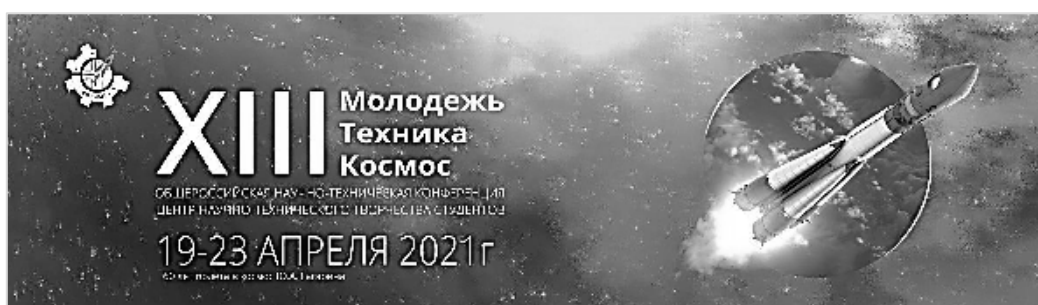


Министерство науки и образования Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
Российская академия ракетных и артиллерийских наук (РАРАН)
Российская академия космонавтики им. К. Э. Циолковского (РАКЦ)
Санкт-Петербургское отделение



МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС

**Труды тринадцатой общероссийской
молодежной научно-технической конференции**

Том 1

**Санкт-Петербург, Россия
19 – 23 апреля 2021 года**

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №76

**Санкт-Петербург
2021**

УДК 629.78 : 623.4
М75

М75 **Молодежь.** Техника. Космос: труды тринадцатой общерос. молодежн. науч.-техн. конф. В 2 т. Т. 1. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2021. – 372 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 76).
ISBN

Публикуются статьи и доклады, представленные на XIII общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос», прошедшей в Балтийском государственном техническом университете «Военмех» им. Д. Ф. Устинова в апреле 2021 года в онлайн формате. Конференция была посвящена 60-летию первого полета человека в космос и 90-летию со дня рождения выпускника Военмеха, летчика-космонавта, дважды Героя Советского Союза Георгия Гречко. В первый том сборника вошли материалы секции «Ракетно-космическая и авиационная техника», «Современные технологии в авиа- и ракетостроении», «Системы вооружения и военная техника» и «Экология, охрана окружающей среды и авиационная безопасность».

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), д-р техн. наук, проф. *В. А. Бородавкин*, канд. техн. наук, доц. *С. А. Матвеев*, канд. техн. наук, доц. *А. А. Левихин*, доц. *М. Н. Охочинский*, нач. ЦНТТС *В. А. Толстая*, д-р техн. наук, доц. *А. Е. Шашурин*, д-р экон. наук, проф. *А. Д. Шматко*, канд. техн. наук, доц. *Л. П. Юнаков*, ст. преп. *К. А. Афанасьев*, ст. преп. *С. А. Чириков*

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

Начальник Центра научно-технического
творчества студентов (ЦНТТС)
В. А. Толстая

Публикуется в авторской редакции

ISBN

© БГТУ «Военмех», 2021
© Авторы, 2021

СОДЕРЖАНИЕ

КОСМОНАВТИКА — ЭТО СТРАТЕГИЧЕСКИ ВАЖНО (<i>Д. Рябошапка</i>)	9
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ И АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА	14
М. Р. Абдуллин, М. Р. Чигарёв, М. Л. Яновская АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ГАЗООБРАЗНОГО МЕТАНА В УСЛОВИЯХ ЕГО ВЫНУЖДЕННОЙ КОНВЕКЦИИ	14
А. С. Глазунов КОНФЛИКТНАЯ ЗАДАЧА СБЛИЖЕНИЯ УКЛОНЕНИЯ В ГРАВИТАЦИОННОМ ПОЛЕ	16
И. Д. Гугнин, А. А. Кудинов, Д. Ю. Тимошенко МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА МНОГОКОМПОНЕНТНОЙ СМЕСЬЮ ГАЗА	21
Д. Ю. Евсеев, О. К. Овчинникова ВЕТРОВЫЕ ДВИГАТЕЛИ	25
А. С. Зайцев, С. Ю. Герасименко ИССЛЕДОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РАКЕТОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ СПАСЕНИЯ РАКЕТНОГО БЛОКА НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА	28
В. М. Зубанов, Р. А. Демахин ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ВЕРИФИКАЦИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБИНЫ МАЛОРАЗМЕРНОГО ДВИГАТЕЛЯ	34
А. В. Кададова, В. В. Уткин ТЕСТИРОВАНИЕ СПУТНИКОВ В ФОРМАТЕ CUBESAT С ПОМОЩЬЮ ЗАПУСКА ВЫСОТНОГО МЕТЕОЗОНДА	36
А. В. Каликанов АНАЛИЗ ИЗВЕСТНЫХ СПОСОБОВ ПОСТРОЕНИЯ ДАТЧИКА УГЛА КРЕНА ДЛЯ ВРАЩАЮЩИХСЯ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ	40
А. О. Кислицын, И. А. Киселев ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО СО2-ЛАЗЕРА С СИСТЕМОЙ ПОДАЧИ ТОПЛИВНЫХ КОМПОНЕНТОВ ОТ ГТД . .	45
В. В. Ковалёв МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ–МАРС	49
Е. А. Кожевникова РАСЧЕТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАПУСКА ОБЪЕКТА ПРО ПОМОЩИ ПОРОХОВОГО АККУМУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ	52
Е. А. Кожевникова МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЗАЩИТЫ ОБЪЕКТА ОТ ВНЕШНЕГО УДАРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ	58
А. Ю. Кольванов ПРИСПОСОБЛЕНИЯ УДАРНОГО ВОЛНОВОДНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ВИБРОУДАРОУСТОЙЧИВОСТЬ	64
А. В. Кудринских, Л. А. Киселёва, А. С. Базанова ПРИМЕНЕНИЕ, ОСОБЕННОСТИ И КОНСТРУКЦИЯ БПЛА-КОНВЕРТОПЛАНОВ .	67
С. С. Лихачева, В. В. Шекель РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТОЛЩИНЫ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ВКЛАДЫША В ГОРЛОВИНЕ СОПЛА ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ	71

О. А. Мальцева, В. Э. Юденков, О. И. Голованских, А. Ф. Митько МОДЕРНИЗАЦИЯ РАКЕТНОГО НОСИТЕЛЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ	78
К. Ю. Меркушев, В. В. Солодова ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ РАЗГОННОГО БЛОКА «ТОР» В СОСТАВЕ ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПО ВЫВОДУ МАЛЫХ КА НА ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ	81
В. А. Михайлов ОПЕРАТИВНЫЙ ДВУХИМПУЛЬСНЫЙ ОРБИТАЛЬНЫЙ ПЕРЕХОД В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ЦЕЛЕВОЙ ОРБИТЫ	86
И. И. Никулин, П. Д. Родин, А. С. Санаров РАЗРАБОТКА ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОГО БПЛА	92
А. В. Петров, К. Н. Барышников, Е. В. Лоскутова, Р. А. Пешков РАЗРАБОТКА ДВУХКОМПОНЕНТНОГО ТОРОВОГО БАКА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ПРОЕКТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	94
Е. А. Пешкова К ВОПРОСУ О ПОВРЕЖДЕНИЯХ УЗЛОВ ГТД И НАЗЕМНОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ	99
Д. В. Ременный МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИФфуЗИОННОГО ГОМОГЕННОГО ГОРЕНИЯ В ЖАРОВОЙ ТРУБЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО- РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ	103
О. В. Ржонцов, М. А. Маков, Д. В. Кедров ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ПОДВОДНОГО ПУСКА НА БАЗЕ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО ТОЛКАТЕЛЯ И ПОРОХОВОГО АККУМУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ	110
В. И. Светличный, Е. А. Горбуленко ПЕРСПЕКТИВЫ ТЕХНОЛОГИИ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ МЕЖДУ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ПРИ ПОМОЩИ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ	113
Е. А. Сушонкова ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПЕРЕЛЕТОВ	117
М. Д. Тихонов, Е. П. Чернов, Н. А. Брыков МОДЕЛИРОВАНИЕ ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ В КАНАЛАХ РДТТ	121
К. О. Тищенко, Н. А. Брыков, А. С. Беляева ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УГЛА КЛИНОВИДНОГО ИНТЕРЦЕПТОРА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СОПЛА	125
Р. А. Успанова АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ГРУППОЙ БПЛА	128
А. Ю. Усс, Ю. В. Кюрджиев, А. С. Пугачук, А. В. Чернышев ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВИХРЕВОЙ РЕГУЛИРУЮЩЕЙ АРМАТУРЫ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ ПРИ СОЗДАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОБРАЗЦОВ ТЕХНИКИ	130
П. В. Чайка ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЁТНОЙ МОДЕЛИ ТУРБИНЫ И ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЕЛИЧИНЫ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА НА ХАРАКТЕР ТЕЧЕНИЯ	140

