мм	Начальная скорость, м/с	Дальность, м
НК MP5	Полусвободный затвор, роликовое запирающее	30/40	3	800	7,5	9	19	400	200
KRISS-Vector	Полусвободный затвор, противовес-вкладыш	10/17/19/33	2,5	1100-1800	7,5	9	19	360	45
НК MP7	Поворотный затвор	20/40	1,8	950	1,6	4,6	30	725	200

Steyr TMP (B&T MP9)	Короткий ход ствола, поворот ствола	15/20/25/30	1.3	900-1100	2-2,5	6,5	25	400(730)	50-100
P90	Свободный затвор	50	2,78	900-1000	1,5-2	5,7	28	715	200
CBJ-MS PDW	Свободный затвор	20/30/100	2,8	700	2-2,5	6,5	25	830	230
QCQ-05	Свободный затвор	50	2,2	900	3	5,8	21	321(530)	200
KAC PDW	Поворотный затвор, два газовых поршня	30	2.2	700		6	35	739	300(400)
Modern Sub Machine Carbine	Поворотный затвор	30	3	700-900	2,6	5,56	30	650	200-300
Colt MARS	Поворотный затвор	30	2,4	700-900	3,5	5,56	30	790	300
CZW 438	Полусвободный затвор, рычажного действия	15/30	2,7	850	3	4,38	30	780-850	250
ST Kinetics CPW	Полусвободный затвор, Рычажное запираение	30	1,5	900-1100	1,5-2(1,6)	5,7(4,6)	28(30)	715(725)	200
DBX 5.7	Поворотный затвор, два газовых поршня	20	1,67	-	1,5-2	5,7	28	715	200

Решением проблемы может стать разработка отечественного малоимпульсного боеприпаса, не уступающего зарубежным аналогам по дальности, начальной скорости и пробитию.

В качестве начального этапа для ускорения разработки возможно создание патрона на базе 5.45x39 (по типу 5.56x45 НАТО и 5.56x30 MINSAS) или же 5.45x18. Для этого требуется прежде всего изменение габаритов гильзы для получения требуемых характеристик. В дальнейшем же требуется создание нового боеприпаса.

На основе разработанного боеприпаса требуется сконструировать пистолет-пулемет, соответствующий следующим характеристикам:

- минимальный вес за счет использования полимерных материалов и алюминиевых сплавов;
- складывающийся приклад, позволяющий вести стрельбу в сложенном положении;
- модульность конструкции с возможностью конфигурации различными способами, в соответствии с поставленными задачами без сложного управления или изменения базовой функции оружия;
- возможность установки прицельных приспособлений и различных дополнительных устройств
- отъемные коробчатые магазины емкостью от 20 патронов;
- система запираения с поворотной личинкой или полусвободным затвором;
- удобная, быстрая разборка оружия;
- совмещенный флажковый «предохранитель-переводчик огня» с расположением, позволяющим проводить манипуляции не отпуская рукоятку;
- удобная эргономичная пистолетная рукоятка;
- амбидекстрия, возможность одинаково комфортного ведения огня из оружия любой рукой;
- возможность установки устройств глушения, подавления вспышки и компенсаторов отдачи на дульный срез;
- высокая скорострельность от 800 выст/мин;
- наличие затворной задержки.

Реализация указанных характеристик малоимпульсного боеприпаса и пистолета-пулемета, полученных путем исследования и анализа отечественных и зарубежных образцов вооружения, позволит получить наиболее эффективное персональное оружие самообороны.

#### Библиографический список

1. Жук А.Б. Справочник по стрелковому оружию. Револьверы, пистолеты, винтовки, пистолеты-пулеметы, автоматы. – М.: Воениздат, 1993. – 734 с.: ил.
2. Благошравов А.А. (ред.) Материальная часть стрелкового оружия. Книга первая, Оборонгиз НКАП, 1945, 572 с.:
3. Российские 9-мм пистолетные патроны [Электронный ресурс] // – URL: <http://oruzheika.blogspot.com/2011/05/9.html> (Дата обращения 17.02.2023)
4. Пистолетные патроны: забытые, неудачные и перспективные [Электронный ресурс] // – URL: <https://arsenal-info.ru/pub/patrony/pistoletnye-patrony-zabytye-neudachnye-i-perspektivnye> (Дата обращения 17.02.2023)

## ПОВЫШЕНИЕ МОГУЩЕСТВА 76-ММ КОРАБЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ЗА СЧЁТ УВЕЛИЧЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ СТРЕЛЬБЫ

*Я.З. Голубова, В.В. Егоров*

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

Современные военные конфликты показали необходимость увеличения могущества ствольных систем за счёт увеличения дальности стрельбы, что во многих случаях даёт качественное превосходство над противником. Оценим потенциал повышения начальной скорости и максимальной дальности стрельбы за счёт внедрения конструктивных решений, применённых в иностранной корабельной артиллерии, на примере хорошо известной 76-мм корабельной артиллерийской установки АК-176.

Одним из путей повышения дальности является увеличение длины ствола (пути снаряда по каналу). Исходные данные для расчёта внутрибаллистических параметров представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Исходные данные для расчёта внутрибаллистических параметров

Параметр	Значение
Калибр	76,2 мм
Заряд	Штатный
Температура среды (заряда)	15 °С
Масса снаряда	5,9 кг
Путь снаряда в канале	Штатный...+2,0 м
Давление среды (атмосферы)	0,1 МПа
Коэффициент Слухоцкого	1,03

Увеличим длину ствола (путь снаряда по каналу) относительно штатного на 2,0 м с шагом 0,2 м. Результаты внутрибаллистических расчётов представлены на рис. 1. В результате увеличение пути снаряда позволяет нарастить начальную скорость снаряда (до 9,3%) и дульную энергию (до 19,54%), уменьшить отклонение по скоростям из-за разной температуры заряда.

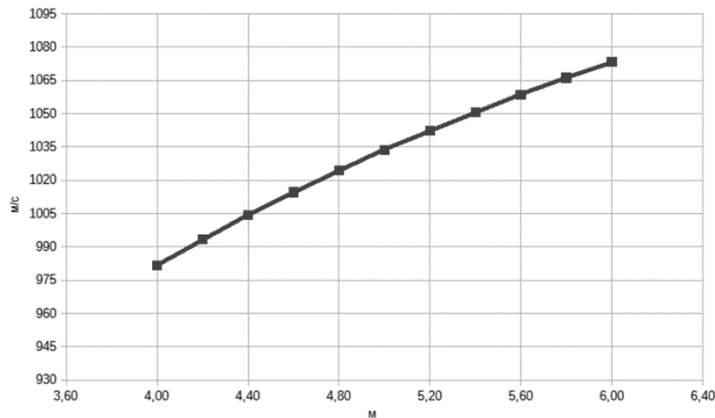


Рис. 1 - Зависимость начальной скорости снаряда 76,2-мм системы от увеличения пути по каналу относительно штатного ствола

Результаты расчёта дальности представлены в таблице 2. Угол возвышения подбирался оптимальным для получения максимальной дальности с шагом 1° (фактически оставался в диапазоне от 43...45°).

Таблица 2 – Исходные данные для расчёта внешнебаллистических параметров снаряда классической формы

Параметр	Значение
Коэффициент формы снаряда (по закону 1943 года $i_{43}$ )	0,95
Дульная скорость снаряда	981,73... 1073,36 м/с
Температура атмосферы в точке вылета	15°С
Угол возвышения	40°...55°
Географическая широта места	60°

Влияние изменения пути снаряда на максимальную дальность стрельбы представлено на рис. 2.

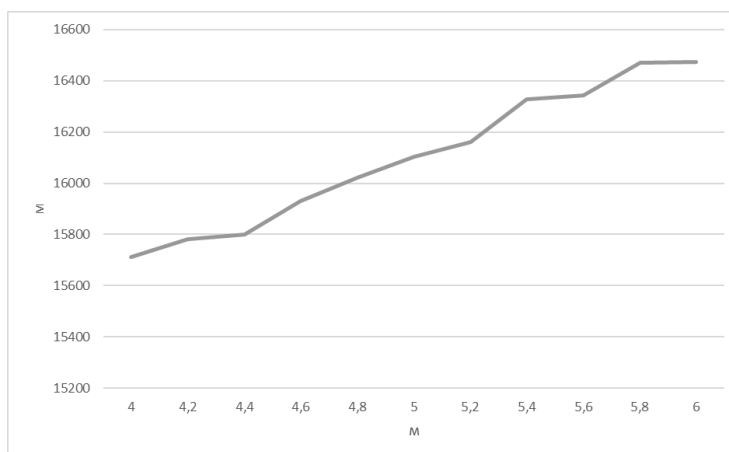


Рис. 2 – Зависимость максимальной дальности стрельбы 76,2-мм системы от увеличения пути по каналу относительно штатного ствола

Рассмотрим варианты совместного увеличения длины канала ствола, увеличения массы снаряда классической формы и метательного заряда. Для расчетов возьмем два пути снаряда по стволу – 4 и 4,762 метра соответственно. Будем изменять массу снаряда от 3 до 9 кг с шагом в 0,6 кг. Метательный пороховой заряд был подобран близко по внутрибаллистическим характеристикам к штатному заряду АК-176. При расчете максимальное среднебаллистическое давление не превышало предельно допустимого значения в 450 МПа, что связано с вопросами живучести и надежности ствола, в частности, с пределом упругого сопротивления, который позволяет материалу канала ствола сохранять свои геометрические параметры и не деформироваться во время стрельбы [1, 2].

Влияние изменения массы снаряда на начальную скорость представлено на рис. 3. В результате увеличение массы снаряда приводит к уменьшению начальной скорости и дульной энергии и увеличению импульса. Это связано с тем, что при использовании снарядов большей массы необходимо уменьшать массу метательного заряда, чтобы не превысить порог в 450 МПа по максимальному среднебаллистическому давлению. В то же время уменьшение заряда при тяжёлом снаряде ведёт к уменьшению дульного давления, что является положительным моментом.

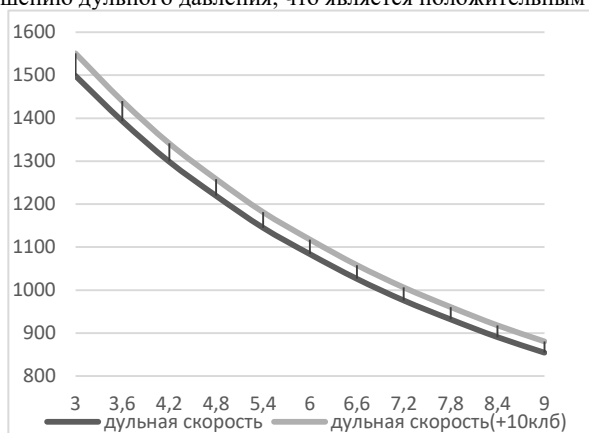


Рис. 3 – Зависимость начальной скорости от увеличения массы снаряда

По результатам внешнебаллистических расчетов наиболее перспективная комбинация «ствол – снаряд» - это длинный ствол и снаряд массой 8,4 кг – данная комбинация обеспечивает дистанцию в 20362 метра (рис.4).



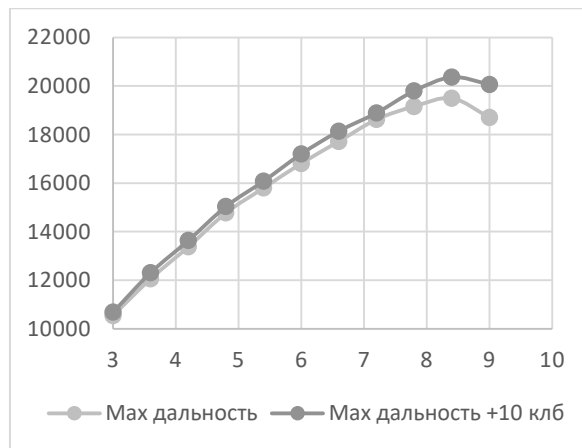


Рис. 4– Зависимость максимальной дальности от массы снаряда классической формы.

Следующий этап – проработка перспективного боеприпаса, обеспечивающего большую дальность. За основу был взят снаряд семейства VULCANO 76/62-мм (Италия) – осколочно-фугасный подкалиберный [3]. На основе открытых иностранных источников были построены трёхмерные модели снаряда (рис. 5). Параметры внутрибаллистического и внешнебаллистического расчётов остались такими же, за исключением того, что снаряд имеет отделяемое при вылете из ствола ведущее устройство, а также лучший баллистический коэффициент и меньший мидель. Параметры перспективного боеприпаса указаны в таблице 3.

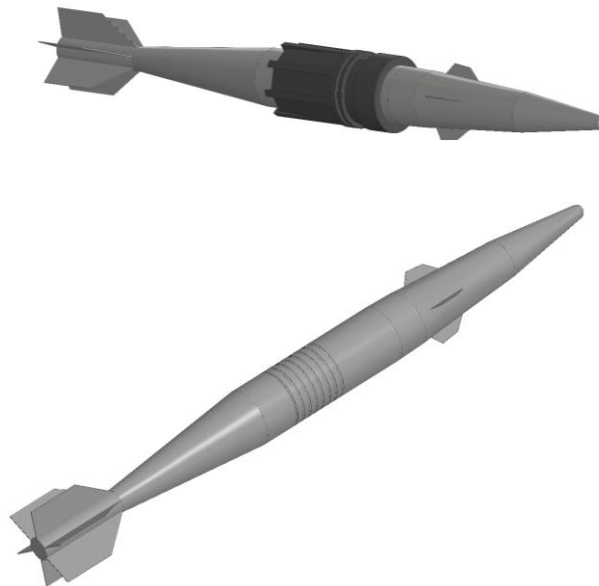


Рис. 5 - Снаряд семейства VULCANO 76/62-мм с ведущим устройством и без

Таблица 3 – Параметры боеприпаса «Vulcano»

Снаряд	Масса (кг)	Длина (мм)	Объём (см <sup>3</sup> )
Vulcano	До 10,29	770	1743
Поддон (ведущее устройство)	0,31	-	315
Сумма	10,6	-	2058

После построения модели она была подвергнута анализу для определения коэффициенту формы (с учетом некоторого запаса принят равным 0,76). Для определения максимальной дальности стрельбы выполнены внешнебаллистические расчеты для диапазона углов возвышения от 38° до 48° для стволов длиной 4 и 4,762 метра соответственно (аналогичные описанным ранее). Результаты расчетов для каждого боеприпаса представлены на рис. 6.

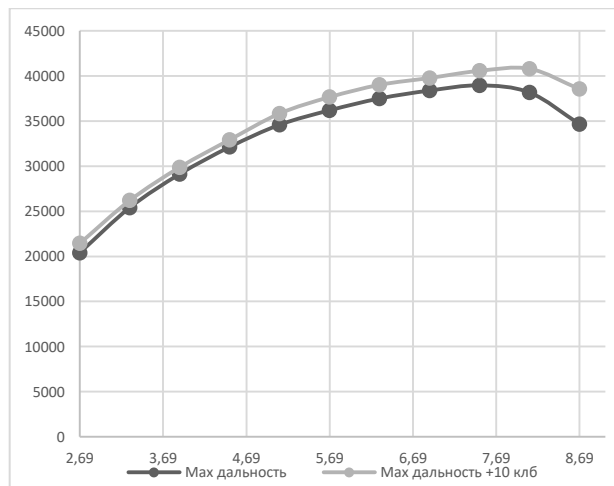


Рис. 6 - Зависимость максимальной дальности от массы снаряда типа «Vulcano».

По результатам этих расчетов наиболее перспективная комбинация «ствол – снаряд» - это длинный ствол и снаряд массой 8,09 кг. Данная комбинация обеспечивает дистанцию в 40784 метра.

Таким образом, по данной работе можно сделать ряд выводов:

- увеличение длины только канала ствола для корабельных систем 76-мм является неперспективным;
- совместное увеличение длины ствола и давления, утяжеление снаряда дают существенный результат (дальность более 20 км);
- наиболее перспективным является вариант с совместным увеличением длины ствола и давления, а также использованием снаряда по типу «Vulcano» (дальность более 40 км).

#### Библиографический список

1. Захаренков, В.Ф. Внутренняя баллистика и автоматизация проектирования артиллерийских орудий – Балт. гос. тех. ун-т. - СПб., 2010. – 276с.
2. Зайцев, А.С. Устройство и проектирование стволов артиллерийских орудий - Старый Оскол: ТНТ, 2017. - 388 с.
3. Vulcano 76 [Электронный ресурс] / Информационный буклет компании «Leonardo» для заказчиков – Режим доступа: <https://electronics.leonardo.com/documents/16277707/0/Vulcano+76.pdf?t=1671440408358>

#### УДК 621.4

#### ПРОДЛЕНИЕ МОТОРЕСУРСА СУДОВЫХ ДИЗЕЛЕЙ ЗАРУБЕЖНОГО ПРОИЗВОДСТВА

**В.В. Бондарев, К.Б. Скобляков**

*Военный институт (инженерно-технический) Военной академии материально-технического обеспечения им. генерала армии А.В.Хрулева*

В статье рассматриваются вопросы организации эксплуатации дизельных двигателей зарубежного производства. На примере главных двигателей больших десантных корабля проекта 775 выявлена вероятность отказов узлов и агрегатов двигателей фирмы «Згода-Зульцер» 16 ZVB 40/48 и предложены способы и методы продления их ресурса силами отечественной промышленности.

**Ключевые слова:** Продление ресурса, судовые дизельные двигатели, метод, состояния, техническая готовность.

Судовые дизельные двигатели являются сложными техническими устройствами, работающими в тяжелых эксплуатационных условиях. Их работоспособность зависит от качества и своевременности технического обслуживания и ремонтов. Последнее десятилетие обострило эти вопросы применительно к кораблям и судам Военно-Морского Флота зарубежной постройки. Рассмотрим подробно возникшие проблемы и пути их решения на примере главных двигателей больших десантных кораблей проекта 775 (по кодификации НАТО — *Rorucha*, от польск. «жаба») — серии больших десантных кораблей построенных в Польше на государственной верфи «Сточня Полночна им. Бохатерув Вестерплятте» («*Stocznia Polnosna*») в Гданьске для Военно-Морского Флота СССР в 1970-1980 гг. XX века [2].

В качестве главных двигателей на кораблях проекта 775 установлены два дизельных двигателя 16 ZVB 40/48 «Згода-Зульцер» мощностью 9600 л. с. каждый, с системой управления типа USSG-11.1, всережимные регуляторы частоты вращения PGA-58, редукционная станция обеспечения сжатым воздухом в 0,6 МПа и 0,15 МПа. Назначенный ресурс составляет до 100000 мото-часов (при этом запланировано 2 капитальных ремонта). Каждый главный двигатель работает на свою валопинию и винт фиксированного шага. С целью сохранности моторесурса на кораблях проекта 775 предусмотрен режим движения под одним главным двигателем, при свободно вращающемся втором гребном винте рис. 1.

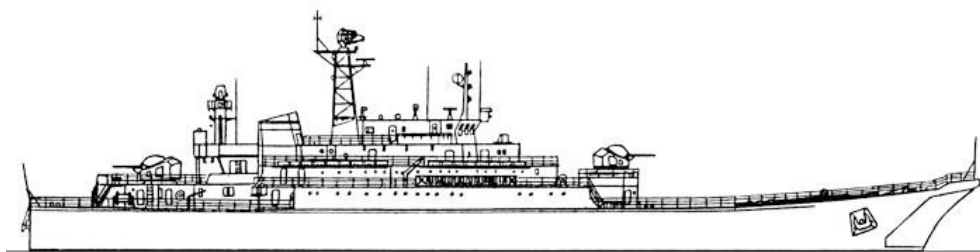


Рисунок 1. – Общий вид корабля проекта 775 (I и II серии)

Водоизмещение, т (стандартное/ полное) – 2768/4012; Размерения; длина - 112,6 м., ширина – 15,0 м., осадка – 4,05 м.; Скорость полного хода - 17,59 уз; Дальность плавания: 3400 миль (18 уз), 3500 миль (16 уз), 4000 миль (12 уз); Автономность – 30 сут.; Силовая установка: 2х9600 л.с., дизели «Зюльцер» 16ZVB40/48, 2 ВФШ, 2 кормовые выдвижные ВРК, 3 ДГ по 750 кВт.; Вооружение: 2х2 57 мм АК-725 (2200 выстрелов) – СУ МР-103«Барс» (пр.775, 775/II), 1х1 76 мм АК-176М (550 выстрелов) – СУ МР-123 «Вымпел-А» (пр.775/III), 2х6 30 мм АК-630М (пр.775/III) 2х1 45 мм 21КМ – СДК-91, 181, БДК-11, 60, 67 2х40 122 мм ПУ НУРС МС-73 «Град-М» (зав.№19, с зав.№21) (320 выстрелов) – ПУС «Гроза-1171» 2х4 (на некоторых 4х4) ПУ МТУ-4 ЗРК «Стрела» или 9К38 «Игла» (9М39) (с 1981, на пр.775 и 775/II – не на всех); Экипаж, чел - 88 (8 офицеров).