Е. П. Чернов, А. В. Ефремов, Г. А. Корниленко, М. Д. Тихонов ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЙ В ТРАКТАХ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЕТОМ ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИИ ЗАРЯДА	143
М. Л. Шелудько АЛГОРИТМ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА ВРАЩАТЕЛЬНЫХ ТЕЧЕНИЙ С УЧЕТОМ ТЕПЛООТДАЧИ	147
М. Л. Шелудько, Д. А. Колодин МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ	151
СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ .	155
Д. М. Алешунин, А. А. Федоткова СВОЙСТВА КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА СИСТЕМЫ C/C-SiC	155
А. Р. Алиев, А. В. Мартынюк РАЗРАБОТКА ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ФРЕЗЕРНОГО СТАНКА С ЧПУ	157
Б. Т. Аразвелиев СИСТЕМА ПОИСКА 3-Х МЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ ПО ГЕОМЕТРИЧЕСКОМУ ПОДОБИЮ	161
Д. Р. Ахмеров, И. А. Фомичёв, С. С. Пеганов, П. О. Шабуров БЕСКОНТАКТНЫЕ ПОДШИПНИКИ	162
А. А. Беляков ТОПОЛОГИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ОПИСАНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ В ЗАДАЧЕ ЕЁ РАЗМЕЩЕНИЯ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	165
А. А. Волков, И. А. Кудряшов СОЗДАНИЕ И АПРОБАЦИЯ ОДНОМЕРНОЙ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА РАСХОДОВ ОХЛАДИТЕЛЯ В ОХЛАЖДАЕМОМ СОПЛОВИЩЕ АППАРАТА	169
Р. А. Воропаев, И. С. Мацак ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПАРАФИНА	176
А. О. Гаугель ПРИБОР ДЛЯ КОНТРОЛЯ КОНЦЕНТРАЦИИ ПЫЛИ НА АЭРОКОСМИЧЕСКОМ ПРОИЗВОДСТВЕ	178
В. В. Гафурова ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЬ НА СВЕРХПРОВОДНИКАХ	184
Н. Р. Гимаева ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРО-ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ДВИЖЕНИЯ ТЕЛА НА СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ С ВЫДУВОМ В ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ	186
П. А. Догадкин, А. А. Низяев ЛАЗЕРНО-ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В УСТАНОВКЕ ПОСТОЯННОГО ДАВЛЕНИЯ	189
В. М. Зубанов, С. А. Мельников ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ВЕРИФИКАЦИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КОМПРЕССОРА МАЛОРАЗМЕРНОГО ДВИГАТЕЛЯ	194
Д. В. Кадигроб, М. В. Горт, Д. В. Куплевацкий, П. О. Шабуров СОВРЕМЕННЫЙ ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ НА ЭЛЕКТРИЧЕСТВЕ	197
Т. О. Кривоногова, А. И. Корнеева ВЛИЯНИЕ ОТБОРОВ ВОЗДУХА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ МНОГООСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ...	199

А. О. Кузин, В. В. Колениченков, И. Н. Петров, В. А. Разживин РАЗРАБОТКА УСТРОЙСТВА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ УСИЛИЙ ПРИ ИНКРЕМЕНТАЛЬНОМ ФОРМООБРАЗОВАНИИ	202
М. А. Кучеренко, Н. М. Гнедов, И. О. Анисимов, А. А. Клюкин ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРОЕКТЕ «ЭНЕРГИЯ– БУРАН»	205
П. В. Лебедев, П. С. Чернышев МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОМАССОПЕРЕНОСА В ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЯХ ...	211
Д. Н. Михалёв, С. С. Медведев ПОГРЕШНОСТИ ДАТЧИКОВ МЭМС В СИСТЕМЕ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ МБПЛА	214
Р. А. Мелузов, Д. К. Дмитриев ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ МИКРОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ	219
Ю. Ю. Петрова, А. А. Кундиус ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ФАКТОРА ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА ЛАЗЕРНЫХ ДАЛЬНОМЕРОВ ДЛЯ СИСТЕМ ВЗЛЁТА-ПОСАДКИ БПЛА ВТ	225
Г. М. Попов, М. В. Акунец ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ ТОРЦЕВОЙ ПОВЕРХНОСТИ В СОПЛОВОМ АППАРАТЕ ТУРБИНЫ	231
А. В. Ращупкина, Г. М. Попов ИССЛЕДОВАНИЕ ПСЕВДОСОПРЯЖЕННЫХ МОДЕЛЕЙ ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТКАХ ТУРБИН	236
Д. А. Савчин СРАВНЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ НА РЕЗУЛЬТАТЫ УСКОРЕННЫХ КАВИТАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ	239
А. Р. Сулейманов, А. И. Корнеева ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПЕРФОРАЦИИ ОХЛАЖДАЕМОЙ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ НА РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ЭФФЕКТИВНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ ...	243
А. В. Тажибаева, Д. М. Беззаметнова, Ф. Ф. Хабибуллин АДАПТИВНАЯ КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕМЕНТА УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	249
В. А. Ющенко, К. И. Жариков, П. С. Ячменев СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАССОВОГО РАСХОДА РАЗРЕЖЕННОГО ГАЗА, ОСНОВАННЫЙ НА ИЗМЕНЕНИИ ДАВЛЕНИЯ В ЁМКОСТИ ИЗВЕСТНОГО ОБЪЁМА	252
СИСТЕМЫ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННАЯ ТЕХНИКА	258
Д. А. Арсентьев АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ ДЕТАЛИ «КЛИН ЗАТВОРА», ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЛЯ СТАНКА С ЧПУ	258
Д. А. Башаев, М. О. Судаков EMW-1 – АЛЬТЕРНАТИВА ОГНЕСТРЕЛЬНОМУ ОРУЖИЮ	261
Н. К. Бойкова ФРЕЗЕРОВАНИЕ ОКОН. РЕЖИМЫ РЕЗАНИЯ СПЕЦИАЛЬНЫХ СТАЛЕЙ И СПЛАВОВ	264