В среднем эти корабли за 40 лет эксплуатации, корабли этого проекта проходили порядка 500 – 600 тыс. миль, расход ресурса составил в среднем 70000 мото-часов. Главные двигатели на кораблях проекта 775 не плохие, вполне надежные, однако ввиду износа требуют повышенного контроля технического состояния со стороны обслуживающего персонала.

Исследования, проведенные в Научно-исследовательском институте (военно-системных исследований материально-технического обеспечения Вооружённых Сил Российской Федерации) Военной академии материально-технического обеспечения им. генерала армии А.В.Хрулева, показывают, что собственно дизельный двигатель, в процессе эксплуатации постепенно переходит в различные состояния, которые можно представить как граф состояний, (рис.2).

Где вершины (С1 – С5) – состояния дизельного двигателя, а дуги (а<sub>1</sub> – а<sub>9</sub>) – характеристика процессов перехода. Описания возможных состояний дизельного двигателя приведены в таблице.

Таблица – Характеристика состояний судового дизельного двигателя

Обозначение	Название	Характеристика
С1	Исправное состояние	Состояние объекта, в котором он соответствует всем требованиям, установленным в документации на него
С2	Работоспособное состояние	Состояние объекта, в котором он способен выполнять требуемые функции
С3	Предотказное состояние	Состояние объекта, характеризующее повышенным риском его отказа
С4	Предельное состояние	Состояние объекта, в котором его дальнейшая эксплуатация недопустима или нецелесообразна либо восстановление его работоспособного состояния невозможно или нецелесообразно
С5	Нерабочее состояние	Состояние объекта, в котором он не выполняет ни одной из требуемых функций.

Переход дизельного двигателя из одного состояния в другое будет характеризоваться совокупностью диагностических признаков. Эти же признаки будут идентифицировать состояние отдельных узлов дизельного двигателя (исправное или не исправное).

Из практики эксплуатации известно, что частота отказов подчиняется статистическим законам. Следовательно, при помощи математической обработки информации возможно прогнозировать вероятность выхода узлов и агрегатов дизельного двигателя из строя, а так же планировать мероприятия по восстановлению технической готовности.

Для рассматриваемых дизельных двигателей, доля математического ожидания наступления отказов (выходов из строя) по основным узлам имеет следующий вид, (рис.3).

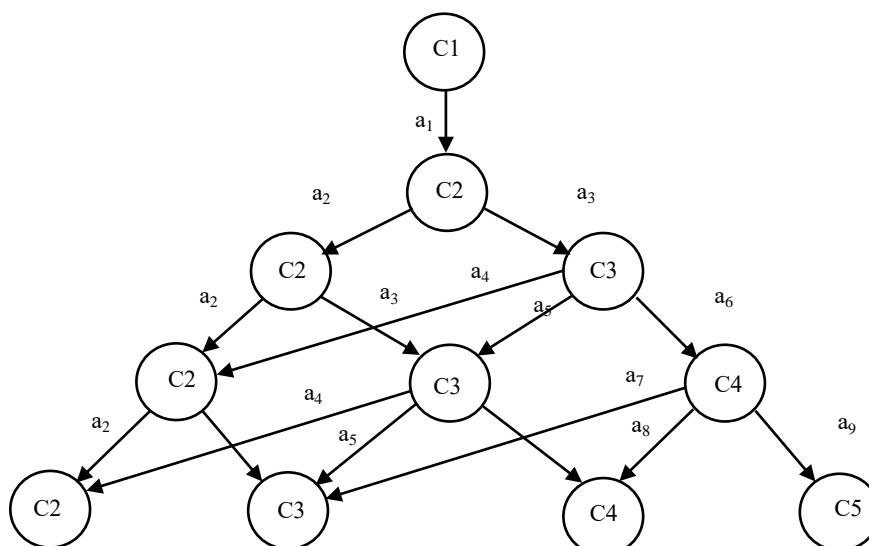


Рисунок 2. – Дерево состояний дизельного двигателя

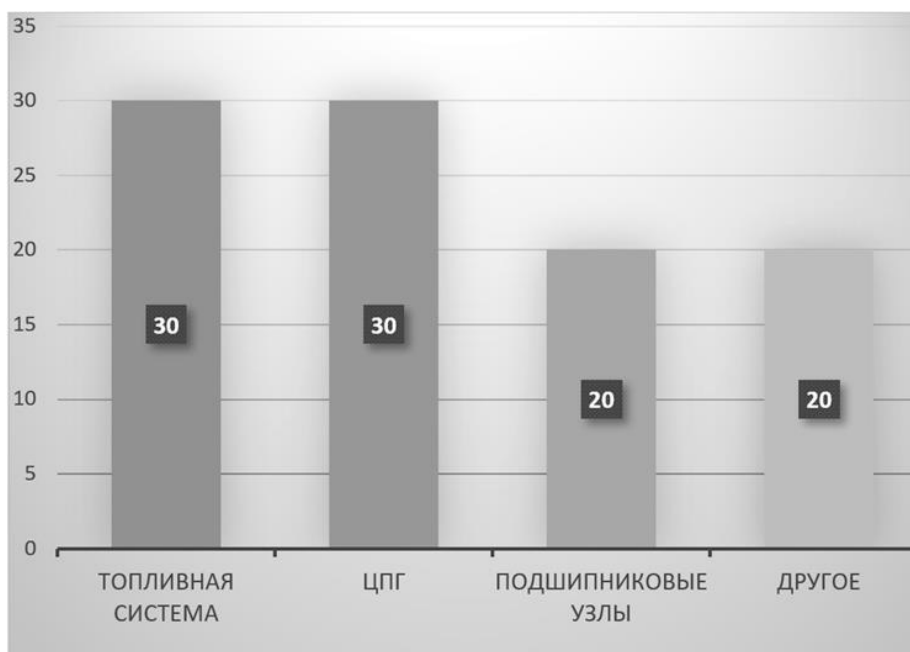


Рисунок 3. – Диаграмма процентного соотношения доли отказов, приходящаяся на основные узлы, системы и механизмы.

В результате прогнозных значений неисправностей предлагаются следующие методы восстановления технической готовности дизельных двигателей 16 ZVB 40/48 «Згода-Зульцер»:

- метод поверхностного упрочнения и повышения износостойкости трущихся поверхностей деталей;
- метод лазерного термоупрочнения рабочих поверхностей поршневых колец, как наиболее перспективный метод повышения износостойкости;
- метод вибродуговой наплавки коленчатого вала порошковыми проволоками и лентами [3];
- метод замены подшипникового узла и рабочего колеса турбокомпрессора отечественными аналогами.

В рамках договора с АО «33 СРЗ» ООО «Кронштадтский морской завод» проведено ремонт двух главных двигателей на большом десантном корабле проекта 775-III «Королев».

Специалистами Кингисеппского машиностроительного завода в сжатые сроки были выполнены следующие работы:

- ремонт, настройка, испытания и монтаж форсунок главного двигателя 16ZV 40/48 в количестве 32 штук;
- ремонт цилиндровой крышки главного двигателя 16 ZV 40/48.

Следует отметить, что все запасные части для восстановления работоспособности дизельных двигателей были произведены на предприятии. Была осуществлена замена распылителей и замена прижимной пружины форсунок. Благодаря специализированному стенду по настройке основных элементов топливной аппаратуры и электронной системе мониторинга все оборудование прошло проверку Военной приемки Министерства обороны Российской Федерации.

Таким образом, отечественная промышленность в состоянии выполнить указ президента об импортозамещении и обладает новейшими технологиями, которые позволяют поддерживать эти двигатели на уровне технической готовности выхода в море, пускай даже с незначительными ограничениями по теплонапряженности деталей и более частой замене масла, что при грамотной эксплуатации не является помехой для выполнения поставленных боевых задач.

*Научный руководитель: Терехин Андрей Николаевич*

#### **Библиографический список.**

1. Возницкий И. В., Михеев Е. Г. «Судовые дизели и их эксплуатация» М.: Транспорт, 1990. 360 с.
2. Большие десантные корабли проекта 775: сайт. – URL: [https:// wiki.wargaming.net/](https://wiki.wargaming.net/) (дата обращения: 03.05.2022);
3. Шерстнев Н. В. «Обслуживание и ремонт судовых дизелей. В 4-х томах.» ИНФРА-М, 2022. 299 с.

УДК 623.422.5

### **СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ АВТОМАТИЧЕСКИЕ ПУШКИ, РАЗРАБОТАННЫЕ ДЛЯ БМП СТРАН НАТО**

*А.М. Бардинов*

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

На сегодняшний момент Российская Федерация несколько отстаёт от стран блока НАТО в области разработки перспективного артиллерийского вооружения боевых машин пехоты. Анализ и наблюдение за уже сформировавшимися тенденциями в области вооружений «западных» стран может помочь развитию отечественных концепций БМП будущего, а также выявить проблемы, с которыми могут столкнуться, при выполнении задач, уже существующие отечественные БМП.

На данный момент известно несколько систем различных калибров, которые либо относительно недавно приняты на вооружение, либо проходят на данный момент испытания и предлагаются как основное орудие перспективных БМП. Так же стоит отметить, что некоторые из представленных оружейных систем имеют возможность смены калибра путём замены относительно небольшого количества деталей и может быть выполнена в полевых мастерских.

#### **Mk44 Bushmaster II (30x173/40x180)**

Mk44 Bushmaster II - это 30-мм цепная пушка разработанная компанией Alliant Techsystems. Она является модернизацией 25-мм пушки M242 Bushmaster и использует 70% тех же деталей, что и M242, при этом огневая мощь увеличена на 50% за счет увеличения калибра на 20%. Ствол хромирован для увеличения срока службы. Пушка использует стандартные боеприпасы GAU-8 Avenger, доступные в вариантах API (бронебойно-зажигательные), HEI (фугасно-зажигательные) и APFSDS-T (оперённые бронебойные подкалиберные снаряды с отделяющимся поддоном и трассером). Орудие может быть переоборудовано под калибр 40x180 мм SuperShot 40, что предполагает замену ствола и нескольких ключевых деталей. Также пушка может быть переделана под патрон 30x170 мм RARDEN [1,2].

Таблица 1 — Тактико-технические характеристики орудия Mk44 Bushmaster II

Калибр	30 мм/40 мм
Патрон	30×173 мм/40x180 мм/30x170 мм
Скорострельность	100/200 выс./мин
Дульная скорость	1080 м/с (боеприпасы HEI-T)
Дальность стрельбы	3000 м
Длина ствола	2410 мм
Длина	3405 мм
Ширина	340 мм
Высота	392 мм
Масса орудия	160 кг

#### **XM 813 (30x173/40x180)**

XM813 Bushmaster создан на базе Mk44 и предлагается в качестве модернизации для машин армии США M1126 Stryker и M2 Bradley, а также является претендентом на роль основного вооружения Ground Combat Vehicle. Усовершенствования включают удлиненный на 2,54 см (1 дюйм) ствол, интегрированное крепление для повышения вероятности поражения первым выстрелом на 10%, двойную систему отдачи для повышения точности и борьбы с последующим влиянием перегрева, а также систему двойной подачи боеприпасов без звеньев Meggitt [3]. 30-мм цепная пушка может вести огонь снарядами Mk310 Programmable Air Burst Munition для поражения целей за укрытиями. Путем замены пяти деталей калибр орудия может быть увеличен до 40 мм. По состоянию на ноябрь 2013 года XM813 проходил трехмесячные испытания на полигоне Aberdeen Proving Ground для обеспечения надежности на уровне 40 000 выстрелов без отказов [4].

#### **Bushmaster III (35x228/50x319)**

Bushmaster III - автоматическая пушка, разработанная и созданная компанией Alliant Techsystems. Она создана на основе M242 Bushmaster, первоначально разработанного компанией Alliant Techsystems. Пушка имеет схему автоматики с цепным приводом от внешнего источника. Так как орудие имеет калибр 35 мм и разработано под патрон 35x228 мм Oerlikon, оно может питаться как программируемыми снарядами собственной разработки Alliant Techsystems, так и снарядами AHEAD разработанными компанией Oerlikon Contraves. Компанией разработчиком заявляется что орудие может быть переделано под патрон 50x319 мм в полевых условиях. Орудие было выбрано в качестве основного вооружения боевых машин пехоты CV9035 (IFV), находящихся на вооружении датской и голландской армий [5,14].

#### **XM913 Enhanced Bushmaster III (50x228)**

XM913 - экспериментальная американская автоматическая пушка с цепным приводом подачи боеприпасов, разработанная Picatinny Arsenal. Пушка представляет собой более крупную и современную версию 25-мм пушки Bushmaster. Хотя калибр боеприпаса 50x228 мм вдвое больше, чем у пушки M242 Bushmaster (25x137 мм), 50-мм пушка ненамного длиннее. Общая длина 25-мм и 50-мм пушек составляет 105,2 дюйма (267 см) и 117,7 дюйма (299 см) соответственно, а длина части орудия, выступающей в башню, - 30,0 дюйма (76 см) и 40,1 дюйма (102 см) соответственно. Для ведения огня боеприпасами с возможностью дистанционного подрыва на дульный тормоз устанавливается довольно массивная катушка программатора [6].

Боеприпасы 50 x 228.

Боеприпас XM1204 High Explosive Air Burst является программируемым. Наводчик может выбрать один из трех режимов детонации.

1) В режиме точечной детонации взрывчатое вещество снаряда детонирует при попадании в цель.

2) В режиме задержки точечного взрыва взрывчатка детонирует через короткое время после попадания в цель. Задержка предназначена для того, чтобы снаряд сначала пробил стену, а затем взорвался с другой стороны.

3) В режиме воздушного подрыва система управления огнём программирует боеприпас на взрыв в воздухе над целью. Когда наводчик наводит прицел на нужную цель и нажимает на спусковой крючок наполовину, СУО рассчитывает дальность до цели. Затем стрелок может поднять прицел немного выше цели, и когда он нажмет на курок до конца, система прицеливания даст команду патрону взорваться в воздухе над целью. Враги, прячущиеся за препятствием, могут быть убиты или ранены без пробивания дыры в препятствии.

Боеприпас XM1203 несёт в себе оперённый бронебойный подкалиберный снаряд с отделяющимся поддоном [7,8].

#### **Bushmaster IV (40x365R)**

Bushmaster IV - это 40-мм цепная автопушка, разработанная и созданная компанией Alliant Techsystems на базе M242 Bushmaster, Bushmaster II и Bushmaster III. Bushmaster IV стреляет снарядами 40x365 мм R 3P (Prefragmented - ГПЭ, Programmable - программируемый, Proximity-fuzed - бесконтактный), APFSDS-T Mk I и APFSDS-T Mk II. Снаряд 3P обеспечивает возможность воздушного подрыва, а APFSDS-T Mk II может пробивать броню толщиной более 150 миллиметров [9].

Таблица 2 — Тактико-технические характеристики орудия Bushmaster IV

Калибр	40 мм
Патрон	40x365 мм R
Длина	4018 мм
Ширина	430 мм
Высота	478 мм
Масса орудия	365 кг

#### **40 CTWS (40x255)**

Разработанная компанией STAI, совместным дочерним предприятием Giat Industries и Royal Ordnance, орудийная система 40 СТА использует концепцию телескопического боеприпаса в гильзе. По сравнению с обычной системой, эта новая концепция позволяет уменьшить длину орудия, а также объем и длину боеприпасов. Уменьшение объема и простота системы питания позволяют интегрировать эту высокоэффективную систему среднего калибра в транспортные средства, обычно предназначенные для оружия более малого калибра.

Система состоит из орудия с внешним приводом (электропривод) и бесканальной системы подачи, позволяющей с первого выстрела вести огонь выбранным типом боеприпасов из двух или более типов (в зависимости от конфигурации системы подачи количество типов боеприпасов может быть не ограничено).

Использование корпусных телескопических боеприпасов позволяет значительно упростить архитектуру оружия, обеспечивая при этом компактность, аналогичную компактности обычной 25-мм пушки. Это упрощение также выгодно с точки зрения надежности, ремонтпригодности, стоимости приобретения и жизненного цикла.

Эта система предназначена для установки на легкие бронированные машины (от 12 тонн), такие как боевые машины пехоты, разведывательные машины и т.д. Это орудие также подходит для использования с зенитными установками или в военно-морском флоте для обеспечения ближней обороны [10].

Таблица 3 — Тактико-технические характеристики орудия 40 СТWS

Калибр	40 мм
Патрон	40x255 мм
Скорострельность	180 выс. /мин
Дальность стрельбы	5000 м
Длина ствола	70 калибров
Длина	3428 мм
Ширина	311 мм
Высота	264 мм
Масса орудия	340 кг

**МК 30-2/АВМ (30x173)**

МК 30-2/АВМ была разработана в качестве основного вооружения новой немецкой боевой машины пехоты PUMA и является дальнейшей модернизацией пушки МК 30, разработанной фирмой Маузер к началу 80-ых годов. В состав стандартного боекомплекта входят боеприпасы воздушного взрыва (АВМ) оснащены программируемым взрывателем. Взрыватель содержит электронное временное устройство, которое индуктивно программируется на дульном устройстве с компенсацией изменений скорости снаряда для обеспечения точного подрыва на большой дальности. Кроме этого, сам снаряд несёт в себе некоторое количество готовых поражающих элементов, что так же увеличивает его эффективность и вероятность поражения цели. Боеприпас АВМ способен поражать широкий спектр современных угроз на поле боя, включая БМП, позиции ПТРК, пехоту и вертолеты.

МК 30-2/АВМ обеспечивает максимальную эффективность против наземных, воздушных и морских целей на дальности до 3000 метров. Сочетая высокие характеристики с новейшими технологиями боеприпасов, эта газоотводная пушка обеспечивает надежность даже в тяжелых полевых условиях [11,12].

Таблица 4 — Тактико-технические характеристики орудия МК 30-2/АВМ

Калибр	30 мм
Патрон	30x173 мм
Скорострельность	200 выс. /мин
Дальность стрельбы	3000 м
Длина	3780 мм
Масса орудия	198 кг

Из представленного выше довольно заметна тенденция к повышению калибра. При помощи повышения калибра разработчики этих систем, хотя бы повысить могущество программируемых осколочно-фугасных снарядов, а также повысить бронепробиваемость оперённых бронебойных подкалиберных снарядов. Последнее вызвано повышением требований к защищённости современных БМП как в самих странах НАТО, так и у их соперников Китая и России.

Но несмотря на это, страны, у которых стоят на вооружении пушки Bushmaster II и Bushmaster III не стремятся менять калибр орудий своих БМП на больший, хоть и имеют такую возможность. Из-за повышения калибра довольно сильно снижается боекомплект, а иметь больший боекомплект может быть жизненно важно в условиях реального боя. Так, в таблице 5, приведены известные данные по количеству боекомплекта у некоторых БМП стран НАТО.

Таблица 5 — Боекомплект некоторых БМП стран НАТО [13,14]

Тип БМП	Марка пушки	Калибр пушки, мм	Боекомплект, готовый к стрельбе	Общий боекомплект
«Мардер»	Rh202	20	503	1250
M2 «Брэдли»	M242 Bushmaster	25	300	900
PUMA	МК 30-2/АВМ	30	400	400
CV9030	Bushmaster II	30	160	400
CV9035	Bushmaster III	35	70	273
CV9040	Vofors L70	40	24	234
K21	K40	40	24	более 120

Если сравнить БМП M2 «Брэдли» и CV9030, то видно, что число общего боекомплекта при переходе с 25 мм на 30 мм падает более чем в два раза. Но это всё же разные боевые, сравним в рамках одного корпуса CV90.

Базовая модель CV9040 имеет старую, но довольно мощную пушку Vofors L70 калибра 40 мм. Для вооружённых сил Норвегии производится экспортная модификация CV9030 с пушкой Bushmaster II. Сравнивая эти машины, из таблицы 4 видно, что общий боекомплект увеличился почти в два раза, а боекомплект непосредственно готовый к стрельбе вообще в 6.

Такое сильное снижение боекомплекта частично может компенсировать введение осколочно-фугасного снаряда с программируемым взрывателем. Но сможет ли это полностью компенсировать урезанный боекомплект? Вопрос открытый. Я придерживаюсь мнения, что не сможет.

Вопрос сниженного боекомплекта попытался решить франко-британский консорциум STA International в своей оружейной системе 40 СТWS за счёт изменения механизма подачи и введения телескопических патронов. Но так как пока нет БМП с данной пушкой, говорить об эффективности предложенных мер довольно трудно.