Я. З. Голубова 7,62-ММ СТАНКОВЫЙ ПУЛЕМЕТ СГ-43 – ВЫСОКОЕ ТВОРЧЕСКОЕ ДОСТИЖЕНИЕ ОРУЖЕЙНИКА П. М. ГОРЮНОВА	268
В. В. Егоров, К. Д. Скоробогатько КОНЦЕПТ УНИВЕРСАЛЬНОГО ПРОГРАММИРУЕМОГО ВЗРЫВАТЕЛЯ ДЛЯ 130-ММ КОРАБЕЛЬНЫХ СНАРЯДОВ	273
Е. А. Еськова, Е. Ю. Ремшев, А. С. Гусев, Г. О. Афимьин РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ СТАЛЬНОЙ ГИЛЬЗЫ КЛБ. 57 ММ	276
Е. С. Ефремова КОЛЬЦЕВОЕ СВЕРЛЕНИЕ. РЕЖИМЫ РЕЗАНИЯ	279
О. Д. Капралова РАСЧЕТ РЕЖИМНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ ОБРАБОТКЕ ДЕТАЛЕЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ С УЧЕТОМ СТОЙКОСТИ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА	283
М. А. Преображенская, Д. А. Минаев, Р. В. Степанов ОСОБЕННОСТИ СТРУКТУРНО-КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМ СИСТЕМ ПОДАЧИ БОЕПРИПАСОВ КОРАБЕЛЬНЫХ АВТОМАТИЧЕСКИХ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ УСТАНОВОК СРЕДНЕГО КАЛИБРА	286
А. Г. Лукиных ТВОРЧЕСКИЕ ДОСТИЖЕНИЯ КОНСТРУКТОРА АВТОМАТИЧЕСКОГО СТРЕЛКОВОГО ОРУЖИЯ И УЧЁНОГО В. Г. ФЁДОРОВА	294
П. Ю. Медведева ТИТАНОВЫЙ СПЛАВ. ГЛУБОКОЕ СВЕРЛЕНИЕ	298
С. А. Мешков, Д. С. Суоров ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ БЛОКОВ ДЛЯ ВОЕННО- МОРСКОГО ФЛОТА	302
И. А. Новиков, С. А. Мешков, Д. С. Суоров, С. А. Баранов ПРИНЦИП РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ СКОРОСТИ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СНАРЯДОВ ВНУТРИ И ВНЕ СТВОЛА ОРУДИЯ	306
И. Д. Петров ГАЗОВЫЕ ДВИГАТЕЛИ ОБРАЗЦОВ АВТОМАТИЧЕСКОГО СТРЕЛКОВОГО ОРУЖИЯ, ВЫПОЛНЕННЫХ НА БАЗЕ AR-15	309
А. И. Семенова ВЛИЯНИЕ ОГНЕВЫХ РЕЖИМОВ 57-ММ АВТОМАТИЧЕСКОГО ОРУДИЯ НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ СТВОЛА	313
Е. П. Сичевский ПЕХОТНЫЕ РУЧНЫЕ ПУЛЕМЁТЫ 7,62-ММ ДП-27, 7,92-ММ МГ-34, 7,62-ММ М1919 ВТОРОЙ МИРОВОЙ ВОЙНЫ	317
С. А. Соловьев, К. В. Саблин ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ СТРЕЛКОВОГО ВООРУЖЕНИЯ	321
Н. А. Шевчук, М. У. Рустамова ОБОСНОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЗАГОТОВОК АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ГИЛЬЗ ИЗ СОРТОВОГО ПРОКАТА ОТРЕЗКОЙ ДИСКОВЫМИ НОЖАМИ	323

ЭКОЛОГИЯ, ОХРАНА ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ И ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ.....	328
И. С. Ефремова СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФАКТОРОВ СНИЖЕНИЯ ШУМОВОГО ЗАГРЯЗНЕНИЯ В ГОРОДСКОЙ СРЕДЕ	328
С. Д. Ломовцева ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ГИДРОФОБНОГО ПОКРЫТИЯ	331
Л. Ю. Лопухина, И. Н. Цветкова, НОВЫЕ БЕЗОПАСНЫЕ ОРГАНОСИЛИКАТНЫЕ ЛКМ, НЕ СОДЕРЖАЩИЕ В СОСТАВЕ ТОЛУОЛ	336
В. В. Семенкин, А. Д. Ступкин, Д. Д. Кораблев РАЗРАБОТКА ВОЗДУХООХРАННЫХ МЕРОПРИЯТИЙ ДЛЯ КОТЛА Е-220-9.8-540КТ, СЖИГАЮЩЕГО НЮРЕНГРИНСКИЙ УГОЛЬ	341
А. И. Ульяновкин, П. Н. Демина, В. П. Мырзина, О. В. Пчелкина ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МЕТОДОВ ЗАЩИТЫ ОТ МИКРООРГАНИЗМОВ НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ .	346
Н. В. Храпко, П. В. Матвеев ПРОЦЕССЫ ПИРОЛИЗА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ	353
Н. Н. Храпко МЕТОДЫ УТИЛИЗАЦИИ ГАЗОВЫХ ВЫБРОСОВ	357
М. М. Эзерина, Е. М. Эзерина, М. А. Москвин, Д. В. Фетисов ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ АНТАРКТИКИ И НЕКОТОРЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИХ РЕШЕНИЯ	364
АВТОРЫ СБОРНИКА	370

КОСМОНАВТИКА — ЭТО СТРАТЕГИЧЕСКИ ВАЖНО

В Военмехе прошла XIII Общероссийская молодежная научно-техническая конференция «Молодежь. Техника. Космос»

В Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова с 19 по 23 апреля 2021 года прошла ежегодная XIII Общероссийская научно-техническая конференция «Молодежь. Техника. Космос». В этот год, объявленный в России Годом науки и техники, конференция приурочена к 60-летию юбилею полета Юрия Алексеевича Гагарина в космос и 90-летию со дня рождения другого знаменитого космонавта, Георгия Михайловича Гречко, выпускника Военмеха. Какие же вопросы и проблемы были озвучены участниками заседания научной школы конференции? Как проходила сама конференция? Как Оргкомитет преодолел трудности, возникшие из-за необходимости строгого соблюдения эпидемиологических ограничений?

По ставшей доброй традицией XIII конференция «Молодежь. Техника. Космос» стала своего рода площадкой для самореализации студентов из аэрокосмических вузов нашей страны и молодых специалистов ракетно-космических предприятий. Ведь каждый молодой исследователь, занимающийся научно-технической деятельностью, достигает в своей области определенных успехов и, естественно, хочет поделиться результатами. На нашей конференции он получает возможность стать докладчиком или же слушателем, и все это – благодаря постоянной поддержке этого и других подобных мероприятий руководством вуза.

Молодежь, техника, космос – слова, стоящие в названии конференции и раскрывающие основное содержание трех взаимосвязанных сфер человеческой деятельности, и в каждой из этих областей на сегодняшний день имеются различные проблемы, которые сказываются на состоянии двух других. Для определения этих проблем и перспектив их решения необходимы диалог, плодотворная беседа между представителями каждой области или их совокупности с как можно более активным обсуждением всего сказанного.

Эту непростую задачу решил Оргкомитет конференции совместно с Центром научно-технического творчества студентов (ЦНТТС), собрав в стенах Военмеха за круглым столом заседание научной школы конференции «Россия в космосе – цели и перспективы». Формат круглого стола позволил участникам – руководителям космической отрасли, знаковым фигурам в области образования и науки, популяризаторам истории техники и космонавтики – свободно обсуждать озвученные проблемы, выдвигать свои решения и даже оспаривать мнения других участников.