Но, помимо систем с более большим калибром, встречаются так же и системы на базе, знакомого всему постсоветскому пространству, калибра 30 мм, хоть и под патрон НАТО 30x173 мм, который имеет немного большую длину, чем наш отечественный 30x165 мм. И, что очень примечательно, есть удачный пример с немецкой пушкой, которой, по факту, всего лишь добавили систему программирования боеприпасов оставив стандартную газоотводную систему работы автоматики и разработали новый боеприпас с программируемым взрывателем.

В Российской Федерации в 2017 году на форуме «Армия-2017» был представлен обновлённый боевой модуль «Эпоха», в котором основным отличием от предыдущей версии было новое орудие ЛШО-57, так же известное как АГС-57 [15]. Учитывая, что модуль разрабатывается для установки в БМП, а орудие имеет, по неофициальным данным, начальную скорость снаряда в районе 300 м/с, эффективность данного орудия в качестве средства поражения лёгкой бронетехники противника весьма сомнительна.

Помимо этого, в 2019 году на форуме «Армия-2019» была представлена тяжелая боевая машина пехоты Т-15 с боевым модулем «Кинжал» оснащённым 57-мм автоматической пушкой на базе С-60. Боекомплект ТБМП Т-15 с таким модулем будет составлять 80 выстрелов [16].

При том что патрон 30x165 мм используется повсеместно в вооружённых силах РФ (авиационные пушки ГШ-30-1, ГШ-30-2; Зенитные пушки 2А38; Пушки БМП, БТР, Вертолётов 2А42, 2А72; Корабельные комплексы АК-630), возвращение или введение нового боеприпаса, особенно под калибр боеприпаса 57 мм, который не позволяет создать большой боезапас в узких рамках боевого отделения БМП, особенно если не забывать, что кроме поддержки пехоты, БМП имеет своей задачей пехоту перевозить, выбор боеприпаса такого калибра, для новых отечественных автоматических пушек, выглядит неоднозначным.

На данный момент, на вооружении ВС РФ стоят БМП-3 и БМД-4М. Их отличительной чертой является установка, помимо орудия калибром 30 мм 2А72, 100 мм пушки 2А70. Орудие 2А70 имеет в своём боекомплекте осколочно-фугасный снаряд 3ОФ32, который несёт в себе 1,69 кг взрывчатого вещества марки А-IX-2 [17]. В рамках последних вооружённых конфликтов этот снаряд можно использовать и используют для уничтожения зданий и огневых точек. Боекомплект таких снарядов в БМП-3 составляет 48 выстрелов, а в БМД-4М 38 выстрелов, при этом сохраняется боекомплект 30 мм 2А72 в 500 штук, как на БМП-2 с 30 мм пушкой 2А42.

Учитывая, что уже были созданы программируемые электронные дистанционно-контактные взрыватели системы «Айнет» для 125 мм пушек танков Т-90 и Т-90С, а также имеется пример возможности создания программируемого взрывателя для 30 мм пушки МК 30-2/АВМ, наиболее верным решением будет доработка пушек 2А70 и 2А72 под использование снарядов с программируемыми взрывателями, создание и внедрение в стандартный боекомплект оперённых бронебойных подкалиберных снарядов для 30 мм пушки 2А72, создание и внедрение улучшенных систем управления огнём для увеличения точности работы пушки 2А72, а так же улучшение самой пушки 2А72 для увеличения её показателей точности и разброса в режиме автоматической стрельбы. Помимо этого, должна быть доработана 30 мм пушка 2А42 под использование снарядов с программируемым взрывателем и рассмотрена возможность установки данной пушки совместно со 100 мм 2А70 в новые дистанционно управляемые боевые модули.

Понимая, что у отечественного военно-промышленного комплекса могут возникнуть проблемы, в связи с отставанием России в области микроэлектроники, вижу приемлемым проводить поэтапную модификацию и начать хотя бы с создания программируемого взрывателя и снаряда с готовыми поражающими элементами для 100 мм пушки 2А70. Если развивать системы пушечного вооружения БМП в данном ключе, отечественный ВПК будет иметь все шансы ликвидировать своё отставание от стран НАТО.

#### Библиографический список

1. Mk 44 Bushmaster II 30/40mm Automatic Cannon / Mk 46 Weapon Station [Электронный ресурс] // URL: <https://www.globalsecurity.org/military/systems/ship/systems/mk-44-30mm.htm> (дата обращения: 16.02.2023)
2. 30 mm (1.2") Bushmaster II Mark 46 Mod 1 and 40 mm (1.57") Bushmaster II [Электронный ресурс] // URL: [http://www.navweaps.com/Weapons/WNUS\\_30mm\\_BushmasterII.php](http://www.navweaps.com/Weapons/WNUS_30mm_BushmasterII.php) (дата обращения: 16.02.2023)
3. "Orbital ATK rolls out XM813 automatic cannon for US Army Strykers". Jane's 360. Archived from the original on 11 August 2018. Retrieved 11 August 2018.
4. Bigger, badder Bushmaster cannon in the works - Armytimes.com, 8 November 2013
5. 35mm Bushmaster III [Электронный ресурс] // URL: <https://weaponsystems.net/system/284-35mm+Bushmaster+III> (дата обращения: 16.02.2023)
6. New 50mm Bushmaster Chain Gun at AUSA [Электронный ресурс] // URL: <https://www.overtdefense.com/2019/10/21/new-50mm-bushmaster-chain-gun-at-ausa/> XM913 (дата обращения: 2.02.2023)
7. Новые 50-мм (50x228mm) боеприпасы для Армии США [Электронный ресурс] // URL: <https://photo.uyu.blogspot.com/2020/09/0156-new-50mm-ammo.html> (дата обращения: 16.02.2023)
8. Ed Lopez (2020-07-09). "Army engineers develop greater lethality, speed to support future combat vehicle". Archived from the original on 2020-10-17. Retrieved 2020-10-23. "Integrated into the design are the 50mm auto cannon,



known as the XM913, capable of firing both XM1204 High Explosive Airburst with Trace (HEAB-T), and XM1203 Armor Piercing Fin Stabilized Discarding Sabot with Trace (APFSDS-T) munitions. The HEAB-T and APFSDS-T cartridges were designed and developed by Picatinny engineers and manufactured by General Dynamics Ordnance and Tactical Systems."

9. 40mm Bushmaster IV Automatic Cannon [Электронный ресурс] // URL: <http://www.atk.com/products-services/40mm-bushmaster-iv-automatic-cannon/> (дата обращения: 16.02.2023)

10. 40 СТ [Электронный ресурс] // URL: <http://www.army-guide.com/eng/product562.html> (дата обращения: 16.02.2023)

11. 30mm Mauser MK 30 [Электронный ресурс] // URL: <https://weaponsystems.net/system/1011-30mm+Mauser+MK+30> (дата обращения: 16.02.2023)

12. МК 30-2/АВМ [Электронный ресурс] // URL: <http://www.army-guide.com/eng/product3067.html> Mk 30-2/АВМ (дата обращения: 16.02.2023)

13. Современные тенденции развития вооружения БМП: пушка [Электронный ресурс] // URL: <https://warspot.ru/15122-sovremennye-tendentsii-razvitiya-vooruzheniya-bmp-pushka> (дата обращения: 16.02.2023)

14. Одинцов В. Калибр автоматической пушки БМП: 30 или 40 мм? [Электронный ресурс] // URL: <http://otvaga2004.ru/bronya-pehoty/ifv-concept/kalibr-bmp-30-ili-40-mm/> (дата обращения: 16.02.2023)

15. К. Рябов Боевой модуль «Эпоха» с новым комплексом вооружения [Электронный ресурс] // URL: <https://topwar.ru/123372-boevoy-modul-epoha-s-novym-kompleksom-vooruzheniya.html> (дата обращения: 16.02.2023)

16. Тяжелая боевая машина пехоты Т-15 с боевым модулем «Кинжал» [Электронный ресурс] // URL: <https://sdelanounas.ru/blogs/121334/> (дата обращения: 16.02.2023)

17. 100-мм выстрел ЗУОФ10 с осколочно-фугасным снарядом ЗОФ32 и полным зарядом [Электронный ресурс] // URL: <https://mass-destruction-weapon.blogspot.com/2021/01/100-310-332.html> (дата обращения: 16.02.2023)

## УДК 623.419

### ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ПРОТИВОДРОННОЙ РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ

*Е.А. Михайлов*

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

До начала специальной военной операции (СВО) на Украине целесообразность применения малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА/дронов) в военных целях не была столь очевидна. Не смотря на первый крупный террористический акт, совершенный с использованием БПЛА кустарной сборки, в ночь с 5 на 6 января 2018 года на авиабазе Хмеймим в Сирии, своевременных действий по подготовке средств противодействия дронам принято не было. Военные корреспонденты, аналитики и компетентные эксперты ещё в 2018 году обращали внимание на опасные перспективы развития малогабаритных БПЛА. Начинали появляться различные концепты и технические предложения, которые демонстрировали возможности применения дронов в военных целях.

Эксперты прогнозировали, что малогабаритные БПЛА из класса «оружие террористов» со временем перейдут в класс конкретной продукции военного назначения, встанут в один ряд с артиллерией, минометами, ракетами, танками и т.д. А также отмечали основную опасность таких дронов – возможность наносить с их помощью колоссальный ущерб, затрачивая при этом минимальные средства. На текущий момент оба прогноза подтверждены и не нуждаются в обсуждении. Практически любая сводка новостей из зоны специальной военной операции содержит слово «дрон». Военную операцию на Украине окрестили «Войной дронов». Именно поэтому вопрос противодействия БПЛА стоит особенного внимания.

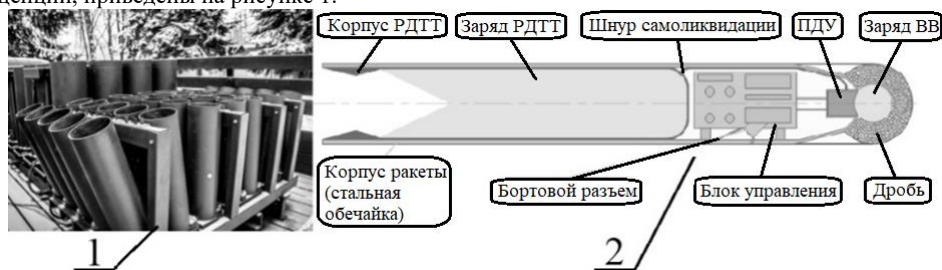
Работа над предложенной системой началась за год до СВО. Тогда было сформулировано основное требование к системе: «Уничтожение БПЛА за соизмеримую стоимость». Стоит разъяснить, почему ставилось именно такое требование. Дело в том, что «дроны-камикадзе», применённые террористами в Сирии, могли уничтожить истребители СУ-35, находящиеся на российской авиабазе. Самолеты удалось сохранить, отразив атаку с помощью ракет комплекса «Панцирь-С1», было потрачено порядка десятка боеприпасов. А теперь к цифрам: стоимость СУ-35 около 2 миллиардов рублей, стоимость ракет комплекса «Панцирь-С1» около 60 миллионов рублей за штуку, а оценочная стоимость «дрона-камикадзе» не более 100 тысяч рублей. Таким образом любое применение БПЛА/дронов причиняет колоссальный ущерб обороняющейся стороне. Нужно средство, которое будет уничтожать дроны расходуя соизмеримые ресурсы.

Первым шагом к решению поставленной задачи являлась разработка концепции средства вооружения, способного дешево уничтожать дроны. Проводился поиск информации о примерах эффективного противодействия дронам. Практически во всех случаях звучал следующий тезис: «Не проблема уничтожить дрон, проблема попасть по нему». Тогда возникла идея – уничтожать БПЛА не прямым точным выстрелом, а за счет создания на пути его следования осколочного поля, при попадании в которое он будет сбит.

Поражать воздушные цели за счет создания осколочного поля начали ещё во время Великой Отечественной Войны. Крупнокалиберные зенитные орудия использовали осколочные боеприпасы с часовым механизмом для уничтожения авиации. Часовой механизм взрывателя устанавливался на требуемое время подрыва, обусловленное дистанцией до цели. Такой принцип являлся по своему эффективным, но использовать пушки и часовые механизмы против дронов нецелесообразно.

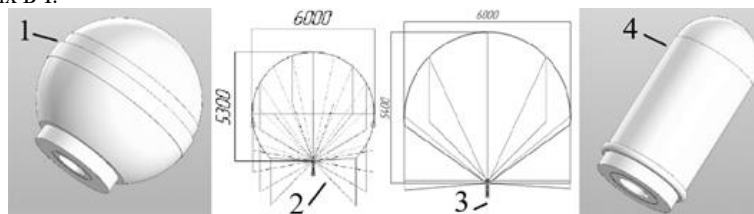
Современные технические средства позволяют реализовать соответствующий принцип действия проще и дешевле. Для доставки системы поражения в нужную точку пространства решено применять неуправляемый реактивный снаряд (НРС), в каком-то смысле «фейерверк». Это обусловлено отсутствием необходимости использования ствола, что снижает стоимость комплекса в целом. А

также позволяет упростить сам боеприпас, поскольку реактивная сила вызывает меньшие перегрузки, чем разгон в канале ствола. Для инициирования боеприпаса в нужный момент времени используется таймер, собранный на электронных компонентах. В качестве пусковой установки (ПУ) – конструкция, похожая на пусковой стол для фейерверков. Первичные облики, полученные при разработке концепции, приведены на рисунке 1.



1 – Пусковой стол для фейерверков, 2 – Концепт боеприпаса  
 Рис. 1 – Первичные облики элементов разрабатываемой системы

Конструкторско-аналитическая деятельность началась с разработки боевой части (БЧ), предназначенной для уничтожения малоразмерных БПЛА/дронов. Принято решение использовать осколочную БЧ. Подробное описание разработанной математической модели противодронной боевой части приведено в статье Михайлова Е.А., Иванова В.Е. «Расчет полезной нагрузки для борьбы с беспилотными летательными аппаратами». Основная идея – осколочное поле высокой плотности, прогнозируемой формы, гарантирующее уничтожение дрона в заданной области пространства. Для снижения стоимости и упрощения конструкции в качестве осколков используется дробь, а в качестве материала корпуса – пластик. Рабочим телом боевой части при расчетах выступал тротил. Разработанная математическая модель позволяет масштабировать БЧ в зависимости от поставленной задачи – изменять размеры зоны поражения и плотность осколочного поля. На рисунке 2 приведены БЧ двух видов, первая – сферической формы, создающая осколочное поле в форме шара радиуса 3 метра, вторая – направленного действия. Также на рисунке 2 представлены формы осколочных полей соответствующих БЧ.



1 – Сферическая БЧ, 2 – осколочное поле сферической БЧ на скорости 230 м/с, 3 – осколочное поле БЧ направленного действия на скорости 230 м/с, 4 – БЧ направленного действия  
 Рис. 2 – Модели корпусов боевых частей и соответствующий зон поражения

На следующем этапе разрабатывался двигатель ракеты (ДУ/РДТТ), отвечающий требованиям простоты и дешевизны. Для расчетов использовалось баллиститное топливо РСИ-12К. Форма заливного заряда – цилиндрическая. Рабочая поверхность – торец, воспламеняющийся со стороны соплового блока. Переднее и заднее днище РДТТ соединяются с обечайкой с помощью резьбы. Стоит отметить, что переднее днище навинчивается на обечайку, поэтому во время работы РДТТ обеспечивается нераскрытие стыка (расширение обечайки под действием внутреннего давления РДТТ). Материал корпуса РДТТ – Ст-3. Толщина стенок РДТТ выбрана в соответствии с действующими давлением, осевыми перегрузками и временем работы двигателя (выполнен расчет на нагрев, гарантирующий, что корпус не расплавится). На рисунке 3 представлена 3D модель двигателя ракеты.

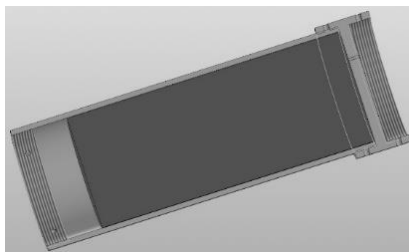


Рис. 3 – Модель твердотопливного двигателя разрабатываемого изделия

На этапе разработки ДУ проводилась оптимизация методом регулярного сканирования. Задачей было обеспечить высоту полета ракеты не менее 500 метров при пуске под углом  $85^\circ$  к местной линии горизонта. Стартовая масса ракеты не должна превышать 16 кг. Для двигателя создана математическая модель в виде Excel таблиц, которая учитывает габаритные характеристики ДУ, секундный массовый расход, скорость истечения, давление в камере сгорания, тип топлива и др. На выходе получают тяга двигателя и значение предельного времени работы. Полученные характеристики использовались в модели построения траектории полета ракеты, разработанной в MatLab, что позволило выбрать оптимальный вариант. Оптимальный с точки зрения минимальной

массы при заданных показателях высоты полета. На рисунке 4 приведены фрагмент оптимизационной таблицы и примеры построения траектории.

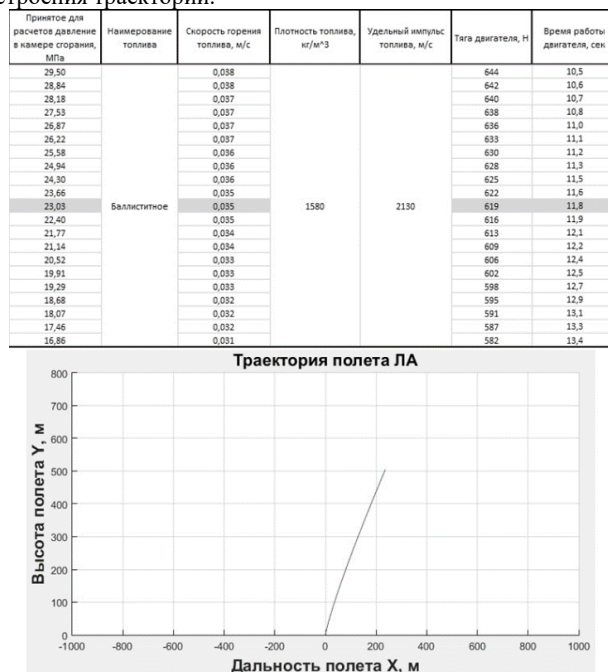


Рис. 4 – Модели, используемые при оптимизации параметров ракеты

Приборный отсек является «хранилищем» управляющей аппаратуры изделия, соединением между корпусами БЧ и РДТТ. В приборном отсеке размещен блок таймера на специальной гайке, пролегал шнур самоликвидации (который загорается только после полного выгорания шашки РДТТ, обеспечивая инициацию БЧ через некоторое время). Шнур самоликвидации предназначен для того, чтобы запущенный боеприпас самоуничтожился в воздухе, в случае не штатной работы таймера (взрывателя). Также в приборном отсеке размещается предохранительно-детонирующее устройство (ПДУ), соединенное с корпусом БЧ резьбой. ПДУ имеет инерционный движок, который стоит в боевом положении только под действием осевой силы инерции. Таким образом подрыв БЧ возможен только при движении ракеты с ускорением (пока работает двигатель) или от самоликвидатора. Приборный отсек имеет бортовой разъем, предназначенный для соединения НРС с ПУ. На рисунке 5 представлены две модели приборного отсека изделия, отличающиеся видом бортового разъема.

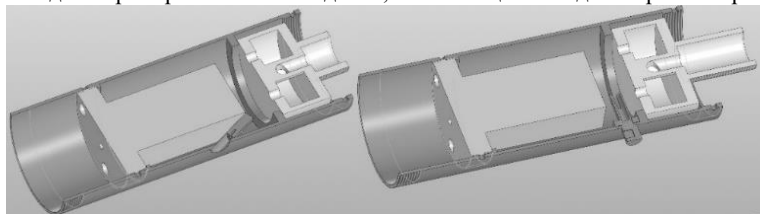
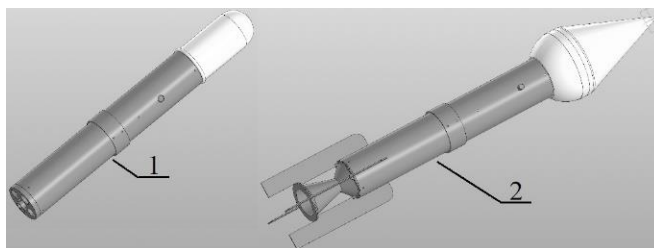


Рис. 5 – Корпуса приборных отсеков с различными вариантами бортовых разъемов

Стоит отметить, что для расчета геометрических параметров сопел использовались параметры двигателя, полученные после оптимизации (тяга, секундный массовый расход и др.). При разработке соплового блока изделия учитывалось основное требование к конструкции боеприпаса в целом – попадание в заданную точку пространства с наименьшим отклонением. Для этого боеприпас должен быть статически устойчивым. Добиться этого можно двумя путями: разместить центр давления ракеты за центром масс, по направлению движения набегающего потока, или закрутить ракету вдоль собственной продольной оси. В результате предложены две схемы соплового блока. Первая с одним расчетным соплом и хвостовым оперением, вторая с расчетным соплом-турбинкой. Получены два изделия: неуправляемый реактивный снаряд (НРС), стабилизируемый оперением, и турбореактивный снаряд (ТРС), стабилизируемый вращением. Для ТРС разработана математическая модель, позволяющая определить частоту вращения. Также специально для ТРС пересмотрена конструкция боевой части, сделан акцент на направленное действие поражающего фактора. При этом расчет производился по аналогии с БЧ сферического действия. Модель БЧ направленного действия представлена на рисунке 2 поз. 4. На рисунке 6 приведены модели НРС и ТРС соответственно.