Вести круглый стол было доверено В. И. Евсееву, профессору, начальнику Инженерно-космической школы Военмеха. Среди участников круглого стола хочется выделить летчиков-космонавтов С. К. Крикалева, С. В. Авдеева и А. И. Борисенко, космонавта-испытателя М. А. Серова. Выступали ректор Военмеха К. М. Иванов, проректора В. А. Бородавкин и С. А. Матвеев. В дискуссии приняли активное участие президент Санкт-Петербургского отделения Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского (РАКЦ) А. П. Ковалев, заместитель генерального директора НПО «Энергомаш» В. В. Сметанин, А. Б. Железняков (ЦНИИ робототехники и технической кибернетики), С. К. Гордеев (ЦНИИ материалов), основатель и руководитель частного КБ «Ларос» О. С. Ларионов. Беседа не была бы полноценной без В. Ф. Жуковского, руководителя Юношеского клуба космонавтики им. Г. С. Титова, В. Н. Куприянова, руководителя Секции истории космонавтики и ракетной техники и вице-президента Федерации космонавтики О. П. Мухина.

Вместе собрались, таким образом, инженеры, специалисты космической отрасли, многие из которых в процессе работы на предприятиях, в НИИ, в образовательных учреждениях тесно взаимодействуют с молодыми специалистами, студентами и даже со школьниками. Это

создало предпосылки для активного обсуждения молодежных проблем в сфере науки, техники, и космонавтики.

С большим вступительным словом выступил ректора Военмеха Константин Михайлович Иванов, в частности, сказавшего: *«Военмех позиционирует себя как вуз, который готовит специалистов по конструированию, технологии, изготовлению, обслуживанию космической техники, и мы гордимся, что наши выпускники работают в самых разных сферах, касающихся как оборонной стороны космической деятельности, так и ее гражданской составляющей. Мы гордимся, что наш выпускник Г. М. Гречко являлся крупным ученым, доктором физико-математических наук, он был не просто космонавт, но и талантливый исследователь. Безусловно, космонавтика сейчас переживает расцвет, из науки о космических полетах она превратилась в серьезную индустрию, и мы понимаем, что для России заниматься космонавтикой стратегически очень важно».*



Фото БГТУ «Военмех»

Круглый стол «Россия в космосе – цели и перспективы» (слева направо): летчик-космонавт С. В. Авдеев, профессор А. П. Ковалев (РАКЦ), космонавт-испытатель М. В. Серов, ректор Военмеха К. М. Иванов, профессор В. И. Евсеев. 19 апреля 2021 года. Военмех

В ходе двухчасовой беседы участники круглого стола поднимали самые различные вопросы, касающиеся настоящего и будущего космонавтики, и участию в ее развитии молодых кадров. Это вполне естественно, что большая часть слов, сказанных на заседании, касалась молодежи. Были затронуты вопросы мотивации молодежи, профессиональной ориентации, обучения и воспитания, организации тесного сотрудничества между высшими учебными заведениями и промышленными предприятиями и НИИ. Как отметил С. К. Крикалев, занимающий сегодня должность исполнительного директора ГК «Роскосмос» по пилотируемым программам: *«Молодежь, которая обучается в вузе и которая скоро придет на предприятия отрасли, должна быть готова подставить плечо под новые задачи, задачи следующих лет и даже десятилетий».*

Были сформулированы требования, которые сегодня предъявляются к молодым специалистам. Конечно же, одним из основных является наличие хорошей фундаментальной базы теоретических знаний, не только в области будущей работы, но и в смежных областях. Но, помимо этих знаний, каждый выпускник должен обладать опытом их практического применения. Как основные задачи высшего учебного заведения участники заседания указали создание интересных образовательных программ, которые дадут студентам широкий объем зна-

ний; организацию производственных практик, выбор современных тем курсовых и дипломных проектов; проведение различных конференций, способствующих реализации результатов этих проектов. В. Н. Куприянов при этом подчеркнул: специалист должен знать историю ремесла, которым ему предстоит заниматься, это – ценный опыт предыдущих поколений.

Остро был поставлен вопрос мотивации сегодняшней молодежи, и тут мнения членов заседания немного разошлись. Представитель «Энергомаша» В. В. Сметанин заметил: *«Мотивация у молодежи болезненная: деньги – это едва ли не основной мотивирующий фактор, а второй по значимости – это социальный пакет, социальная ипотека. Третий же мотивационный фактор – профессиональный и служебный рост. А долг, Родина и достижение поставленной цели для молодежи, к сожалению, не являются главной мотивацией»*. Несколько иную точку зрения высказал С. К. Крикалев: *«Первое, что необходимо для привлечения молодежи, – социально-санитарные условия, которые являются обязательной составляющей того, что должно предоставить предприятие. После этого встает вопрос интересной работы. Если же работа не интересна, то предприятие попытается стимулировать работника к выполнению этой не интересной ему работы деньгами, что в какой-то степени применимо, но проблему до конца не решит»*. Другие участники дискуссии говорили, что молодых необходимо заинтересовывать, давать им новые, перспективные проекты, создавать условия для собственной творческой деятельности.



Фото БГТУ «Военмех»

Круглый стол «Россия в космосе – цели и перспективы» (слева направо): проректор В. А. Бородавкин, летчик-космонавт С. К. Крикалев, проректор С. А. Матвеев, В. В. Сметанин (НПО «Энергомаш»). 19 апреля 2021 года. Военмех

Участники согласились, что необходимо укреплять связи между образовательными и промышленными организациями, что позволит организовывать интересные практики для обучающихся, экскурсии, встречи с сотрудниками предприятия. Необходимы современные темы курсовых и дипломных проектов, и все это в совокупности позволит создать условия для более раннего знакомства молодых с тем, чем предстоит заниматься на предприятии. Была также оговорена возможность прохождения дополнительного обучения или практики на предприятии в дистанционном формате, в случаях, когда высшее учебное заведение и предприятие располагаются в разных городах. Безусловно, это расширит круг организаций, рассматриваемых студентом в качестве места будущей работы.

На заседании были рассмотрены и такие важные вопросы, как развитие «малой» космонавтики, под которой понимаются частные космические организации, ведущие свою деятельность в коммерческих целях. Так, представителем такого «малого» космоса на заседании стал О. С. Ларионов. Основатель частного КБ «Ларос», он сделал акцент на том, что «малый» космос без поддержки государства и ГК «Роскосмос» по объективным причинам, в том числе и экономическим, полноценно развиваться не сможет. На начальном этапе развития любой «малой» космической организации необходимы огромные финансовые и материальные ресурсы, а частных лиц, готовых вложить необходимые средства при отсутствии гарантированной окупаемости, пока единицы. Поддержка государства и ГК «Роскосмос» позволила бы минимизировать эти затраты. Так, «Роскосмос» мог бы предоставить свою инфраструктуру, материально-техническую базу, опытно-экспериментальные данные для создания «малыми» фирмами собственных космических аппаратов. Ну, а главная поддержка государства может включать юридическую помощь, поскольку сегодня деятельность «малого» космоса законодательно регламентирована еще слабо. При этом «малый» космос не будет конкурировать с госкорпорацией, он станет своеобразной альтернативой для различных предприятий, НИИ и коммерческих организаций.

Интересным было выступление С. К. Гордеева, который рассказал о важности материаловедения для космонавтики. Сегодня в космосе необходимы материалы, обладающие целым набором строго определенных механических, токсикологических, химических и других свойств. Разработка новых материалов и изучение их характеристик активно ведется, и одним из перспективных направлений являются композитные материалы.

Итог заседанию круглого стола подвел В. И. Евсеев, заметивший: *«Беседа была очень интересной, мы подняли много актуальных, важных вопросов. Конечно, решение некоторых из них – вне нашей компетенции, но важно, что мы можем влиять и на этот процесс».*

Подчеркнем, что трансляция заседания круглого стола твелась в интернете, и за два часа было зарегистрировано несколько тысяч просмотров. Понятно, что такая форма проведения крупных обсуждений важных тем найдет свое продолжение на будущих конференциях, организуемых Военмехом.