1 – Модель ТРС, 2 – Модель НРС  
Рис. 6 – Модели разработанных боеприпасов

Для того, чтобы посчитать точку упреждения (потенциальное место встречи БПЛА и НРС/ТРС), нужно спрогнозировать траекторию. Для прогноза траектории требуются четыре параметра: вектор скорости БПЛА, координаты, описывающие его положение в пространстве (X, Y, Z). На момент написания статьи в открытых источниках найдена информация о двух системах обнаружения БПЛА, способных решить поставленную задачу. На рисунке 7 приведен общий вид этих систем и некоторые технические характеристики.

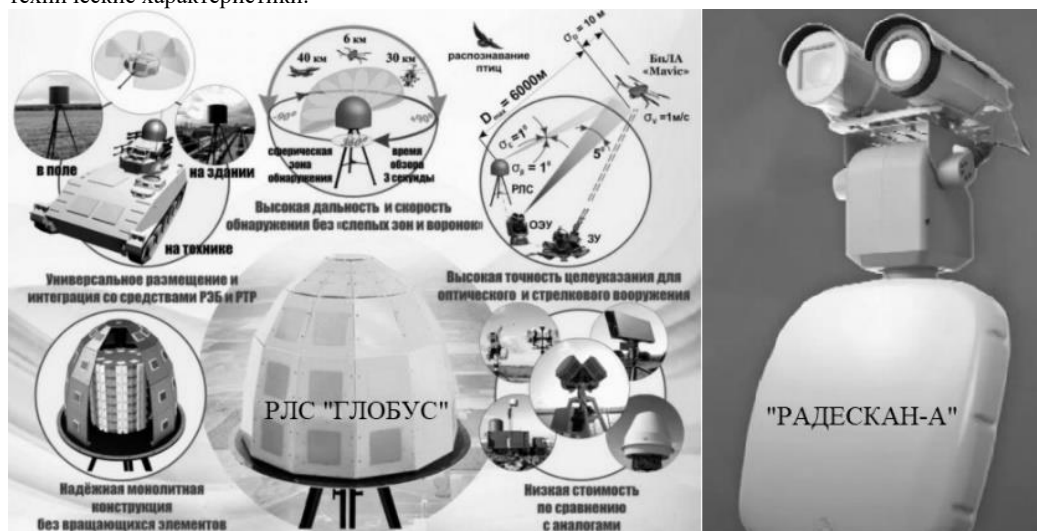


Рис. 7 – Станции обнаружения дронов (РЛС «ГЛОБУС» и «РАДЕСКАН-Антидрон»)

В свою очередь для функционирования противодронной реактивной системы (запуска НРС/ТРС в точку упреждения) тоже необходимы четыре параметра: угол пуска в горизонтальной плоскости, угол пуска в вертикальной плоскости, время пуска и время подрыва БЧ. Предполагается, что расчет этих параметров выполняет специальное программное обеспечение (СПО), организованное в электронном-вычислительном устройстве (ЭВУ). При этом ЭВУ находится в некотором удалении от боевых действий (рубежа обороны), что повышает живучесть системы и снижает вероятность уничтожения ЭВУ. Также суммарная стоимость комплекса уменьшается, потому что все управляющие команды формируются в тылу, а на передовой находятся только исполнительные элементы системы. В среде MatLab разработана математическая модель, выполняющая функции СПО. Генерируются по заданному закону точки, имитирующие координаты обнаружения дрона. На вход алгоритма подается время обнаружения каждой точки, её координаты и скорость движения дрона. Алгоритм прогнозирует траекторию, вычисляет потенциальные точки упреждения, рассчитывает требуемые углы пуска. Время пуска обосновывается разницей времен полета дрона до точки упреждения и НРС/ТРС до точки упреждения. Время подрыва БЧ зависит от пути, который должен пройти НРС/ТРС до точки упреждения. Таким образом на практике доказана возможность реализации такого подхода. На рисунке 8 приведены результаты работы программы.

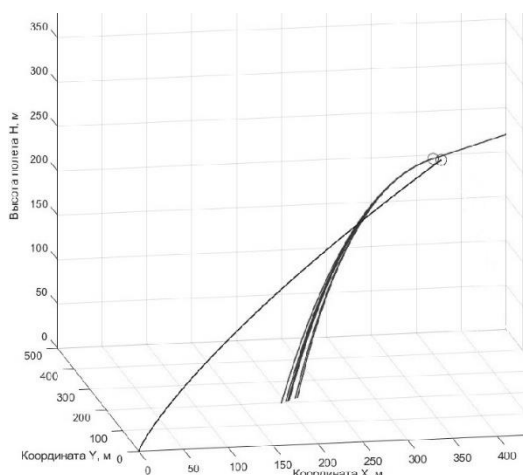


Рис. 8 – Результаты моделирования функционирования системы (боевого взаимодействия) и соответствующий алгоритм

Для запуска боеприпаса требуется пусковая установка. Она должна обеспечивать сохранность изделия, требуемые углы пуска, как можно меньшее время реакции. Также должны обеспечиваться максимальная простота и низкая стоимость. Разработана модель пусковой установки, схожей с пусковым столом для фейерверков. Для размещения НРС/ТРС используются пусковые трубы, что повышает сохранность боеприпасов. Вариабельность углов пуска обеспечивается как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскости. При этом предусмотрена возможность враз запускать несколько НРС/ТРС под разными углами, что позволяет одновременно «закрывать» различные области пространства. Предполагается, что НРС/ТРС соединяется с ПУ по проводу со штекером, по которому передается время подрыва БЧ на таймер. Провод обеспечивает многоразовое применение, так как при старте происходит разъединение разъема, а не разрыв кабеля. Двигатель боеприпаса запускается пиросвечой/пиропатроном с пусковой установки, что позволяет снизить стоимость «расходуемого ресурса» – НРС/ТРС. Пусковая установка снабжена датчиками температуры, скорости ветра, давления, влажности, что позволяет корректировать условия пуска т.к. от параметров внешней среды зависят параметры работы РДТТ. ПУ может соединяться с ЭВУ по радиоканалу или по проводам. Габариты и масса пусковой установки позволяют размещать её в кузове, например, УАЗ Pickup или УАЗ Cargo. При этом для обслуживания и перезарядки ПУ достаточно одного человека. На рисунке 9 представлены изображения модели ПУ.

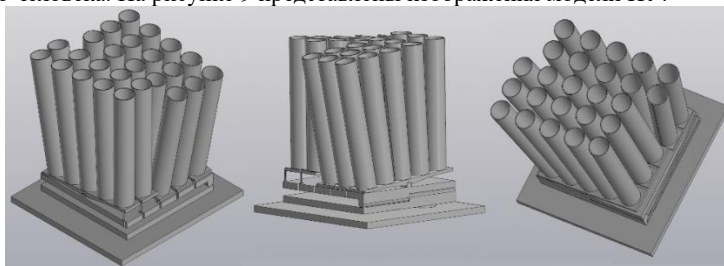


Рис. 9 – Модель разработанной ПУ под разными углами

Разработана модель выбора оптимальной точки прицеливания. Которая позволяет, при наличии возможности, уничтожить несколько дронов одним выстрелом. Данная модель находится на стадии концепта, требует доработки до трехмерной. Алгоритм заключается в следующем: задается радиус зоны поражения БЧ при подрыве, для известных координат дронов на плоскости (в данном случае сгенерированных случайным образом) вычисляются специальные расстояния. Если радиус/диаметр зоны поражения превышает эти расстояния, то алгоритм выдает координаты точки прицеливания, при попадании в которую НРС/ТРС уничтожит несколько дронов. Работа алгоритма позволяет анализировать от 1 до 5 дронов на усмотрение пользователя. На рисунке 10 приведены результаты работы программы. Стоит отметить, что область применения данного алгоритма не ограничена прицеливанием по дронам, а при должном подходе может использоваться в другом направлении.

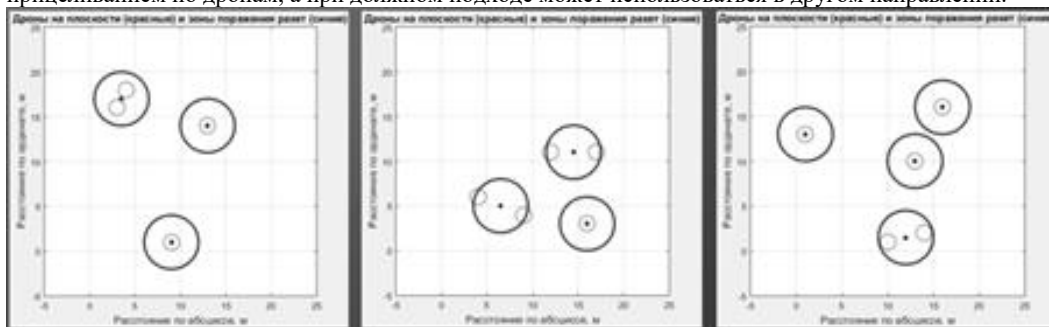


Рис. 10 – Примеры работы программы выбора оптимальной точки прицеливания

Разработана модель, позволяющая выбрать оптимальную схему расстановки пусковых установок на рубеже обороны. Предполагается, что вероятность уничтожения дрона зависит только от расстояния между точкой упреждения и местом установки ПУ. Для разработанной системы зона покрытия может быть аппроксимирована цилиндром высотой 500 метров и диаметром основания 400 метров. Где центром основания цилиндра является место установки ПУ. Тогда для определенной высоты зона покрытия представляет собой круг, разбитый на сектора, где каждому сектору соответствует определенная вероятность уничтожения БПЛА.

При таком подходе можно определить вероятность уничтожения дрона, движущегося через рубеж обороны. Траектория дрона аппроксимируется прямой линией. Если линия (траектория) пересекает какой-либо круг, то алгоритм подсчитывает вероятность поражения БПЛА для этого круга. Выбирается значение, соответствующее наибольшему значению вероятности уничтожения (в пределах одного круга траектория может проходить через несколько секторов, в таком случае вероятность уничтожения соответствует наибольшей из пересеченных секторов). Если траектория движения дрона проходит через несколько кругов (над несколькими пусковыми установками), то итоговая вероятность поражения вычисляется по формуле:

$$P_y = 1 - (1 - P_1) * (1 - P_2) * \dots * (1 - P_i)$$

Где  $P_y$  – это вероятность уничтожения дрона при прохождении через рубеж,  $P_i$  – вероятность уничтожения дрона на отдельно взятой пусковой установке.

Модель позволяет пользователю выбрать число пусковых установок, радиус зоны покрытия, число секторов, размеры секторов, вероятности уничтожения дрона в секторах. Пользователь размещает пусковые установки на координатной плоскости, выбирая различные схемы расстановки. Случайным образом генерируется траектория дрона, проходящая через рубеж обороны. Вычисляется вероятность уничтожения дрона, движущегося по сгенерированной траектории. Затем моделирование повторяется большое количество раз (задается пользователем). В результате вычисляется оценка математического ожидания вероятности уничтожения дрона на рубеже. Разработанная модель демонстрирует метод решения аналогичного рода задач и нуждается в дальнейшем анализе и проработке. На рисунке 11 приведены примеры результатов работы программы.

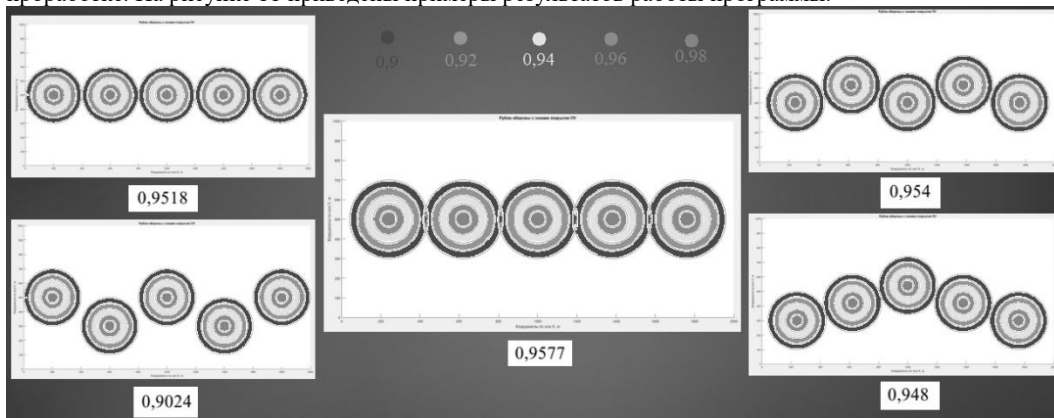


Рис. 11 – Результаты статистического моделирования некоторых схем расстановки рубежа

Создана модель разлета обломков БПЛА в результате успешного боевого применения. Учитываются местоположение объектов на момент подрыва, начальные скорости обоих объектов, угол подлета НРС/ТРС к дрону и сила ударной волны от действия БЧ снаряда. Случайным образом генерируется число обломков дрона, при этом сумма масс обломков не превышает массу целого дрона. Также случайным образом генерируется число обломков ракеты. Случайным образом из заданного массива выбираются коэффициенты лобового сопротивления, характерные для тел различной геометрической формы. Вносится случайный фактор, влияющий на угол разлета обломков. Такая модель позволяет оценить куда будут падать обломки, которые могут представлять опасность. Обладая такой моделью, при дальнейших исследованиях, можно более аргументированно обосновать ту или иную схему расстановки рубежа. На рисунке 12 приведены примеры результатов моделирования разлета обломков.

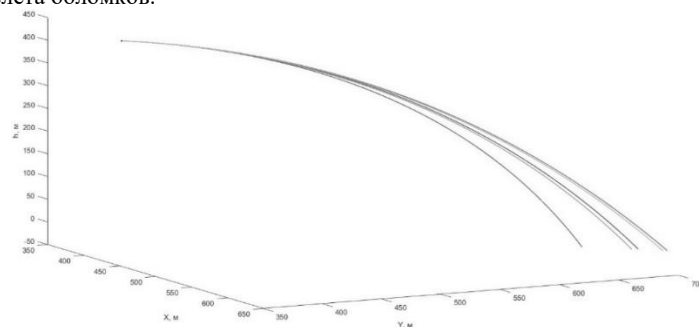


Рис. 12 – Траектории разлета обломков БПЛА

Разработанная система является техническим предложением по комплексу противодействия малым БПЛА. На текущем этапе остается детальная проработка экспертами отдельных частей

комплекса, поскольку невозможно учесть все нюансы во всех областях являясь студентом. Также можно говорить о том, что данная система имеет право на жизнь и будет работать по назначению. Остается надеяться, что в будущем появится возможно реализовать данную систему «в металле».

#### Библиографический список

1. Взрывчатые вещества: учебное пособие / Ю.В. Генкин; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2007. – 114 с.
2. Эффективность ракетных систем: метод. указания к лаб. работам / С.Н. Ельцин; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2011. – 74 с.
3. Основы конструкции и расчета артиллерийских боеприпасов: учебное пособие / Е.А. Знаменский; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2016. – 57 с.
4. Справочник взрывчатых веществ, 2009 // Режим доступа: <https://studizba.com/files/show/pdf/61426-1-spravochnik-po-vv-i-pirosostavam-.html> (дата обращения: 04.01.2022)
5. «Сбили квадрокоптер из ружья». [видеозапись] // YouTube. Режим доступа: <https://www.youtube.com/watch?v=Zjnz0buBass> (дата обращения: 08.12.2021)
6. «Стрельба по дронам». [видеозапись] // YouTube. Режим доступа: <https://www.youtube.com/watch?v=jj79bZbDAzs> (дата обращения: 09.12.2021)
7. Налёт на Хмеймим: <https://centercigr.livejournal.com/80961.html> (дата обращения: 23.11.2021)
8. Инженерные задачи проектирования ракет: учебное пособие / А.Л. Исаков; Балт. гос. техн. ун-т – СПб., 2017. – 113 с.
9. Основы теории и конструирования ракетных двигателей твердого топлива: учебное пособие / В.И. Балобан; Балт. гос. техн. ун-т – СПб., 2005. – 139 с.
10. Ракетные топлива / В.К. Пономаренко; ВИККА им. А.Ф. Можайского – СПб., 1995. – 619 с.
11. Пакет прикладных программ САПР БР и РН космических ЛА: учебное пособие / А.Л.Исаков; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2014. – 100 с.
12. Синтез облика БР: учебное пособие / А.Л.Исаков; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2010. – 128 с.
13. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей: учебное пособие для авиационных ВУЗов / М.С.Штегер; «Машиностроение», 1976. – 304 с.
14. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И.Е.Идельчик / Под ред. М.О.Штейнберга – 3-е изд. перераб. и доп. – М.: «Машиностроение», 1992. – 672 с.
15. Таблицы газодинамических функций: справочное пособие / Ф.И.Лухтура, ПГТУ, Мариуполь, 2007. – 152 с.
16. Ракетные двигатели на комбинированном топливе / Е.Б.Волков, Г.Ю.Мазинг, Ю.Н.Шишкин; «Машиностроение», Москва, 1973. – 180 с.
17. Энергетические конденсированные системы: краткий энциклопедический словарь / Под редакцией Б.П.Жукова. Изд. 2-е, исправл. – М.: Янус-К, 2000. – 596 с.
18. Пособие по изучению неуправляемых ракет / Ю.В.Гомзин; МВ и ССО СССР Ленинградский ордена Красного Знамени механический институт, Ленинград, 1973. – 73 с.
19. Устройство и функционирование управляемой зенитной ракеты 9М331 «Тор-М1»: Учебное пособие / С.Н.Ельцин; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2005. 54 с.
20. Динамика полета БПЛА: учебное пособие для ВУЗов / А.А.Лебедев, Л.С.Чернобровкин; М., «Машиностроение», 1973, 616 с.
21. Внутрикамерные процессы в ракетных двигателях на твердом топливе: учебное пособие / В.П.Белов; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018. – 56 с.
22. Траекторные задачи в динамике движения ЛА: практикум / Т.Ю.Лемешонок, А.А.Сизова; Балт. гос. Техн ун-т. – СПб., 2021. – 76 с.
23. Патентная заявка «RU 2189371 C1» - скорость горения баллистических топлив, 2002 // Режим доступа: [https://yandex.ru/patents/doc/RU2189371C1\\_20020920](https://yandex.ru/patents/doc/RU2189371C1_20020920) (дата обращения: 13.05.2022)
24. Устройство и основы эксплуатации ЗРПК «Панцирь-С» (общие сведения): учебное пособие / Ю.П.Самохвалов, Ю.Ф.Куприянов, С.В.Луппей; под общей редакцией Н.П.Тимофеева; Министерство науки и высшего образования РФ, Уральский федеральный университет. – Екатеринбург: Изд-во Урал. Ун-та, 2021. – 123 с.
25. Справочник материалов, 2022 // Режим доступа: <https://tehtab.ru/Guide/GuideMaterials/> (дата обращения: 14.05.2022)
26. Станция обнаружения дрона «РАДЕКСКАН-А», 2022 // Режим доступа: [https://umirs.ru/catalog/stationary\\_complex/kort-radeskan-a/](https://umirs.ru/catalog/stationary_complex/kort-radeskan-a/) (дата обращения: 15.01.2023)
27. РЛС «ГЛОБУС», 2022 // Режим доступа: [http://zavant.ru/Video/радар\\_Глобус.pdf](http://zavant.ru/Video/радар_Глобус.pdf) (дата обращения: 15.01.2023)
28. Про беспилотники в СВО, 2023 // Режим доступа: <https://news.ru/society/vojna-besplotnikov/> (дата обращения: 04.02.2023)
29. БПЛА в СВО, 2022 // Режим доступа: <https://www.kp.ru/daily/27417/4616799/> (дата обращения: 04.02.2023)
30. Крупнокалиберные зенитные орудия, 2021 // Режим доступа: <https://topwar.ru/181934-ispolzovanie-trofejnyh-nemeckih-105-i-128-mm-zenitnyh-orudij.html> (дата обращения 01.02.2023)

УДК: 621.3.015.33

#### УСТРОЙСТВА ЗАЩИТЫ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ОТ МОЩНЫХ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ ПРОТИВНИКА

*Н.А. Злотников, Е.В. Иванков*

*Военный институт (инженерно-технический) Военной академии материально-технического обеспечения им. генерала армии А.В.Хрулева*

**Ключевые слова:** устройства защиты от импульсных перенапряжений, токи утечки, комплексные УЗИП, электромагнитный импульс, варистор.