А сами заседания секций конференции прошли с 20 по 22 апреля 2021 года; проводились они в онлайн формате с заслушиванием в режиме виртуального общения всех отобранных на конференцию докладов. Параллельно работало 9 секций, в каждой из которых присутствовали два сопредседателя, выступавших в качестве модераторов и экспертов, оценивавших выступления участников. По всем секциям было заслушано около 250 докладов студентов и молодых сотрудников Военмеха, МГТУ им. Н. Э. Баумана, ВМА им. Н. Г. Кузнецова, ВКА им. А. Ф. Можайского, Московского авиационного института, ИСС им. академика М. Ф. Решетнева, Концерна ВКО «Алмаз-Антей» и других ведущих вузов и предприятий нашей страны.

Решение Оргкомитета по дистанционному формату секционных заседаний было обусловлено сложившейся ситуацией с коронавирусной инфекцией, что при большом числе докладчиков и слушателей создавало определенные риски. Новый формат привнес и новые задачи по организации столь масштабного мероприятия в дистанционной форме. Военмех не был бы одним из ведущих вузов страны, если бы спасовал перед новыми задачами, потому вопрос организации заседаний в цифровой форме был быстро и успешно решен сотрудниками Управления информационных технологий.

Отметим, новый формат оказался вполне успешным, он сильно упростил обмен информацией между участниками и слушателями, позволил моментально переключаться с доклада одной секции на другую, при этом находясь дома, на работе или учебе. А некоторым докладчикам это даже облегчило выступление, ведь не все еще умеют проводить публичные мероприятия в присутствии большой аудитории.

Разумеется, отсутствие личного общения между докладчиками, слушателями и экспертами – скорее минус нового формата. Пока сложно сказать, как восприняли иногородние

участники новость, что и этой весной им не удастся посетить наш город, ведь знакомство с его достопримечательностями обычно являлось приятным бонусом для наших гостей.

По окончании заседаний состоялось итоговое голосование экспертов секций и Оргкомитета, по итогам которого Гран-при конференции и ежегодная премия Военмеха «Шаг в науку» была присуждена *Андрею Артуровичу Арутюняну*, молодому специалисту АО «Концерн ВКО «Алмаз-Антей», выступившему с докладом «Применение имитационного моделирования при проектировании радиолокационных станций, комплексов и систем». Также традиционно было определены победители и призеры по каждой секции, те, чьи доклады показались экспертам наиболее интересными.



Фото БГТУ «Военмех»

Награждение победителей конкурса на лучший доклад (справа налево):
летчик-космонавт С. А. Авдеев, профессор В. И. Евсеев, начальник ЦНГТС Военмеха В. А. Толстая,
А. С. Зайцев (ВКА им. А. Ф. Можайского). 23 апреля 2021 года. Военмех

Награждение и официальное закрытие конференции состоялись 23 апреля 2021 года – в очном формате для военмеховских участников и с трансляцией всей процедуры в интернете. При награждении В. И. Евсеев подчеркнул: *«Хотелось бы пожелать всем вам продолжить сотрудничество с Военмехом. Отрасль наша сейчас находится в бурном развитии, и у нас есть уверенность, что с вашей помощью мы продолжим занимать передовые позиции»*. Напутственное слово было сказано и летчиком-космонавтом С. В. Авдеевым: *«Надеюсь, что дипломы конференции займут почетное место – сначала дома, а после в рабочем кабинете, чтобы вы вспоминали о годах обучения, чтобы этот конкурс вас сопровождал по жизни и давал стимул для новых открытий, достижений в выбранной вами работе»*.

Мы же искренне желаем всем участникам XIII конференции «Молодежь. Техника. Космос» успехов в исследовательской деятельности, достижения космических – во всех смыслах – высот, приобретения новых навыков и новых знаний.¹

Данил РЯБОШАПКО

¹ – в сокращении статья была опубликована в газете «Санкт-Петербургский вестник высшей школы», 2021, №5, с. 11.

УДК 629.735.33.01

**АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ
ГАЗООБРАЗНОГО МЕТАНА В УСЛОВИЯХ ЕГО ВЫНУЖДЕННОЙ
КОНВЕКЦИИ**

М. Р. Абдуллин¹, М. Р. Чигарёв¹, М. Л. Яновская²

¹*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань*

²*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва*

При переводе отечественной техники на газообразные сжиженные метановые горючие и охладители возникают проблемы, связанные с отсутствием полной информации об их термодинамических состояниях в топливно-охлаждающих каналах двигателей и энергоустановок летательных аппаратов (ЛА) [1 – 12].

Известно, что при определённых условиях сжиженный природный газ (СПГ) – метан переходит в газообразное состояние. В экспериментальных и перспективных жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) одно – и многократного использования (ЖРДМИ) сжиженный метан подаётся в рубашку охлаждения, а затем – в топливную головку с дальнейшим распылом через форсунки горючего и сжиганием в камере сгорания. При прохождении через каналы наружной рубашки охлаждения ЖРД, ЖРДМИ из-за больших температур нагрева (особенно в области критического сечения сопла) сжиженный метан частично превращается в газообразное состояние. Расчёты показывают, что этот процесс начинается уже на входе в рубашку охлаждения, т.е. до прохождения области критического сечения сопла. В итоге к форсункам подаётся не сжиженный метан, а его смесь с газообразным метаном, что затрудняет эффективную работу всего двигателя.

Экспериментальные исследования авторов доклада [6, 7, 10, 11] были посвящены исследованию газообразного метана в условиях его естественной и вынужденной конвекции, исследованию возможности интенсификации теплоотдачи к нему. Для интенсификации теплоотдачи к газообразному метану использовались магнитные и электростатические поля.

Результаты исследования по естественной конвекции газообразного метана показали, что магнитные поля практически не влияют на теплоотдачу к газообразному метану и на негативный процесс осадкообразования, а электростатические поля – наоборот, оказывают значительное влияние: увеличивают коэффициент теплоотдачи до 250 %, а также – предотвращают процесс осадкообразования в зоне прохождения силовых линий электростатических полей. Экспериментальные исследования газообразного метана в условиях его вынужденной конвекции показали, что магнитные поля также не влияют на тепловые процессы, а электростатические поля – оказывают значительное влияние, но с увеличением массовой скорости прокачки газообразного метана это влияние сводится к нулю. Массовая скорость прокачки газообразного метана 120 кг/(м²с) является граничной для влияния электростатических полей на интенсификацию теплоотдачи. Эта же граничная скорость влияет и на процесс предотвращения осадкообразования, т.е. при такой массовой скорости прокачки электростатические поля не могут предотвращать осадкообразование на нагреваемых металлических поверхностях топливно-охлаждающих каналов.

Для нахождения влияния электростатических полей на интенсификацию теплоотдачи к газообразному метану нужно определить относительные значения коэффициента теплоотдачи, которые равны отношению коэффициентов теплоотдачи при использовании

электростатических полей к коэффициентам теплоотдачи без их использования. Экспериментальные значения коэффициентов теплоотдачи к газообразному метану (без влияния электростатических полей и с их влиянием) возможно брать из экспериментальной базы данных авторов доклада (из экспериментальных таблиц и графиков). Также можно найти влияние электростатических полей (т.е. относительный коэффициент теплоотдачи) через числа Нуссельта по формуле (1):

$$K_E = Nu_E / Nu_0, \quad (1)$$

где Nu_E – значение числа Нуссельта при влиянии электростатических полей; Nu_0 – значение числа Нуссельта без влияния электростатических полей.