Анализ ведения современных боевых действий показывает, что в первую очередь выводятся из строя командные пункты управления, которые являются по своей сути защитными инженерными сооружениями, оснащенными и оборудованными электрическими сетями, электротехническим и радиоэлектронным оборудованием, вывод из строя которых приводит к неспособности функционировать и выполнять поставленные боевые задачи.

Проблема надежного функционирования систем автономного электроснабжения (САЭ) специальных объектов (СО) существует в связи с совершенствованием и развитием искусственных источников электромагнитных импульсов (ЭМИ). Острота данной проблемы обусловлена тем, что СО насыщены многочисленными электрическими сетями и электротехническим и радиоэлектронным оборудованием. Одними из основных систем, обеспечивающих надежное функционирование и жизнедеятельность СО, являются системы электроснабжения, автоматики и управления.

Острота данной проблемы обусловлена еще и тем, что защита СО и их систем от поражающих факторов ЭМИ создавалась в то время, когда специальные устройства защиты отсутствовали и работы по их созданию только начинались. При этом работы по созданию устройств защиты от ЭМИ на номинальное напряжение 0,4 кВ до настоящего времени не проводились, поэтому разработка таких устройств является своевременной и актуальной задачей.

Устройства защиты от импульсных перенапряжений на номинальное напряжение 0,4 кВ разработаны при участии ВИ(ИТ) ВА МТО впервые и по своим тактико-техническим характеристикам не имеют аналогов в нашей стране и за рубежом. Впервые УЗИП выполнены на основе зонной концепции защиты электрооборудования СО, позволяющей оптимизировать затраты на реализацию мероприятий по защите САЭ от поражающего действия ЭМИ. В разработанных УЗИП применены современные материалы и элементная база отечественного производства.

Зачастую импульсные перенапряжения большой мощности в сетях питания вызваны переходными процессами от грозовых (удар молнии) или коммутационных воздействий, но, сейчас, растет вероятность электромагнитных импульсов техногенного происхождения.

В основе построения устройств защиты систем электроснабжения от импульсных перенапряжений лежит стандарт международной электротехнической комиссии (МЭК) 62305 «Защита от удара молнии», состоящий из пяти отдельных частей. Требования, изложенные в нем, формируют «Зонную концепцию защиты».

Первая часть этого стандарта - «Основные принципы» определяет зоны молниезащиты с точки зрения прямого и непрямого воздействия молнии.

Зона 0А: Зона внешней среды объекта, все точки которой могут подвергаться воздействию прямого удара молнии и возникающего при этом электромагнитного поля [11].

Зона 0В: Зона внешней среды объекта, точки которой не подвергаются воздействию прямого удара молнии (ПУМ), так как находятся в пространстве, защищенном системой внешней молниезащиты [11].

Зона 1: Внутренняя зона объекта, точки которой не подвергаются воздействию ПУМ [11].

Последующие зоны (Зона 2 и далее). Если требуется дальнейшее снижение импульсных токов или электромагнитного поля, то необходимо проектировать последующие зоны защиты [11]. Границы зон защиты объекта при воздействии электромагнитных факторов схематически показаны на рис. 1.

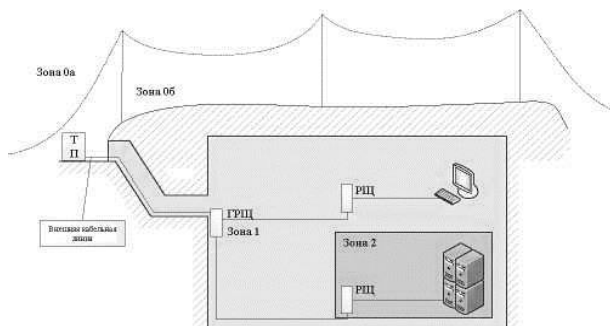


Рисунок 1 – Границы зон защиты объекта при воздействии электромагнитных

Согласно требованиям стандартов УЗИП, в зависимости от способности отводить импульсные токи, делятся на классы: I, II, III.

В основу принципиального решения устройства защиты от импульсных перенапряжений положено комбинированное устройство защиты.

УЗИП состоит из трех аналогичных однофазных модулей первого класса, принцип работы которых одинаков и не зависит друг от друга. Поэтому работа УЗИП рассматривается на примере одного фазного модуля.

На рис. 2 приводится принципиальная электрическая схема фазного модуля УЗИП, в состав фазного модуля входят блок фильтра низких частот А1, блок ограничения напряжения А2, блок коммутации А3, блок запуска управляемого вакуумного разрядника РВУ А4 [12].



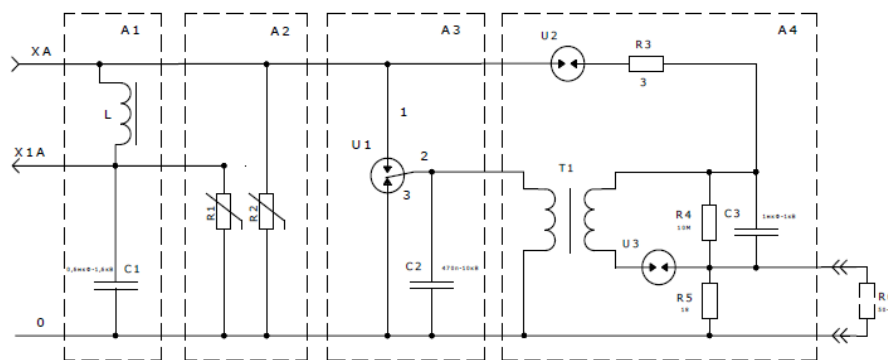


Рисунок 2 – Принципиальная электрическая схема фазного модуля УЗИП 1 класса

Защитные функции УЗИП выполняются в четыре этапа. На первом этапе работает блок фильтра низких частот. При поступлении импульса перенапряжения на входные контакты (XA) индуктивность  $L$  и емкость  $C$ , сглаживают фронт импульса и обеспечивают включение блока ограничения напряжения.

На втором этапе блоком варисторов  $R1$  и  $R2$  осуществляется ограничение перенапряжения до заданного уровня, не превышающего 1500 вольт. Длительность работы блока варисторов, определяется временем включения вакуумного разрядника (блока коммутации).

На третьем этапе включается вакуумный разрядник  $U1$  (блок коммутации), который соединяет линию электропередачи с землей и шунтирует блок ограничения напряжения, снимая с него нагрузку.

При поступлении импульса перенапряжения на вход XA устройства защиты и достижении им значения 1 кВ срабатывает разрядник  $U2$  блока запуска и начинается заряд емкости  $C3$  через резисторы  $R3$  и  $R5$ . В момент, когда на емкости  $C3$ , напряжение достигает значения равного 1 кВ, происходит срабатывание разрядника  $U3$ . Емкость  $C3$  разряжается на первичную катушку повышающего трансформатора  $T1$ . На выходе трансформатора формируется импульс напряжения порядка 6 кВ, который поступает на управляющий электрод вакуумного разрядника, вызывает пробой вспомогательного искрового промежутка с последующим образованием разряда между основными электродами 1 и 3 вакуумного разрядника  $U1$ . Резистор  $R4$  в схеме блока запуска служит для снятия остаточного напряжения с конденсатора  $C3$  после прохождения импульса перенапряжения, а резистор  $R6$  используется для корректировки времени запуска вакуумного разрядника при необходимости.

Конструктивное исполнение трехфазного УЗИП класса 1 поясняется на рис. 3.

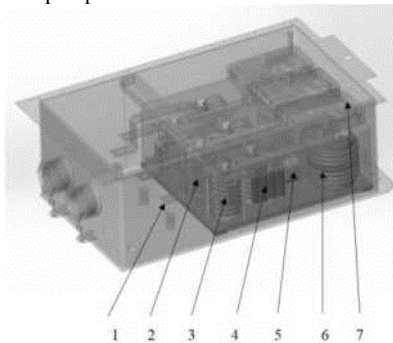


Рисунок 3 – Конструктивное исполнение 3-фазного УЗИП:

- 1 - шина XA (вход); 2 - шина X1A (выход); 3 - блок нелинейных резисторов;
- 4 - конденсаторы фильтра; 5 - магнитопровод;
- 6 - вакуумный управляемый разрядник;
- 7 - блок запуска вакуумного разрядника РВУ

Проверка работоспособности опытных образцов УЗИП при номинальном и максимальном допустимом длительном напряжении и определении токов утечки производились на установках, воспроизводящих напряжения синусоидальной формы, частотой 50 Гц с регулируемым действующим значением напряжения в пределах 0-250 В. Принципиальная схема испытательной установки для проверки работоспособности и измерений токов утечки УЗИП, приводится на рис. 4.

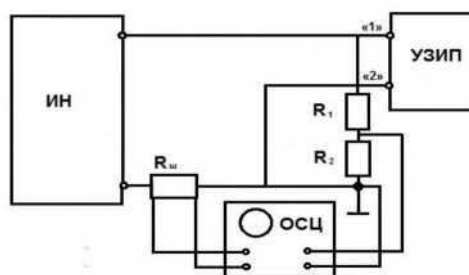


Рисунок 4 – Принципиальная схема испытательной установки для проверки работоспособности УЗИП и определения токов утечки:

ИН - источник напряжения синусоидальной формы (частота 50 Гц, регулируемая амплитуда 0-250 В); УЗИП - испытуемое устройство; ОСЦ - осциллограф;  
R1, R2 - высоковольтный делитель напряжения; Rш - шунт тока

Испытания проводились на стендах-имитаторах экспериментально-испытательной базы военного института инженерно-технического (ВИ(ИТ)). В качестве средств испытаний опытных образцов УЗИП использовался генератор импульсных токов ГИТ-50/5-М, с помощью которого на УЗИП подавались импульсы тока.

Результаты испытаний импульсами токов показали, что амплитуды остающихся напряжений на выходе УЗИП не превышают предельных значений. Характерные осциллограммы импульсов тока и остающихся напряжений на УЗИП класса 1 приводятся на рис. 5.



Рисунок 5 – Осциллограммы импульсов тока и остающегося напряжения УЗИП класса 1:  $U_{ост} = 1420$  В

Устройства защиты от импульсных перенапряжений для САЭ специальных сооружений на номинальное напряжение 0,4 кВ разработаны при участии ВИ(ИТ) впервые и по своим тактико-техническим характеристикам не имеют аналогов в нашей стране и за рубежом.

Впервые такие УЗИП выполнены на основе зонной концепции защиты электрооборудования СО, позволяющей оптимизировать затраты на реализацию мероприятий по защите САЭ от поражающего действия ЭМИ. В разработанных УЗИП применены современные материалы и элементная база отечественного производства.

В качестве направления дальнейших исследований ставим разработку мероприятий по координации установки устройств от импульсных перенапряжений в системах электроснабжения на ответственных объектах Министерства обороны Российской Федерации.

*Научный руководитель: Фоминич Эдуард Николаевич*

#### Библиографический список

1. Разработка средств защиты специальных фортификационных сооружений в специальном исполнении. Тактико-техническое задание на опытно-конструкторскую работу «Депозит». - М. : МО РФ, 2015.
2. Алферов Д. Ф., Иванов В. П., Мирошниченко В. П. [и др.] Комбинированное устройство защиты электротехнического оборудования от импульсных перенапряжений // Электричество. 2011. № 9. С. 40-44.
3. Алмазов В. А., Зеленев В. Е., Мирошниченко В. П. [и др.] Защита электрооборудования от перенапряжений // Прикладная физика. 2001. № 5. С. 54-57.
4. Веников В. А., Анисимова Н. Д., Долгинов А. И. Самовозбуждение и самораскачивание в электрических системах. - М. : Высшая школа, 1964.
5. Баранов М. И., Колиушко Г. М., Кравченко В. И. [и др.] Генератор тока искусственной молнии для натурных испытаний технических объектов // Приборы и техника эксперимента. 2008. № 3. С. 81-85.
6. Родцевич М. П., Курьяков Е. В. Разработка устройств защиты систем автономного электроснабжения от мощных электромагнитных излучений // XXIII Международная научно-техническая конференция студентов, аспирантов и молодых ученых «ЭНЕРГИЯ-2018» в 6-ти томах. Иваново : ФГБОУВО «Ивановский государственный энергетический университет имени В. И. Ленина», 2018.
7. Тишков А. А., Колесник И. В., Панасюк В. Н. Создание системы контроля состояния изоляции кабельных сетей на объектах МО РФ // Военный инженер. 2017. № 1 (3).
8. Михайлов А. К., Фоминич Э. Н., Глухов О. Ф. [и др.] Системы контроля изоляции в системах электроснабжения с изолированной нейтралью // Технология ЭМС. 2007. № 3 (22).

9. Патент № 2366077 Российская Федерация, МПК Н 03F 3/217. Импульсный модулятор // Матвеев Н. В., Филиппов В. Г. ; заявитель и патентообладатель ФГУП «Всероссийский электротехнический институт им. В. И. Ленина».

10. Технический проект на составную часть опытно-конструкторской работы «Разработка устройства защиты от импульсных помех специальных фортификационных сооружений в специальном исполнении». - ОАО «Авангард», 2016.

11. Акты и протоколы Государственных испытаний опытных образцов устройств защиты от импульсных перенапряжений в специальном исполнении. - ОАО «Авангард», 2017.

12. ГОСТ Р МЭК 62305-1-2010. Менеджмент риска. Защита от молнии. Часть 1. Общие принципы.

13. Фоминич Э. Н., Ревякина Е. В., Колесник И. В. [и др.] Устройства защиты высоковольтного электрооборудования напряжением 6 (10) кВ от мощных электромагнитных воздействий // Вестн. самар. гос. техн. ун-та. Серия «Технические науки». 2018. № 1 (57).

14. Колесник И.В., Кузнецов Д.А., Злотников Н.А. [и др.] Обзор фундаментальных исследований и разработок в области использования ядерной энергии для специальных фортификационных сооружений // Актуальные проблемы военно-научных исследований. 2022. №1 (20)

#### УДК 608.4

### УСТРОЙСТВО НЕЙТРАЛИЗАЦИИ МАЛОГАБАРИТНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*М.О. Созинов*

*БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, противодронный аппарат, пневматика.

В настоящее время малогабаритные беспилотные летательные аппараты (МБЛА) становятся всё более доступными, а их тактико-технические характеристики с каждой разработанной моделью заметно улучшаются. Эта тенденция приводит к повышению частоты и в увеличении ущерба от проведения несанкционированных полётов летательных аппаратов (ЛА) в воздушном пространстве над охраняемыми объектами и в бесполетных зонах. Результатом такого полёта может стать проведение разведывательной аэрофотосъёмки, постановка электромагнитных помех, единичная или, что гораздо опаснее, массовая атака МБЛА, оснащенных взрывными устройствами. Стоимость таких диверсий будет несоизмеримо меньше, чем при применении других классов ЛА и ракетной техники. В то же время, эффективные методы противодействия атакам беспилотников будут отличаться от принятых для других ЛА: в дело вступает соотношение цены МБЛА и средства его поражения. Розничная стоимость беспилотника DJI Phantom 4 составляет 1599 евро, а DJI Phantom 3 Standard и того меньше – 599 евро<sup>[1]</sup>. Стоимость зенитной управляемой ракеты 57Э6Е из комплекса Панцирь-С1 в открытых источниках не упоминается, но можно с уверенностью сказать, что она на два порядка выше, чем цена беспилотника «Фантом». Если для подавления компактного, не дорогого и простого в производстве аппарата нужно затрачивать сумму, в несколько раз превышающую стоимость его изготовления, то появляется риск применения злоумышленником/противником тактики истощения. К тому же, после такой атаки может последовать атака полномасштабных ЛА, на отражение которой у защищаемого объекта должен остаться боекомплект. За последние 10 лет существенно увеличилась частота использования ударных и разведывательных МБЛА как силами регулярных армий, так и вооруженными формированиями. Их использование даёт большое преимущество на тактическом уровне, которое без должного противодействия может перерасти и в оперативное, и в стратегическое. Для решения этой проблемы необходимо создать дешёвое, универсальное, эффективное и простое в эксплуатации устройство, заточенное на противодействии именно этой угрозе.

Перед данной работой ставятся следующие цели:

1. Проведение анализа угроз применения МБЛА и способов противодействия им
2. Синтез принципа работы и облика системы противодействия МБЛА
3. Изготовление, испытания и совершенствование рабочих прототипов системы
4. Создание технического проекта предсерийного и серийного образцов системы
5. Поиск заказчиков и производственных мощностей для внедрения системы на рынок

В текущий момент времени существует несколько принципиально разных способов противодействия беспилотным летательным аппаратам. У каждого способа есть свои преимущества и недостатки, которые нужно учитывать при разработке нового средства противодействия:

1) Средства радиоэлектронной борьбы: системы Пищаль-ПРО, Солярис-Н, Атака-DBS и многие другие отечественные и зарубежные аналоги. Такие системы имеют большую дальность (около 2 км у ручных и около 5 км у перевозных и стационарных), но ограничены взаимосвязью «мощность помех – широта канала постановки помех» и неэффективны против дронов с автономной системой навигации<sup>[2][3]</sup>;

2) Ручные и стационарные пневмопушки (например, системы Skywall 100-300) сильно ограничены по дальности (100 м для ручных и 300 м для стационарных) и по высоте действия и малоэффективны против движущихся целей<sup>[4]</sup>;

3) Лазерные установки, такие как «Рать» и «Пересвет», обладают очень большой дальностью действия, но дороги в производстве и обслуживании и напрямую зависят от условий видимости;

Кроме уже применяющихся на практике способов противодействия дронам существуют и те, которые находятся на том или ином этапе разработки:

- 1) Стреляющий беспилотный летательный аппарат, вооруженный карабином Вепрь-12

«Молот», впервые был показан в 2017 году<sup>[5]</sup> студенческим конструкторским бюро Московского авиационного университета. Принцип работы – подлёт к цели, наведение в ручном режиме и поражение выстрелом дроби. Слабым местом этой концепции является точность наведения, особенно в случае движущейся цели;

2) Автоматический квадрокоптер-перехватчик, оснащённый выстреливаемой сетью «Волк-18», представленный в 2018 году<sup>[6]</sup> концерном «Алмаз-Антей». Принцип работы – автоматический подлёт, наведение на цель, выстрел сетью и нейтрализация цели путём блокирования сетью вращения винтов;

3) Такой же как в предыдущем пункте принцип работы, но реализованный на базе гибрида ракеты и квадрокоптера – Fowler, о котором впервые стало известно широким кругам в октябре 2022 года<sup>[7]</sup>.

Исходя из результатов проведённого анализа, можно сделать вывод, что наиболее универсальной схемой работы является именно дрон-перехватчик, так как, варьируя параметры его конструкции и конфигурацию его составных элементов, можно добиться применимости этой системы против любых целей данного класса. Иначе говоря, на этот принцип работы не наложено никаких фундаментальных ограничений, наличие которых позволило бы аппарату-цели оказаться гарантированно защищённым от воздействия системы перехвата.

В качестве средства поражения дрон-перехватчик может нести автоматическое оружие, заряд взрывчатого вещества или сеть. Таран цели тоже является доступной опцией, но имеет сильно ограниченную применимость, так как существенно повышает требования к точности наведения и эффективно работает только при большой относительной скорости между целью и перехватчиком. Из трёх перечисленных вариантов устройств поражения только сеть не разрушает цель при перехвате и может применяться гражданскими лицами. Таким образом, сеть является предпочтительным для данной задачи средством поражения.

Стоит заметить, что на данном этапе работы предметом детального исследования является именно устройство поражения, а не вся система перехвата МБЛА в целом.

Работа над реализацией конкретной схемы устройства началась с определения способа раскрытия сети. В подавляющем большинстве случаев это делается с помощью нескольких метаемых грузиков, привязанных к углам сети. В то же время, метание грузиков может происходить за счёт разных физических принципов: за счёт силы упругости пружины, электромагнитного ускорения, давления порохового или сжатого газа. Было решено выбрать рабочую схему с четырьмя грузиками, метаемыми за счёт давления сжатого газа, так как эта схема позволит получать высокую энергетическую массу при относительной безопасности испытаний и использования устройства и его невысокой массе.

Остальные параметры конструкции устройства менялись от прототипа к прототипу. В настоящий момент устройство состоит из следующих составных элементов: заправочный клапан, камера для сжатого газа, клапанно-спусковое устройство, мортирки, сеть с грузиками.

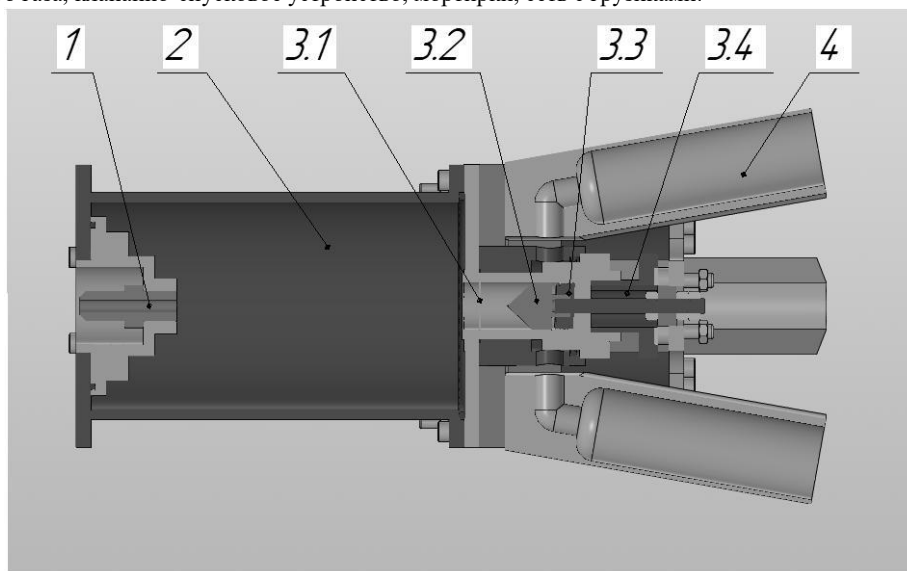


Рисунок 43. Продольный разрез устройства. 1 – заправочный клапан, 2 – камера для сжатого газа, 3.1 – мембрана, 3.2 – крестообразный нож, 3.3 – пружина, 3.4 – поворотный диск, 4 – мортирка

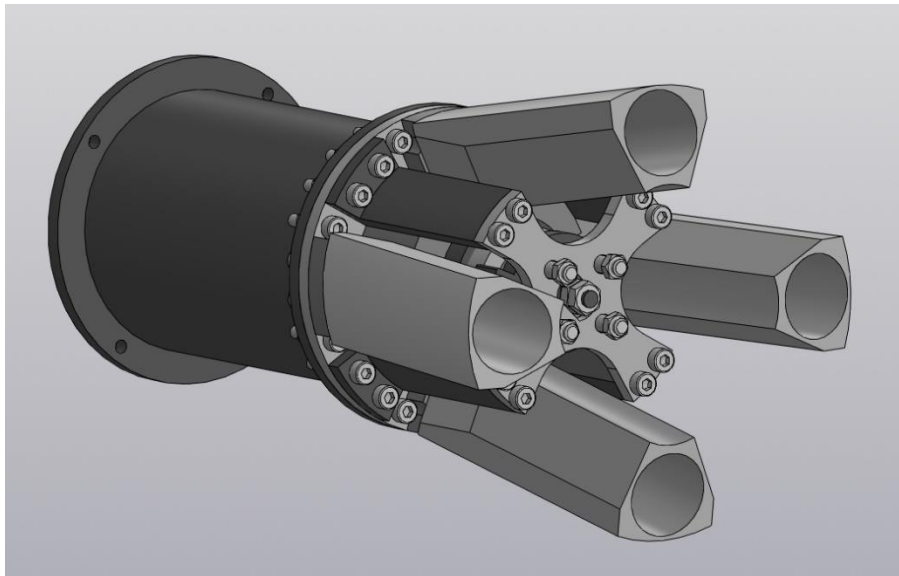


Рисунок 44. Изометрический вид устройства

Заправочный клапан представляет собой сборку золотник-ниппель-штутцер. Источником газа для заправки служит углекислотный огнетушитель. Камера сжатого газа изготовлена из алюминиевого сплава толщиной 2 мм., что по результатам прочностных расчётов обеспечивает трехкратный коэффициент запаса прочности при давлении в 60 атмосфер. Клапанно-спусковое устройство состоит из мембраны, подпружиненного крестообразного ножа и поворотного диска. Такая конструкция позволяет максимально быстро перейти клапану в открытое состояние и обладает низкой массой. Мортирки изготовлены из пластика. Длина канала ствола — 60 мм., диаметр — 20 мм. Угол установки мортирок к продольной оси устройства — 10 градусов. Грузики изготовлены из стали, сеть — из нейлона. Диаметр сети — 2 м. Общий вес устройства — 750 г. Габаритная длина — 300 мм., диаметр — 100 мм.

Для оценки характеристик устройства была составлена модель его работы на основе уравнения адиабатического расширения газа. Были взяты следующие допущения:

- 1) Трение газа о стенки мало;
- 2) Воздействием дросселирования газа можно пренебречь;
- 3) Процесс расширения газа в устройстве является адиабатным;
- 4) Газ в равном количестве и с равной скоростью поступает ко всем четырём мортиркам;
- 5) Сопротивление воздуха о разгоняющийся грузик и его трение о стенки мортирки не учитываются;

Моделирование работы устройства делится на два этапа: сначала газ заполняет весь образовавшийся после пробития мембраны доступный объём, а потом начинает толкать шарики. Уравнение адиабатического расширения газа для первого этапа:

$$p_1 V_1^k = p_2 V_2^k, \text{ где } k - \text{показатель адиабаты (1.3 для углекислого газа при } t=23^\circ\text{C)}.$$

Индексами 1 и 2 обозначим давление в системе и её объём до и после активации соответственно. Тогда при известном объеме системы между мембраной и входом в мортирку ( $V_{\text{доб}}$ ), можем определить давление газа на момент начала воздействия на шарики:

$$p_2 = p_1 \left( \frac{V_1}{V_1 + V_{\text{доб}}} \right)^k$$

Далее приступим к расчёту динамики движения шариков. Расчёт будет производиться численным методом с шагом по времени  $\Delta t$ . Изменение объёма системы будет происходить за счёт движения шарика и для  $i$ -го шага будет равно:

$$\Delta V = S \left( v_{i-1} \Delta t + \frac{a_{i-1} \Delta t^2}{2} \right)$$

где  $a_{i-1} = \frac{p_{i-1} S}{m}$  — ускорение шарика на предыдущем шаге;  
 $v_{i-1}$  — скорость шарика на предыдущем шаге;  
 $p_{i-1}$  — давление в системе на предыдущем шаге;  
 $S$  — площадь поперечного сечения шарика;  
 $m$  — масса шарика;

Применяя уравнение адиабатного расширения, вычислим давление на  $i$ -том шаге:

$$p_i = p_{i-1} \left( \frac{V_i}{V_i + \Delta V} \right)^k$$

Производить расчёт будем до тех пор, пока шарик не выйдет за сопловой срез мортирки длиной  $L$ . Применяя вышеуказанные уравнения, составим расчётный цикл в программе Maple 13:

```

for  $i$  from 0 while  $l[i] < L$  do
   $\theta[i + 1] := \theta[i] + \frac{p[i] \cdot S}{m} \cdot \Delta t$ ;
   $V[i + 1] := V[i] + S \cdot \left( \theta[i] \cdot \Delta t + \frac{p[i] \cdot S}{2 \cdot m} \cdot \Delta t^2 \right)$ ;
   $p[i + 1] := p[i] \cdot \left( \frac{V[i]}{V[i + 1]} \right)^{1.3}$ ;
   $t[i + 1] := t[i] + \Delta t$ ;
   $l[i + 1] := l[i] + \theta[i] \cdot \Delta t + \frac{p[i] \cdot S}{2 \cdot m} \cdot \Delta t^2$ ;
end do

```

Рисунок 45. Расчётный цикл программы моделирования работы устройства  
В результате работы программы были получены следующие зависимости:

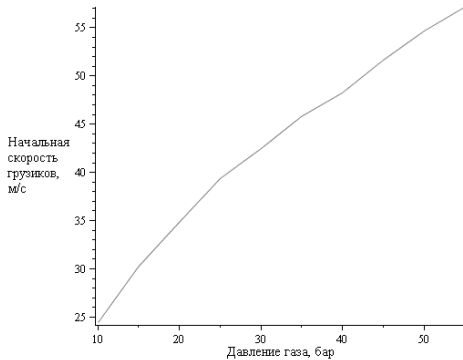


Рисунок 46. График зависимости кинетической энергии грузиков от их длины и диаметра

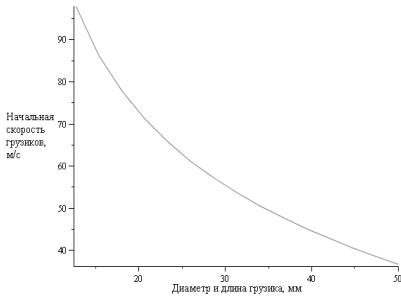


Рисунок 48. График зависимости начальной скорости грузиков от начального объёма газа

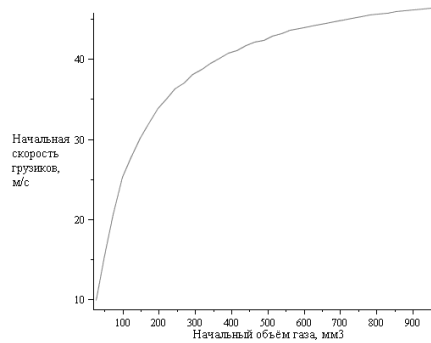


Рисунок 47. График зависимости начальной скорости грузиков от их длины и диаметра

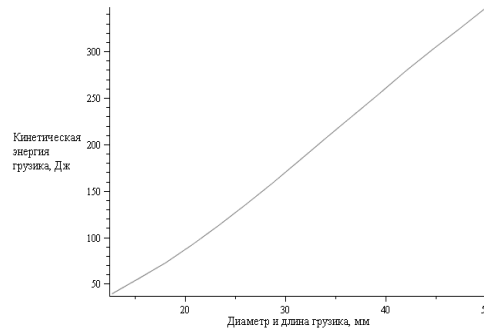


Рисунок 49. График зависимости начальной скорости грузиков от начального объёма газа

Была поставлена цель: провести эксперимент на метание сети с замером её скорости и сопоставление результатов со значениями, представленными моделью. Фиксирование скорости велось с помощью двух высокоскоростных камер. Запуск производился при давлении газа в 10 атм. По итогам кадрового анализа видеоряда была получена примерная скорость грузиков на расстоянии 5 метров от точки запуска. Она составила около 15 м/с. В то же время, модель предсказывала для данного давления скорость в 25 м/с. Такие расхождения можно объяснить многими причинами: взятыми в модели допущениями, тормозящим эффектом сети, ошибками условий постановки эксперимента, погрешностями изготовления деталей устройства и так далее. Многократное повторение эксперимента, внесение изменений в условия его постановки и коррекция модели позволят свести разницу полученных значений к минимуму.

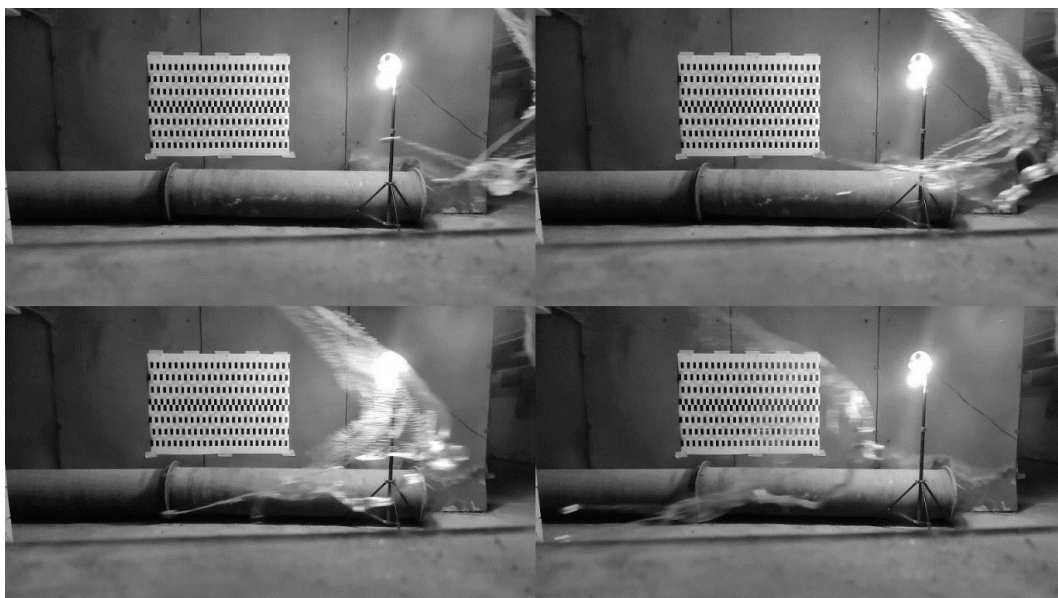


Рисунок 50. Стоп-кадры съёмки процесса запуска сети. Вид сбоку

Дальнейшая работа будет сводиться, как уже было сказано, к составлению объективной модели работы устройства, а также поиску оптимального соотношения параметров устройства, при которых оно будет иметь минимальную массу и габариты при сохранении способности эффективно выполнять свою основную функцию. Такое устройство можно установить как на беспилотники типа квадрокоптер, так и на самолётного типа. Для этого будет либо с нуля разработан аппарат-носитель, либо найден заказчик, заинтересованный в установке этого устройства на уже существующий летательный аппарат. Также для этой системы нужна головка наведения, станция обнаружения цели — радиолокационная, оптическая или акустическая и транспортно-пусковое устройство. На данном этапе работы эти элементы системы нейтрализации МБЛА ещё не проработаны дальше концепта.

#### Библиографический список

1. Квадрокоптер DJI Phantom 4 Pro V2.0 [Электронный ресурс]. URL: [https://www.djimsk.ru/catalog/products/phantom/phantom\\_4\\_pro/kvadrokopter\\_dji\\_phantom\\_4\\_pro\\_v2\\_0.html](https://www.djimsk.ru/catalog/products/phantom/phantom_4_pro/kvadrokopter_dji_phantom_4_pro_v2_0.html) (дата обращения – 22.09.2021).
2. Носимый комплекс противодействия беспилотным летательным аппаратам «Пищаль-ПРО» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ao-avtomatika.ru/catalog/products/pishchal-pro> (дата обращения – 22.09.2021).
3. Переносной комплекс противодействия БПЛА «Луч-ПРО» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ao-avtomatika.ru/catalog/products/luch-pro> (дата обращения – 22.09.2021).
4. SkyWall patrol. Handheld drone capture system [Электронный ресурс]. URL: <https://openworksenineering.com/skywall-patrol> (дата обращения – 22.09.2021).
5. В МАИ разработан беспилотный летательный аппарат-перехватчик [Электронный ресурс]. URL: <https://mai.ru/press/news/detail.php?ID=102186> (дата обращения – 11.12.2022).
6. Концерн ВКО «Алмаз – Антей» представит на выставке NAIS 2022 современные решения в области аэронавигации [Электронный ресурс]. URL: [http://www.almaz-antey.ru/press-sluzhba/press-relizy-kontserna/kontsern-vko-almaz-antey-predstavit-na-vystavke-nais-2022-sovremennye-resheniya-v-oblasti-aeronaviga/?sphrase\\_id=67685](http://www.almaz-antey.ru/press-sluzhba/press-relizy-kontserna/kontsern-vko-almaz-antey-predstavit-na-vystavke-nais-2022-sovremennye-resheniya-v-oblasti-aeronaviga/?sphrase_id=67685) (дата обращения – 11.12.2022).
7. Украинские инженеры представили беспилотник Fowler для перехвата российских БПЛА [Электронный ресурс]. URL: <https://focus.ua/digital/532673-ukrainskie-inzhenery-predstavili-bespilotnik-fowler-dlya-perehvata-rossijskih-bpla-video> (дата обращения – 11.12.2022).

УДК 621.77.08

#### ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТАЛИ 09Г2С

*К. К. Парфенов<sup>1</sup>, З.Н. Расулов<sup>2</sup>, В.С. Белугин<sup>3</sup>*

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

<sup>2</sup>. Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

<sup>3</sup>. ООО «Лаатма»

**Аннотация:** Рассматривается влияние исходной структуры стали 09Г2С на механические свойства, характер поведения в процессе пластической деформации. Приведены результаты исследований образцов на растяжение, выявлены механические характеристики стали. Рассмотрена необходимость в статическом испытании на растяжение при температуре свыше 1000 °С, для изготовления детали «крюк фаркопа» методом горячей объемной штамповки.

**Ключевые слова:** сталь 09Г2С, механические свойства, горячая объемная штамповка, термическая обработка.

В машиностроении широкое применения находят изделия, которые изготавливаются методами обработки металла давлением (ОМД). Технологические операции ОМД сопровождаются

неравномерностью деформации, что влияет на качество поверхности и может сопровождаться высокой долей брака (до 50%). Неравномерность деформации определяется рядом факторов: формой заготовки, износ рабочего инструмента, неоднородность распределения температуры по объему тела и химического состава металла, неоднородностью химического состава металла и температуры по объему тела, упругими деформациями инструмента и др. Причиной появления этих факторов, является отсутствие достоверных данных по механическим и технологическим свойствам материалов.

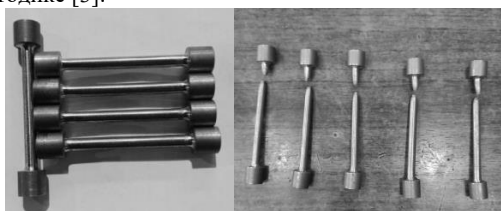
Горячая объемная штамповка (ГОШ) – вид обработки металлов давлением при которой формообразование поковки из нагретой до ковочной температуры заготовки осуществляют с помощью специального инструмента — штампа [1]. ГОШ является одним из востребованных видов ОМД. Рассмотрим операцию горячей объемной штамповки - высадка на неоднородность формоизменения высаживаемой сферы на примере изготовления детали «крюк фаркопа» из конструкционной стали 09Г2С, применяемой в гражданской и сфере специального назначения. На данной операции имеет место неравномерное распределение степени деформации, которое приводит к неравномерному формированию сферы цилиндрической заготовки и образованию трещин (рисунок 1). Для определения технологических параметров необходимо провести испытание с целью получения диаграммы упрочнения.



Рисунок 1 – Варианты брака после операции высадки

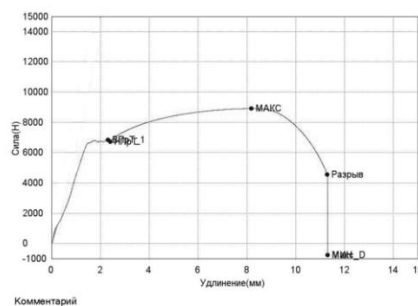
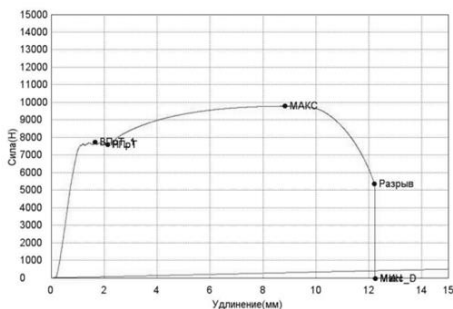
Объектом исследования в данной работе является конструкционная низколегированная сталь 09Г2С. Изделия из стали 09Г2С применяют для производства конструкций различного типа: балки, швеллеры, комплектующие для таких отраслей промышленности, как машиностроение, строительная и химическая отрасли. Известно, что температурный диапазон использования стали составляет от -70 до +450 градусов Цельсия, что благоприятно сказывается на эксплуатации, как в северных, так и южных регионах. Также марка стали широко используется для сварных конструкций. Сварка может производиться как без подогрева, так и с предварительным подогревом до 100-120 °С. Аналогами данной стали являются материалы: 09Г2, 09Г2ДТ, 09Г2Т, 10Г2С. Химический состав стали 09Г2С представлен в таблице 1.

**Материал и методики исследования.** Испытания на растяжение цилиндрических образцов проведены в соответствии с ГОСТ 1497-84 «Методы испытаний на растяжение» [2]. Для проведения испытаний были выбраны 5 цилиндрических образцов стали 09Г2С в состоянии поставки (рисунок 2). Испытание на растяжение производилось на универсальной испытательной машине SHIMADZU AGX-100 кН. На рисунке 3 приведены кривые растяжения образцов из стали 09Г2С в состоянии поставки, полученные по методике [3].