Значения Nu_0 (без влияния электростатических полей) для рабочих параметров по давлению $p = (0,1 - 6,0)$ МПа, по массовой скорости прокачки $\rho w = (1 - 140)$ кг/(м²·с), по плотностям теплового потока $q = (1 - 12) \cdot 10^4$ Вт/м², при $Re_m = (1200 - 23000)$, $Pr_m = (0,3 - 0,45)$ можно взять из экспериментальной базы данных авторов доклада, а также с точностью (10 – 20) % вычислить по их экспериментальной формуле (2):

$$Nu_0 = 0,013 Re_m^{0,8} Pr_m^{-0,14} \left(\frac{T_f}{T_m} \right)^{0,09}. \quad (2)$$

При расчётах влияния электростатических полей в условиях вынужденной конвекции газообразного метана считаем, что при температуре метана $T_f > 313$ К значения относительного коэффициента теплоотдачи к нему будут зависеть от подаваемого на рабочие иглы электростатического напряжения (U_n), расстояния между рабочими соосными иглами (h), давления (p), плотности теплового потока (q), и массовой скорости прокачки (ρw) – см. ф-лу (3):

$$K_E = Nu_E / Nu_0 = f(U_n, h, p, q, \rho w). \quad (3)$$

Значения K_E возможно определить сразу: из экспериментальной базы данных (из графиков и таблиц), а также расчётным путём.

Значения K_E с точностью (10 – 20) % вычисляются по экспериментальной формуле (4) для рабочих интервалов плотностей тепловых потоков $q = (5,0 - 12,0) \cdot 10^4$ Вт/м², давлений $p = (0,1 - 6,0)$ МПа, массовых скоростей прокачки $\rho w = (1,0 - 120)$ кг/(м²·с), подаваемых напряжений $U_n = (0-40)$ кВ и расстояния между соосными иглами $h = 5 \cdot 10^{-3}$ м.:

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

где ρw – массовая скорость прокачки газообразного УВГ (метана), кг/(м²·с); $\rho_0 w_0 = 1$ кг/(м²·с).

Результаты экспериментальных исследований позволяют оценить возможность создания новых конструктивных схем охлаждаемых ЖРД и ЖРДМИ.

На основе обзора и анализа научно-технической и патентно-лицензионной литературы и результатов экспериментальных исследований [1–12] авторами разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы охлаждаемых ЖРД и ЖРДМИ, в которых осуществляется надёжное разделение двухфазного метана на выходе из рубашки охлаждения на газообразную и жидкую фазы, а также эффективное использование этих разделённых фаз для сжигания через форсунки и для других целей – без влияния и с влиянием электростатических полей. Материалы доклада будут полезными для разработчиков, конструкторов и учёных, которые занимаются созданием новой и перспективной техники наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования повышенных характеристик на метановых горючих и топливах.

Научный руководитель – д.т.н., профессор В. А. Алтунин.

Библиографический список

1. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. Учебник для вузов / Под ред. Глушко В. П. М.: Изд-во «Машиностроение», 1989. 464 с.

2. Гапоненко О. В. Основные направления развития прорывных технологий в космической деятельности России и проблемы их разработки и внедрения // Инженерный журнал: наука и инновации. №6 (90). 2019. (Электронный журнал).

3. Белов Е. А., Богушев В. Ю., Клепиков И. А. и др. Результаты экспериментальных работ в НПО «Энергомаш» по освоению метана как компонента топлива для ЖРД // Труды НПО «Энергомаш» им. академика В. П. Глушко. 2000. Т. XVIII. С. 86 – 100.

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

5. Бакулин В. Н., Брещенко Е. М., Дубовкин Н. Ф., Фаворский О. Н. Газовые топлива и их компоненты. Свойства, получение, применение, экология: справочник. М.: МЭИ, 2009. 614 с.

6. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Абдуллин М. Р., Яновская М. Л. Анализ результатов экспериментальных исследований газообразного метана в условиях его естественной конвекции // Материалы 54 научных чтений памяти К.Э. Циолковского. (Калуга, ГМИК, 17–19 сентября 2019 г.). РАН. РАКЦ. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2019. Ч. 1. С. 340 – 342.

7. Алтунин В. А., Абдуллин М. Р., Коханова Ю. С., Яновская М. Л. Разработка методик расчёта тепловых процессов в газообразном метане для перспективных двигателей, энергоустановок и техносистем наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования В сб. «Молодёжь. Техника. Космос: Тезисы докладов X общероссийской молодежной НТК». Том 1. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 34 – 35.

8. Ефимочкин А. Ф., Хрисанфов С. П., Голубятник В. В., Кафарена П. В., Елисеев А. В. Разработка ЖРД на компонентах топлива сжиженный природный газ и кислород для многоразовой ракетно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С. П. Королёва (Национального исслед. ун-та). 2012. № 3-1 (34) С. 235 – 238.

9. Мирошкин В. В. Кислородно-метановый ЖРД с дополнительной турбиной // Труды НПО «Энергомаш имени акад. В. П. Глушко». 2005. 323. С. 256 – 270.

10. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Алиев И. Н., Гортышов Ю. Ф., Дресвянников Ф. Н., Обухова Л. А., Тарасевич С. Э., Яновская М. Л. Анализ исследований электрических полей в различных средах и условиях // Инженерно-физический журнал. Т.85, №4. 2012. С. 881 – 896.

11. Алтунин В. А., Абдуллин М. Р., Яновская М. Л. Особенности тепловых процессов в рубашке охлаждения метанового ЖРД // Труды 12-ой Общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодёжь. Техника. Космос». СПб: БГТУ «ВОЕНМЕХ», 2020. Том 1. С. 18 – 20.

Яновский Л. С., Дубовкин Н. Ф., Галимов Ф. М. и др. Инженерные основы авиационной химмотологии. Казань: Изд-во Казан.ун-та, 2005. 714 с.

УДК 681.5.015.24

КОНФЛИКТНАЯ ЗАДАЧА СБЛИЖЕНИЯ УКЛОНЕНИЯ В ГРАВИТАЦИОННОМ ПОЛЕ

А. С. Глазунов

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

На сегодняшний день угроза применения ядерного или термоядерного оружия является самым вероятным исходом развития Третьей мировой войны. В случае такого поворота событий, вероятнее всего, будут применяться баллистические ракеты, как носители ядерного заряда. Именно поэтому следует изучить такой вопрос, как оптимальное преследование

некоторой цели в гравитационном поле Земли, предполагая, что цель является баллистической ракетой. Данное исследование поможет оценить параметры и характеристики ракеты-преследователя при создании комплекса противоракетной обороны (ПРО).

Движение ракеты-преследователя (далее П) и цели (далее Ц) в инерциальной геоцентрической системе координат, вне плотных слоев атмосферы, в гравитационном поле Земли, описывается следующими дифференциальными уравнениями (ДУ) (1) [1]:

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V_x; \\ \frac{dy}{dt} = V_y; \\ \frac{dV_x}{dt} = -\mu \frac{x}{r^3} + u_x; \\ \frac{dV_y}{dt} = -\mu \frac{y}{r^3} + u_y; \end{cases} \quad (1)$$

где $\mu = 398,6 \cdot 10^{12} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли, $r = \sqrt{x^2 + y^2}$ м – расстояние от космического аппарата (КА) до центра Земли, x и y – координаты центра масс КА в проекциях на оси инерциальной геоцентрической системы координат, V_x и V_y – проекции вектора скорости КА на оси инерциальной геоцентрической системы координат.

Предположим, что управления П и Ц удовлетворяют ограничениям (2) [1]:

$$\sqrt{u_{xi}^2 + u_{yi}^2} \leq u_{imax}. \quad (2)$$

Заданы начальные положения П и Ц ($i = 1$ соответствует П, $i = 2$ соответствует Ц). Требуется найти управление П, доставляющее минимум функционалу (3) [1]:

$$J = \sqrt{[x_2(\vartheta) - x_1(\vartheta)]^2 + [y_2(\vartheta) - y_1(\vartheta)]^2}. \quad (3)$$

где ϑ – заданный момент времени окончания управляемого движения.