а) б)

Рисунок 2 – Образцы до растяжения (а) и после растяжения (б)





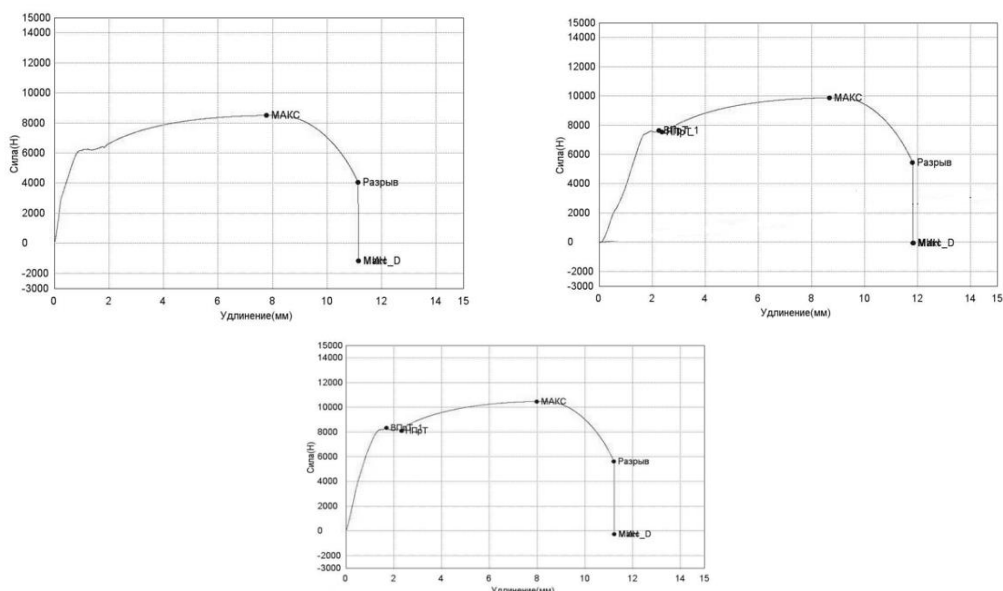


Рисунок 3 – Характерные машинные диаграммы результатов механических испытаний образцов стали 09Г2С в состоянии поставки

По результатам механических испытаний были определены основные механические характеристики материала 09Г2С. Данные механических характеристик представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Экспериментальные значения интенсивности деформации и напряжения

№ Образца	Предел текучести; $\sigma_{0,2}$ , МПа	Относительное удлинение после разрыва; $\delta$	Относительное сужение после разрыва; $\psi$	Временное сопротивление; $\sigma_B$ , МПа
Образец 1	386	0,244	0,071	536
Образец 2	342	0,226	0,078	492
Образец 3	320	0,223	0,07	466
Образец 4	365	0,223	0,081	521
Образец 5	371	0,224	0,111	581

По результатам анализа графических зависимостей (рисунок 3 и таблица 1), имеем:

- 1) характеристики прочности:
  - предел текучести достигает значений: от 320 до 385 МПа (анизотропия составляет 11 %);
  - предел прочности достигает: от 465 до 580 МПа (анизотропия составляет 20%);
- 2) характеристики пластичности:
  - относительное удлинение после разрыва достигает: от 0,071 до 0,111 (анизотропия составляет 36%);
  - относительное сужение после разрыва д от 0,223 до 0,244 (анизотропия составляет 1%).

По полученным данным, можно сделать вывод о значительной анизотропии свойств материала. Это приводит к преждевременному разрушению изделия и не выработки его эксплуатационного периода.

На основании полученных данных, принято решение на следующем этапе экспериментального исследование провести механические испытания на растяжения цилиндрических образцов при температуре 1100 °С, для определения характеристик прочности и пластичности при горячей деформации на операции высадка с применением высокотемпературного модуля SF-70 (рисунок 4).

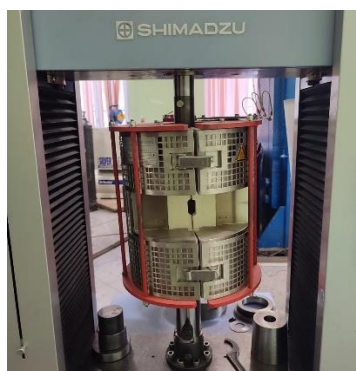


Рисунок 4 – Высокотемпературный модуль

#### Библиографический список

1. Ковка и штамповка: справочник. В 4 т. Т. 1. Материалы и нагрев. Оборудование. Ковка. – 2-е изд., перераб. и доп. / под общ. ред. Е.Н. Семенова. – М.: Машиностроение, 2010. – 717 с.: ил.
2. ГОСТ 1497-84. Металлы. Методы испытаний на растяжение. М.:Стандартинформ, 1984.
3. Теория пластичности и теория обработки металлов давлением : Лаб. практикум / Д. П. Кузнецов, А. В. Лясников, Н. И. Нестеров, Л. Д. Шакова; Под ред. Д. П. Кузнецова; Балт. гос. техн. ун-т. - СПб. : БГТУ, 1996. - 113 с. : ил.

УДК 629.735.45

#### ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ МНОГОКОМПОНЕНТНОЙ ТРУБЫ В ТВЕРДОТЕЛЬНОЙ И ОБОЛОЧЕЧНОЙ ПОСТАНОВКАХ

*П. С. Евдокимов*

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

В связи с ускоренным развитием промышленных технологий и возрастающей с каждым годом ролью предприятий отечественного машиностроения появляется необходимость практического создания новых материалов, механические, физические и химические характеристики которых могли бы обеспечить решение стоящих перед заводами-изготовителями задач. С учётом появляющихся с недавнего времени возможностей по организации, налаживанию и поддержанию на должном уровне всех этапов производственного цикла, в том числе первичных испытаний, в одном месте численное (компьютерное) моделирование материалов (металлов) с требуемыми свойствами становится неотъемлемой частью этого процесса. Поскольку при содержании в изделии только одного компонента постоянное соблюдение всех свойств (характеристик) значительно затрудняется, всё чаще в производстве применяются композиционные материалы.

Композиционный материал при совмещении в нём материалов с конкретными свойствами (волокна) на основе пластической основы (матрицы) проявляет совершенно другие, отличающиеся от первоначальных, характеристики. Изменяя соотношения между материалами, можно варьировать свойства.

В данном случае будут рассмотрены определения напряжённо-деформированного состояния многокомпонентной трубы в твердотельной и оболочечной постановках и их сравнительный анализ. Труба имеет 4 слоя с разными свойствами (рисунок 1) и подвержена механическим и температурным нагрузкам. Первый и третий слои изотропны (таблицы 1-2), второй и четвёртый ортотропны и закручены на  $-10^\circ$  и  $-40^\circ$  соответственно, и их свойства одинаковы.

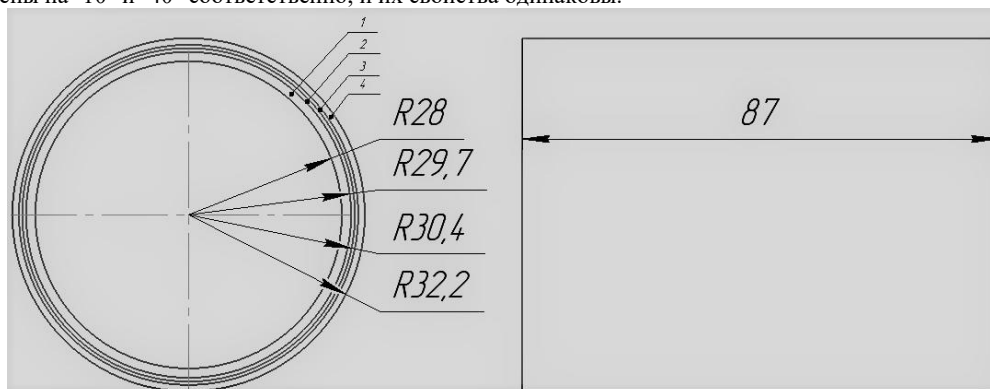


Рисунок 1 – Геометрическая схема

Таблица 1 – Свойства первого слоя

1 слой			
Е, Па	$\nu$	$\alpha, 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$	К, Вт/( $\text{м}^{\circ}\text{C}$ )
$1,45 \cdot 10^{11}$	0,1	28	44

Таблица 2 – Свойства третьего слоя

3 слой			
Е, Па	$\nu$	$\alpha, 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$	К, Вт/( $\text{м}^{\circ}\text{C}$ )
$1,23 \cdot 10^9$	0,15	25,3	0,52

Свойства второго и четвёртого слоёв приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Свойства второго и четвёртого слоёв

$E_x$ , ГПа	$E_y$ , ГПа	$E_z$ , ГПа	$\nu_{12}$	$\nu_{13}$
1,473	1,321	7,088	0.513	0.034
$\nu_{23}$	$\nu_{32}$	$\nu_{21}$	$\nu_{31}$	$G_{xy}$ , ГПа
0.028	0.151	0.164	0.168	0,546
$G_{xz}$ , ГПа	$G_{yz}$ , ГПа	$K_x$ , Вт/( $\text{м}^{\circ}\text{C}$ )	$K_y$ , Вт/( $\text{м}^{\circ}\text{C}$ )	$K_z$ , Вт/( $\text{м}^{\circ}\text{C}$ )
0,6071	0,5517	0,6	0,552	1,951
$\alpha_1$ , $10^{-6}/^{\circ}\text{C}$	$\alpha_2$ , $10^{-6}/^{\circ}\text{C}$		$\alpha_3$ , $10^{-6}/^{\circ}\text{C}$	
14,13	27,99		5,679	

Геометрическая и конечно-элементная модели трубы показаны на рисунках 2 и 3.

Граничные условия состоят в следующем: температура на внутренней поверхности  $132^{\circ}\text{C}$ , на внешней –  $43^{\circ}\text{C}$ ; жёсткая заделка на обоих торцах и внутреннее давление  $9,2 \text{ МПа}$ . График распределения температур (рисунок 4) и распределение температур по толщине (рисунок 5) указывают на влияние температурной нагрузки.

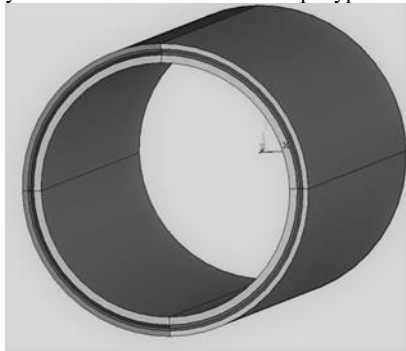


Рисунок 2 – Геометрическая модель



Рисунок 3 – Конечно-элементная модель

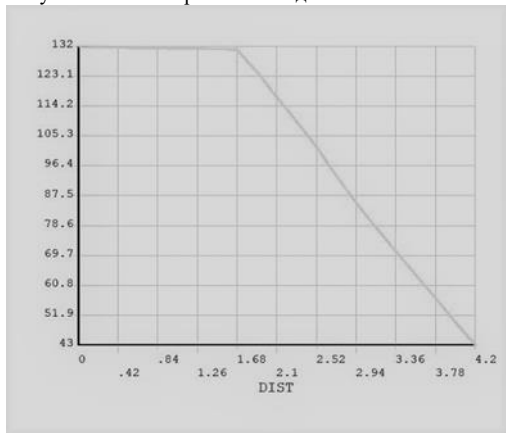


Рисунок 4 – Поле распределения температур

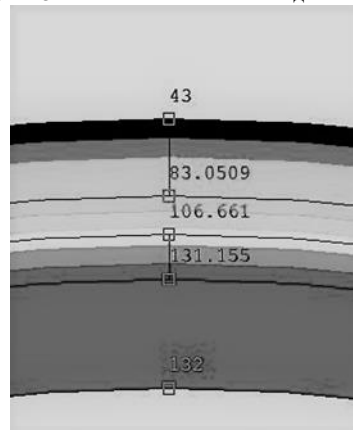


Рисунок 5 – Распределение температур по толщине

Результаты расчётов эквивалентного, окружного, меридионального, радиального напряжений и их графики по толщине изображены на рисунках 6-13 соответственно (твердотельная постановка).



Рисунок 6 – Поле эквивалентных напряжений

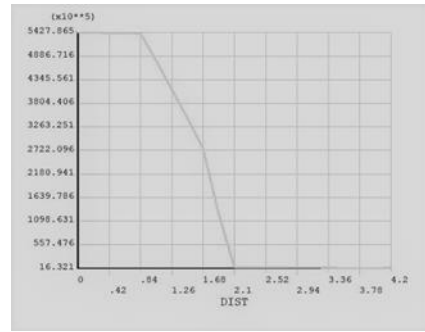


Рисунок 7 – График эквивалентных напряжений

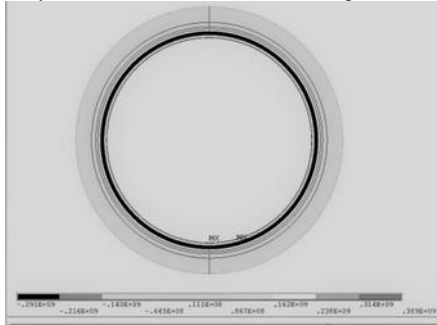


Рисунок 8 – Поле окружных напряжений

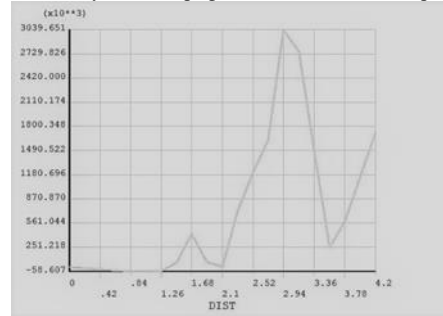


Рисунок 9 – График окружных напряжений

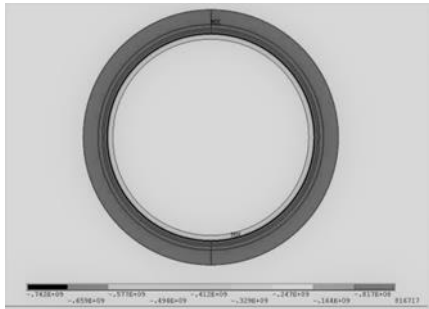


Рисунок 10 – Поле меридиональных напряжений

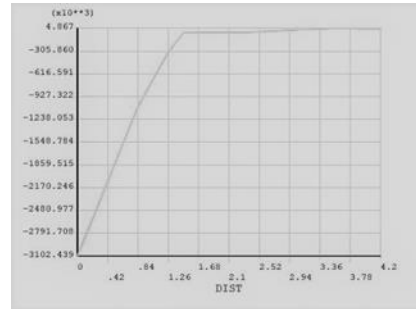


Рисунок 11 – График меридиональных напряжений

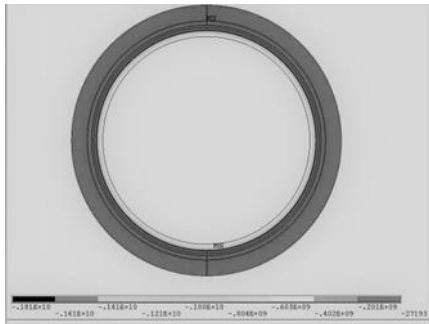


Рисунок 12 – Поле радиальных напряжений

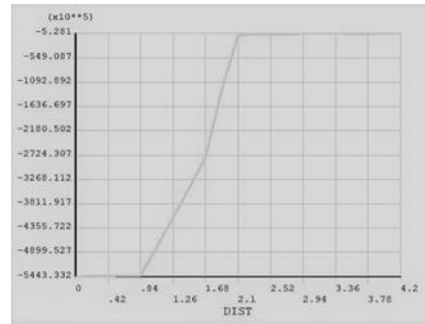


Рисунок 13 – График радиальных напряжений

Результаты расчётов эквивалентного, окружного, меридионального, радиального напряжений изображены на рисунках 14-18 соответственно (оболочечная постановка).



Рисунок 14 – Поле распределения температур

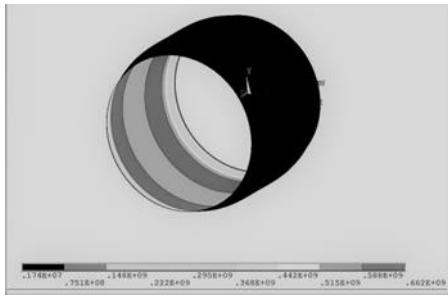


Рисунок 15 – Поле эквивалентных напряжений

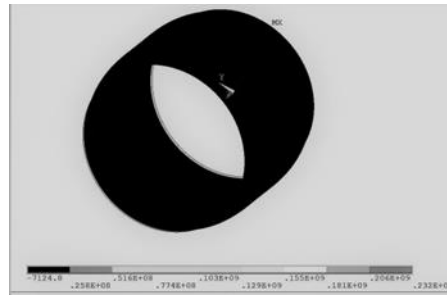


Рисунок 16 – Поле окружных напряжений

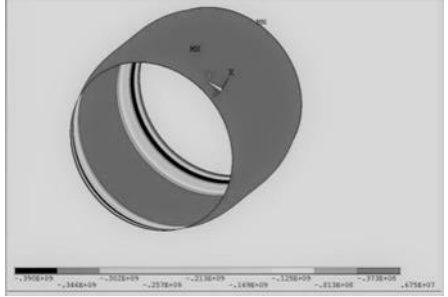


Рисунок 17 – Поле меридиональных напряжений

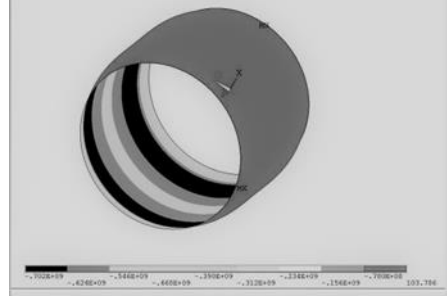


Рисунок 18 – Поле радиальных напряжений

Для сравнения результатов определения напряжённо-деформированного тела выводятся графики распределения напряжений (рисунки 19-20), для твердотельной детали – по толщине.

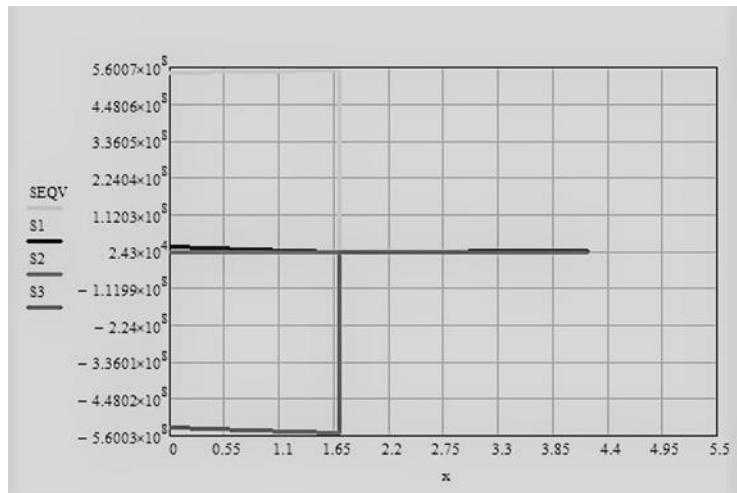


Рисунок 19 – Графики распределения напряжений (оболочечная постановка)

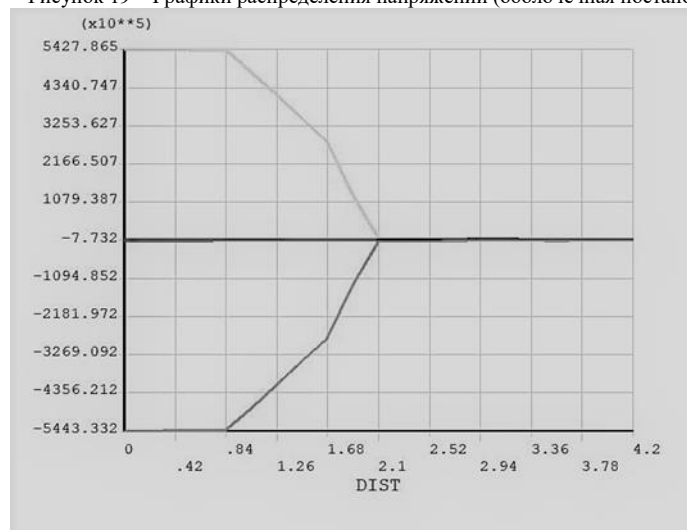


Рисунок 20 – Графики распределения напряжений (твердотельная постановка)

Выведение общих результатов по итогам исследования необходимо для сравнения значений при решении двумя разными способами. Благодаря конечно-элементному моделированию достигается

высокая точность численного анализа напряжённо-деформированного состояния трубы. По полученным результатам сделан вывод, что решение в оболочечной и твердотельной постановках практически сходятся, однако в задании граничных условий следует предварительно определить поле температур в твердотельной постановке. При решении структурных задач с ортотропными материалами с соблюдением геометрии и характеристик малой толщины временные затраты на процесс решения в оболочечной постановке значительно меньше, чем в твердотельной, в силу отсутствия локальных систем координат.