Задача решается при трех вариантах управления цели [1]:

- 1) Интересы Ц и П противоположны, т.е. управление Ц доставляет максимум функционалу (3);
- 2) Ц имеет нулевое управление;
- 3) Ц имеет некоторое программное управление (4):

$$\begin{cases} u_{x2} = 0, u_{y2} = u_{2max}, \text{ при } t \leq \frac{\vartheta}{2}; \\ u_{x2} = 0, u_{y2} = -u_{2max}, \text{ при } t > \frac{\vartheta}{2}; \end{cases} \quad (4)$$

Для решения поставленной задачи используем метод экстремального прицеливания Н. Н. Красовского. Он состоит из следующих этапов [3]:

- 1) Выбирается гипотетический момент встречи ϑ^* ;
- 2) В плоскости Oxy (рис. 1) строятся области достижимости (ОД) П G_1 и Ц G_2 для гипотетического момента встречи ϑ^* ;
- 3) Определяется точка ОД Ц, наиболее удаленная от ОД П (точка В на рис. 1);
- 4) Находится точка ОД П, ближайшая к точке В (точка А на рис. 1);
- 5) Определяется программа управления П $\mathbf{x}_1(t)$, обеспечивающая перемещение из начальной позиции $(t^*, z_1(t^*))$ в точку А – позицию $(\vartheta^*, z_1(\vartheta^*))$;
- 6) Управление П в позиции $(t^*, z_1(t^*))$ принимается равным $\mathbf{x}_1(t)$.

ОД П и Ц, движение которых определяется системой ДУ (1), являются окружностями. Координаты центра ОД $(x_0(\vartheta), y_0(\vartheta))$ определяются интегрированием системы (1) с нулевым управлением. Радиус области достижимости определяется формулой (5), где $x_{imax}(\vartheta)$ и $y_{imax}(\vartheta)$ вычисляются с помощью дополнительного интегрирования системы (1) с максимально возможным управлением.

$$R_{ОД} = \sqrt{[x_{imax}(\vartheta) - x_0(\vartheta)]^2 + [y_{imax}(\vartheta) - y_0(\vartheta)]^2}. \quad (5)$$

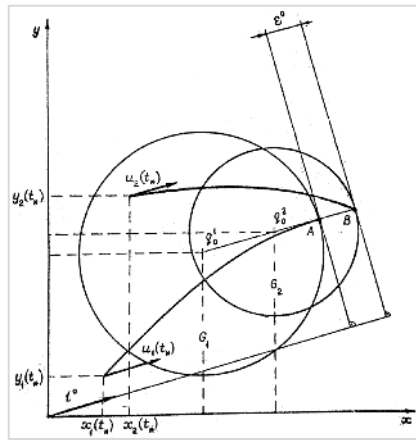


Рис. 1. Метод Н. Н. Красовского

В случае, показанном на рисунке 1, экстремальной точкой прицеливания для П является точка А, расположенная на границе ОД G_1 , а экстремальной точкой прицеливания для Ц – точка В, лежащая на границе ОД Ц G_2 [1].

Вводится единичный вектор l^0 , перпендикулярный касательной, проведенной к границе G_1 в точке А. Из рисунка 1 следует, что единичный вектор l^0 определяется равенством (6) [1]:

$$l^0 = (q_0^2 - q_0^1)/R, \quad (6)$$

где
$$q_0^2 = \begin{bmatrix} x_{02}(\vartheta) \\ x_{02}(\vartheta) \end{bmatrix}; \quad q_0^1 = \begin{bmatrix} x_{01}(\vartheta) \\ x_{01}(\vartheta) \end{bmatrix};$$

$$R = \sqrt{[x_{02}(\vartheta) - x_{01}(\vartheta)]^2 + [y_{02}(\vartheta) - y_{01}(\vartheta)]^2}.$$

Для определения управления П решим следующую задачу. Найдем программу управления П, обеспечивающую максимальное смещение в направлении вектора l^0 из позиции $(t^*, z_1(t^*))$ в позицию $(\vartheta^*, z_1(\vartheta^*))$, так как точка А лежит на границе ОД П [1].

В этом случае критерий оптимальности будет иметь вид (7) [1]:

$$J = l_x^0 x_1(\vartheta) + l_y^0 y_1(\vartheta). \quad (7)$$

Для решения задачи используем принцип максимума Л. С. Понтрягина, причем для традиционной формы будем искать минимум функционала $J_1 = -J = -l_x^0 x_1(\vartheta) - l_y^0 y_1(\vartheta)$, что, очевидно, равнозначно [1].

Функция Гамильтона для задачи с терминальным критерием качества имеет вид (8):

$$H = \Psi_x V_x + \Psi_y V_y + \Psi_{V_x} \left(-\mu \frac{x}{r^3} + u_x \right) + \Psi_{V_y} \left(-\mu \frac{y}{r^3} + u_y \right). \quad (8)$$

Тогда сопряженная система принимает следующий вид (9):

$$\begin{cases} \frac{d\Psi_x}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial x} = \Psi_{V_x} \frac{\mu}{r^3}; \\ \frac{d\Psi_y}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial y} = \Psi_{V_y} \frac{\mu}{r^3}; \\ \frac{d\Psi_{V_x}}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial V_x} = -\Psi_x; \\ \frac{d\Psi_{V_y}}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial V_y} = -\Psi_y. \end{cases} \quad (9)$$

Так как время окончания движения задано, а правый конец траектории свободен, то из условия трансверсальности получим следующие граничные условия для сопряженной системы (10):

$$\Psi_x(\vartheta) = l_x^0, \Psi_y(\vartheta) = l_y^0, \Psi_{V_x}(\vartheta) = \Psi_x(\vartheta) = 0. \quad (10)$$

При решении (9) с условием (10) получим (11):

$$\begin{cases} \Psi_x(t) = \Psi_{V_x} \frac{\mu}{r^3} t + l_x^0; \\ \Psi_y(t) = \Psi_{V_y} \frac{\mu}{r^3} t + l_y^0; \\ \Psi_{V_x}(t) = -\Psi_x t + l_x^0 \vartheta; \\ \Psi_{V_y}(t) = -\Psi_y t + l_y^0 \vartheta. \end{cases} \quad (11)$$

Из условия максимума функции Гамильтона найдем оптимальное управление П. С этой целью представим функцию H в виде (12):

$$H = H_0(t) + H_1(t)u_x + H_2(t)u_y, \quad (12)$$

где

$$H_0(t) = \Psi_x(t)V_x + \Psi_y(t)V_y - \Psi_{V_x}(t)\mu \frac{x}{r^3} - \Psi_{V_y}(t)\mu \frac{y}{r^3};$$

$$H_1(t) = \Psi_{V_x}(t);$$

$$H_2(t) = \Psi_{V_y}(t).$$

Однако, подробнее изучив получившиеся уравнения (11) можно прийти к выводу, что функция Гамильтона достигает максимума при следующем выборе управления (13):

$$\begin{aligned} \bar{u}_x &= \bar{l}_x u_{\max}; \\ \bar{u}_y &= \bar{l}_y u_{\max}. \end{aligned} \quad (13)$$

где

$$\bar{l}_x = \frac{\Psi_{V_x}(t)}{\sqrt{\Psi_{V_x}^2(t) + \Psi_{V_y}^2(t)}}, \bar{l}_y = \frac{\Psi_{V_y}(t)}{\sqrt{\Psi_{V_x}^2(t) + \Psi_{V_y}^2(t)}}.$$

В процессе моделирования было определено, что при всех рассматриваемых условиях и на всем диапазоне времени \bar{l}_x и \bar{l}_y стремятся к l_x^0 и l_y^0 .