Благодаря получаемым при проектировании и конструировании характеристикам композиционные материалы способны охватывать широкий спектр машиностроительного производства в самых различных отраслях. Они могут использоваться в деталях дисков авиационных тормозов, лопатках, форсунках, корпусах, кожухах, цилиндрах двигателей внутреннего сгорания, осях ходовой части автомобиля, несущих элементах.

Композиционные материалы своими физико-механическими и эксплуатационными свойствами обеспечивают долговечность, надёжность, прочность, дешевизну изделий и конструкций.

#### Библиографический список

1. Композиционные материалы: Справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин и др.; Под общ. ред. В. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
2. Вишняков Л. Р., Композиционные материалы: Справочник / Л. Р. Вишняков, Т. В. Грудина, В. Х. Кадыров и др.; Под ред. Д. М. Карпиноса. – Киев: Наукова думка, 1985. – 592 с.
3. Липатов Ю. С., Полимерные композиционные материалы [Текст]. – Киев: О-во "Знание", 1979. – 62 с.
4. Брытков Е. В., Механика композиционных материалов: Учебное пособие. – СПб, БГТУ, 2012. – 74 с.

УДК 623.4.01

#### РАЗРАБОТКА СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОГО ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА РАННЕМ ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

*Д.С. Чуйко<sup>1</sup>, К.С. Самсонов<sup>1,2</sup>, П.А. Блинов<sup>1</sup>, К.А. Богатых<sup>3</sup>*

*<sup>1</sup>. АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»*

*<sup>2</sup>. ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана  
(национальный исследовательский университет)»*

*<sup>3</sup>. ФГБОУ ВПО «Российская академия народного хозяйства и государственной службы при  
Президенте Российской Федерации»*

В процессе создания летательных аппаратов (ЛА) на раннем этапе их разработки наиболее актуальной задачей является получение наиболее качественных, с точки зрения выполнения заданных тактико-технических характеристик (ТТХ), предварительных обликов будущих изделий ракетной техники, которые также будут обладать необходимыми базисными характеристиками и параметрами [1]. Среди полученных решений, как правило, выбирается одно – опорный облик, наиболее технологичный и функциональный с учетом существующих производственных мощностей [2-5]. В дальнейшем, на основании полученных ранее характеристик и параметров формируются предполагаемые конструктивные и технологические изменения в опорном облике, направленные на его более детальную проработку и улучшение заданных ТТХ. Чем точнее будет полученный опорный облик ЛА, тем меньшее количество изменений потребуются на последующих стадиях жизненного цикла изделия [6]. Одним из способов получения опорного облика с достаточной точностью является применение многодисциплинарных расчетов, позволяющих учесть большое количество критериев эффективности [7]. Для решения поставленной задачи разрабатывается специализированный программный комплекс (СПК) многодисциплинарного поиска оптимального облика ЛА [8].

Данная работа посвящена разработке СПК многодисциплинарного поиска оптимального облика ЛА на раннем этапе проектирования, описанию принципа работы модулей, входящих в его состав, а также отработке модулей, представляющих отдельные дисциплины. Данный комплекс позволяет получить технологичный и функциональный опорный облик ЛА с достаточной точностью для того, чтобы избежать большого количества изменений на последующих этапах жизненного цикла изделий. Процесс поиска оптимального облика ЛА представляет собой серию многодисциплинарных расчетов, так как в каждом из разработанных модулей реализован свой критерий эффективности.

Разработанный СПК – это комплекс многодисциплинарной оптимизации облика ЛА, на текущем этапе разработки включающий в себя следующие модули: модуль АДХ «АЭРО» 2D, модуль «Оптимальное управление 2D» с критериями максимальной и минимальной дальности, модули «Оптимальная геометрия» и «Оптимальная геометрия и масса отсеков» с критерием максимальной дальности и модуль «Реализуемость развесовки» с критериями оптимизации невязки и поиска возможных вариантов. Модули, реализованные в СПК, представлены на рис. 1. Достоверность результатов, получаемых в процессе работы комплекса, подтверждена проведенной валидацией представленных модулей по результатам натурных испытаний и верификацией с результатами расчетов в других программных комплексах.

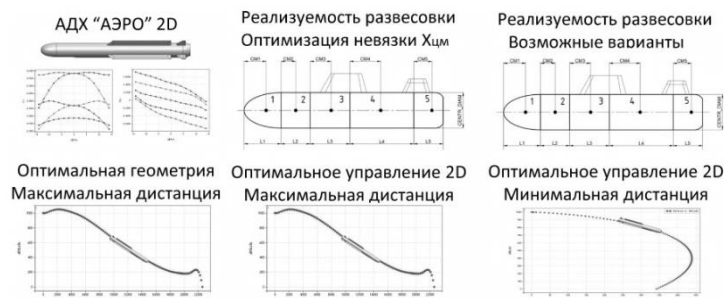


Рис. 1. Модули, входящие в СПК

Разработанный модуль АДХ «АЭРО» 2D позволяет осуществлять вычисление аэродинамических характеристик ЛА совместно с параметрами устойчивости и управляемости в соответствии с исходным набором конструктивных и оптимизационных ограничений и условий. Для расчета АДХ в модуле используется методика Лебедева-Чернобровкина, которая позволяет проводить достоверные предварительные оценки с минимальной затратой ресурсов [9-10].

Разработанный модуль «Реализуемость развесовки» с критериями оптимизации невязки и поиска возможных вариантов предназначен для реализации выбранного критерия и определения возможных вариантов общей массы ЛА, длины отсеков и их центров масс. Оптимизация и поиск необходимых решений проводится с применением метода минимизации математического эксперимента.

Разработанный модуль «Оптимальное управление 2D» с критериями максимальной и минимальной дальности позволяет выполнить подбор оптимальных параметров управления движением ЛА, а также реализовать вычисление баллистических характеристик, например, траектории движения ЛА. Поставленная задача управления движением ЛА сводится к решению уравнений Ньютона и Эйлера. Все задачи решаются в 2D постановке с реализацией соответствующих критериев [11-13].

Разработанный модуль «Оптимальная геометрия» позволяет выполнить поиск оптимальных параметров облика ЛА по итерациям в соответствии с принятыми критериями, а также реализовать построение 3D моделей ЛА с оптимальным обликом [14]. Процесс поиска проводится по итерациям, оптимизация параметров осуществляется по циклу PDCA [15]. На первой итерации расчета строится гиперкуб параметров, первоначальная форма которого определяется начальными ограничениями [16]. Далее форма изменяется в зависимости от уточняющих ограничений, которые образуются в процессе работы модуля. Процесс оптимизации и поиска параметров основан на методе минимизации математического эксперимента, суть которого отражена в последовательно выполняемых шагах: проведение основных расчетов методом «Blackbox» [17]; создание субмодели и формирование на ее основе многомерной функции; сравнение полученной функций с функцией в «Blackbox»; расчет в «Blackbox»; определение экстремумов функции субмодели и их расчет в «Blackbox»; сравнение результатов функций субмодели и «Blackbox»; в случае отсутствия или незначительности различий между двумя функциями – проведение дальнейших расчетов, в случае существенных отличий – перестроение функции субмодели и возврат к сравнению многомерной функции с функцией в «Blackbox» и повторение последующих шагов; при проработке заданного количества точек или в случае нахождения всех экстремумов функции – завершение процесса расчета, при отсутствии различий между функциями субмодели и «Blackbox» [18]. Пример одного из проведенного вычисления в виде расчетных итераций представлен на рис. 2.

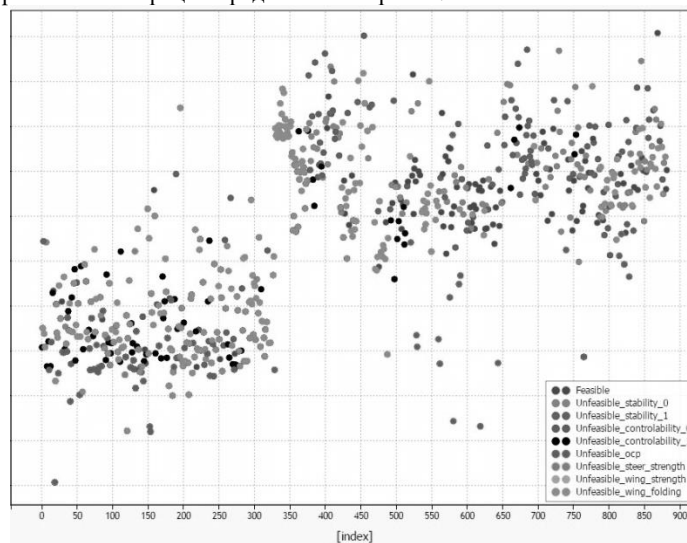


Рис. 2. Расчетные итерации процесса нахождения оптимальных параметров облика

На рис. 2 по оси абсцисс отложены расчетные итерации, а по оси ординат – относительная дальность полета. Допустимые решения, удовлетворяющие всем необходимым ограничениям, указаны точками с темными тонами, а остальные точки – решения, не удовлетворяющие ограничениям.

Также, планируется дальнейшее развитие СПК, модернизация существующих модулей, входящих в его состав и разработка новых модулей, внедрение которых позволит в значительной степени расширить многодисциплинарность процесса итеративного поиска оптимального облика и реализовать решение более широкого спектра поисковых задач. Также рассматривается возможность интеграции СПК с другими САПР-системами, что повысит достоверность и точность получаемых результатов.

В результате выполненной работы разработан СПК многодисциплинарной оптимизации облика ЛА на раннем этапе проектирования. Выполнено описание и принцип работы модулей, входящих в его состав. Применение данного СПК позволяет получить технологичный и функциональный опорный облик разрабатываемого ЛА с достаточной точностью для того, чтобы избежать большого количества изменений на последующих этапах жизненного цикла изделий. В работе представлены перспективы развития, разработки и интеграции описанного СПК.

#### Библиографический список

1. Болдырев А.В., Комаров В.А. Использование высокоточного моделирования на ранних стадиях проектирования конструкций летательных аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. С. 1-3.
2. Попков Д.В. Актуальные вопросы производства зенитных управляемых ракет в рамках жизненного цикла военной продукции // Индустриальная экономика. 2021. № 3. С. 87-90.
3. Курганова Н.В., Филин М.А., Черняев Д.С., Шаклеин А.Г., Намиот Д.Е. Внедрение цифровых двойников как одно из ключевых направлений цифровизации производства // International journal of Open Information Technologies. 2019. № 5. С. 105-115.
4. Гордиенко А.В., Припадчев А.Д. К вопросу автоматизированного проектирования облика беспилотного летательного аппарата самолетной схемы // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013. С. 1-3.
5. Чуйко Д.С., Самсонов К.С., Торопов Н.П., Блинов П.А. Определение модальных параметров малоразмерного управляемого изделия ракетной техники на раннем этапе проектирования // Материалы конференции «Управление в аэрокосмических системах (УАКС-2022) имени академика Е.А. Микрина». СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2022. – С. 113-116.
6. Агаев Ф.Г., Асадов Х.Г., Асланова А.Б. Много функциональные беспилотные летательные аппараты. Оптимизация и синтез с учетом воздействия шумов // Труды МАИ. Выпуск № 117. 2021. С. 2-4. DOI: 10.34759/trd-2021-117-16.
7. Павлов М.С., Каравацкий А.К., Костюшин К.В., Исмаилов К.К., Костюшина Н.О. Орлов С.А. Оптимальное проектирование корпуса беспилотного летательного аппарата // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2021. – 8 с. DOI: 10.17223/19988621/73/7.
8. Чуйко Д.С., Самсонов К.С., Торопов Н.П., Блинов П.А. Разработка специализированного программного комплекса многокритериальной оптимизации конструкции летательных аппаратов на раннем этапе проектирования // Сборник аннотаций конкурсных работ XIV Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». — М. Издательство Перо, 2022. – С. 169-170.
9. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов : [Учеб. пособие для вузов] / Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. - 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1973.
10. Чуйко Д.С., Самсонов К.С., Блинов П.А., Торопов Н.П., Колодяжный Д.О., Шаталова Ю.В. Верификация эмпирического модуля специализированного программного комплекса оптимизации обличей конструкций перспективных управляемых летательных аппаратов // Будущее машиностроения России : Пятнадцатая Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов (с международным участием) (Москва, 21–24 сентября 2022 г.) : сборник докладов : в 2 т. / Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», Союз машиностроителей России. — Москва : Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2022. – С. 236-240.
11. Воронов Е.М., Репкин А.Л., Савчук А.М., Сычёв С.И. Формирование структуры траекторного управления летательного аппарата и многокритериальной оптимизации ее параметров // Вестник Московского государственного технического университета им. Н. Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2014. С. 2-22.
12. Александров А.А. Оптимизация динамики летательного аппарата по различным критериям // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2009. С. 1-3.
13. Пророк В.Я., Шаймухаметов Ш.И. Математическая модель движения гиперзвукового летательного аппарата // Научные технологии в космических исследованиях Земли. – 2016. – № S2. – С. 17-21.
14. Samsonov, K., Sevryukova, A., and Egorova, O.: New Trends in Learning through 3D modeling. Springer (2016). History of Mechanism and Machine Science, 32, pp. 137-150.
15. Пространство доктора Деминга : Генри Р. Нив; Пер. с англ. Ю. П. Адлера и В. Л. Шпера; Общ. ред. Ю.П. Адлера – М.: Стандарты и качество, 2003, Книга 1, Глава 2.
16. Гибадуллин А.А. Применение многомерного оценивания // Научные исследования. 2017. С. 1-3.
17. Pavlov, V.A., Novikov, V.A. Array database Internals // Труды Института системного программирования РАН. 2018. С. 12-14.
18. Лин Аунг, Татарников О.В., Вэй Аунг Многокритериальная оптимизация композитного крыла беспилотного летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. С. 3-6.



## Авторы сборника

<i>Алексенцев А.А.</i>	12	<i>Мироненко В.В.</i>	154
<i>Андреев Я.И.</i>	14	<i>Михайлов Е.А.</i>	220
<i>Андреева П.С.</i>	14	<i>Михайлов Д.Д.</i>	149
<i>Антонова Н.В.</i>	185	<i>Монахов Н.А.</i>	149, 179
<i>Бабич Е.В.</i>	179	<i>Мустейкис А.И.</i>	14
<i>Бабушкин А.Н.</i>	141	<i>Мушка И.Н.</i>	131
<i>Баранов М.М.</i>	77	<i>Небосов Н.К.</i>	183
<i>Бардинов А.М.</i>	216	<i>Никольченко Ю.А.</i>	204
<i>Брус Д.В.</i>	204	<i>Овчинникова О.К.</i>	20, 128
<i>Белов К.И.</i>	105, 179	<i>Орлов Ф.А.</i>	105, 149
<i>Бобров Д.А.</i>	103	<i>Павлов А.В.</i>	149, 179
<i>Бондарев В.В.</i>	213	<i>Падалка М.А.</i>	97
<i>Брыков Н.А.</i>	94	<i>Панков И.С.</i>	195
<i>Васькин М.А.</i>	195	<i>Панкова К.В.</i>	10
<i>Васильева А.В.</i>	145	<i>Парфёнов К.К.</i>	286
<i>Веклич О.О.</i>	201	<i>Пасечник Д.Б.</i>	63, 66
<i>Версин А.А.</i>	224	<i>Пелевин В. С.</i>	12
<i>Вилкина М.В.</i>	144	<i>Подгорная В-М. И.</i>	103
<i>Винокуров К.В.</i>	158	<i>Позняк Д.Р.</i>	44
<i>Гаглоева А.В.</i>	204	<i>Попов Г. М.</i>	56
<i>Гашевский Е.М.</i>	28	<i>Портников Я.Ю.</i>	126
<i>Гилева А.И.</i>	172	<i>Прохоров Д. Л.</i>	211
<i>Голованских О.И.</i>	44	<i>Раинкина Е.А.</i>	185
<i>Головин И.В.</i>	207	<i>Ришес Е.Ю.</i>	79
<i>Голубова Я.З.</i>	207, 209	<i>Рожков Д.А.</i>	111
<i>Горячкин Е. С.</i>	56, 82	<i>Ромашова М.О.</i>	53
<i>Грецов Д.А.</i>	195	<i>Рыбаков М.О.</i>	128
<i>Григорьев М.С.</i>	100	<i>Рыбенко Е.А.</i>	26, 192
<i>Губанов Д.М.</i>	97	<i>Савельев С.К.</i>	162
<i>Дергачев А.Н.</i>	122	<i>Салтыков В.А.</i>	44
<i>Долгушев И.Д.</i>	219	<i>Сахаватов Ш.И.</i>	206
<i>Евдокимов П.С.</i>	289	<i>Симоненко В.В.</i>	20
<i>Евченко Г.П.</i>	142	<i>Скобляков К.Б.</i>	213
<i>Егоров В.В.</i>	209	<i>Скородумов В.Н.</i>	79
<i>Егорова М.В.</i>	192	<i>Сладков А.А.</i>	183
<i>Есипович О.А.</i>	122	<i>Созинов М.О.</i>	230
<i>Жидкова Д.Д.</i>	195	<i>Соловьёв Н.А.</i>	207
<i>Жуль Н. С.</i>	48	<i>Соломченко К.А.</i>	28, 60
<i>Жумаев С.А.</i>	231	<i>Степанов А.Р.</i>	73
<i>Задыкян Г.Г.</i>	167	<i>Степура Д.А.</i>	28, 60
<i>Золотников Н.А.</i>	189, 226	<i>Стрекопытов В.С.</i>	17
<i>Зубанов В. М.</i>	56, 85	<i>Сушонкова Е. А.</i>	48
<i>Иванков Е.В.</i>	189, 226	<i>Тараторин А.В.</i>	135
<i>Иванов Д.А.</i>	100	<i>Тельминов В.В.</i>	185
<i>Иванов О.А.</i>	144	<i>Титова А.С.</i>	162
<i>Изосимов Д.Ф.</i>	198	<i>Тищенко К.О.</i>	94
<i>Инталев К.М.</i>	38	<i>Тюков С.В.</i>	167
<i>Исланкин Л.В.</i>	144	<i>Тюрина Д. С.</i>	6
<i>Карасев Б.С.</i>	103	<i>Успанова Р.А.</i>	195
<i>Карзунов М. Д.</i>	69	<i>Фомина Е.А.</i>	118
<i>Кожевников Д.А.</i>	63, 66	<i>Фролов Т.Р.</i>	111
<i>Кожевников Ф.Э.</i>	162	<i>Краснянский Д.О.</i>	91
<i>Койтов С.А.</i>	172	<i>Круглов А.В.</i>	115
<i>Колмаков С.В.</i>	228	<i>Кудряшов И. А.</i>	6, 82
<i>Корсмик Р.С.</i>	167	<i>Кунавич С.А.</i>	175
<i>Костиков А.К.</i>	100	<i>Мамедов Р.В.</i>	91
<i>Масюкевич А.В.</i>	105	<i>Маслов А.И.</i>	10
<i>Мельников С. А.</i>	33, 85	<i>Масюкевич А.А.</i>	149
<i>Медведицын В. К.</i>	216	<i>Харитонова А. А.</i>	33, 85
<i>Кусова О.Д.</i>	118	<i>Хасенов И.М.</i>	100
<i>Лазарев А.М.</i>	91	<i>Хмелевской Н.Ю.</i>	201
<i>Лаптинская М.М.</i>	131	<i>Чижов А. А.</i>	42
<i>Лейман Д.В.</i>	172	<i>Чуйко Д.С.</i>	293
<i>Лизунов А.А.</i>	10	<i>Шишурун А.В.</i>	10
<i>Лизунов С.А.</i>	10	<i>Шикарев М. А.</i>	222
<i>Машлян Г.Э.</i>	185	<i>Щербань А. И.</i>	33, 82
<i>Максимова Н.С.</i>	22	<i>Щетников О.П.</i>	141

*Малинин А.Д.* 79  
*Фуканич Т. С.* 199  
*Халтаева Ю.С.* 103

*Юманов А.К.* 44

К печати сборник подготовлен Д.К. Дмитриевым.

Подписано в печать 10.08.2023. Формат 60×84/16. Бумага документная.  
Печать цифровая. Усл. печ. л. 3,2. Тираж 15 экз. Заказ № —  
Балтийский государственный технический университет  
Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1