Рассмотренную экстремальную конструкцию используют в том случае, когда ОД Ц не лежит целиком в ОД П. Если ОД Ц лежит целиком в ОД П, то, для экономии топлива, выбирается нулевое управление П, при этом Ц продолжает использовать оптимальное управление [1].

Признаком того, что ОД Ц не лежит целиком в ОД П, является величина гипотетического промаха $\varepsilon^0(\vartheta) = R + R_2 - R_1$.

Для решения данной краевой задачи была написана программа в *MatLab*, суть работы которой состоит в следующем:

- 1) Выбирается принцип работы программы, т.е. выбирается режим управление цели;
- 2) Выполняется поиск оптимального гипотетического времени встречи из условия $\varepsilon^0(\vartheta) = 0$;
- 3) Вычисляются области достижимости для П и Ц для момента времени ϑ^* ;
- 4) Находится искомый вектор l^0 ;
- 5) Определяются программы управления П и Ц, обеспечивающие максимальное смещение в направлении вектора l^0 из текущей позиции к моменту времени ϑ^* .
- 6) Затем, с найденным управлением решается система (1) и находятся новые координаты П и Ц и составляющие вектора скорости.

Цикл повторяется до тех пор, пока расстояние между П и Ц не станет меньше заданной величины.

Задача решалась при следующих начальных условиях, представленных в таблице 1.

Результаты моделирования представлены в таблице 2.

Полученные траектории П и Ц для разных режимов управления Ц представлены на рис. 2, 5 и 6. Графики величины управления u_x и u_y от времени для П, при оптимальном управлении Ц, представлены на рис. 3 и 4 соответственно.

Таблица 1
Начальные условия

Величина	Обозначение	Значение
Составляющая начальной скорости П по оси X	V_{0x1}	8000 м/с
Составляющая начальной скорости П по оси Y	V_{0y1}	-200 м/с
Составляющая начальной скорости Ц по оси X	V_{0x2}	7800 м/с
Составляющая начальной скорости Ц по оси Y	V_{0y2}	-100 м/с
Максимально допустимое управление П	U_{1max}	5 м/с ²
Максимально допустимое управление Ц	U_{2max}	1 м/с ²
Высота орбиты	H	200000 м
Радиус Земли	R_3	6371000 м
Начальная координата X П	X_{01}	0 м
Начальная координата Y П	Y_{01}	6571000 м
Начальная координата X Ц	X_{02}	-1000 м
Начальная координата Y Ц	Y_{02}	6581000 м

Таблица 2
Результаты моделирования

Режим управления целью	<i>mod</i>	1	2	3
Промаях	<i>DR</i>	0,3894 м	4,2031 м	1,8615 м
Время сближения	<i>time_m</i>	207 сек	146 сек	197 сек

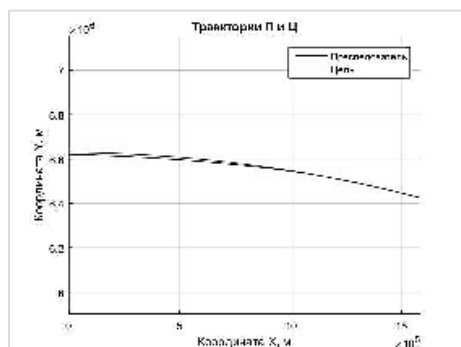


Рис. 2. Траектории П и Ц при оптимальном управлении Ц

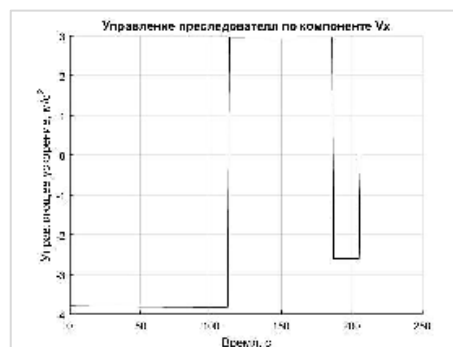


Рис. 3. Управление П по компоненте V_x при оптимальном управлении Ц

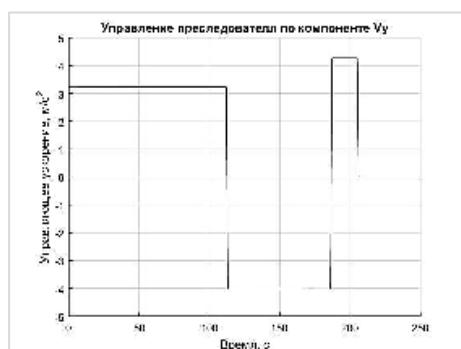


Рис. 4. Управление П по компоненте V_y при оптимальном управлении Ц

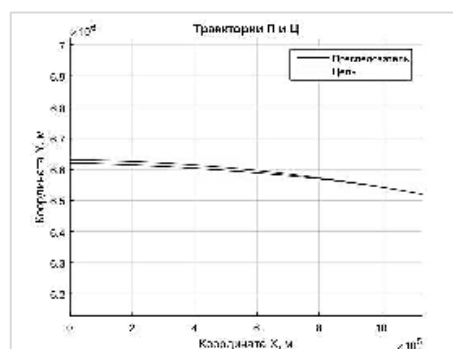


Рис. 5. Траектории П и Ц при нулевом управлении Ц

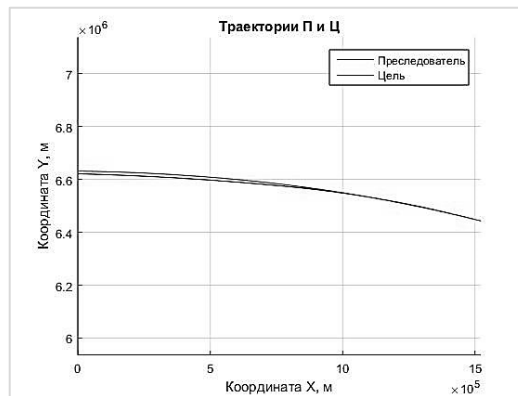


Рис. 6. Траектории П и Ц при программном управлении Ц

В ходе выполнения данной работы был рассмотрен вариант применения метода экстремального прицеливания для решения поставленной задачи. С помощью разработанного метода выбора управления можно оценивать необходимую величину управления ракеты-преследователя, с целью оценки величин промаха и времени сближения для разрабатываемой системы ПРО.

Также, дополнительно, по результатам расчета трех траекторий преследования при трех вариантах управления цели, можно сделать следующий вывод: для случая оптимального управления цели время сближения максимально $t_{сблж} = 207$ секунд, что, очевидно, так как цель уходит от преследователя по оптимальному пути. Это время можно оценивать как максимальное время в задаче преследования цели.

Библиографический список

1. Толтегин О. А. Специальные задачи управления полетом летательных аппаратов: Лабораторный практикум. СПб: БГТУ, 1993. 80 с.
2. Толтегин О. А. Прикладные методы оптимального управления: Тексты лекций. СПб: БГТУ «Военмех», 2004. 215 с.
3. Толтегин О. А. Дифференциально-игровые методы управления движением беспилотных летательных аппаратов. СПб: БГТУ «Военмех», 2009. 244 с.

УДК 623.094

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА МНОГОКОМПОНЕНТНОЙ СМЕСЬЮ ГАЗА

И. Д. Гугнин, А. А. Кудинов, Д. Ю. Тимошенко

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

В 2018 году в послании Законодательному собранию Президент РФ В. В. Путин заявил о создании высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА). В связи с этим была поставлена задача моделирования аэродинамических параметров воздуха при обтекании ВЛА. Атмосфера – стандартная по ГОСТ 4401-81. Для вычисления использовались следующие

уравнения: уравнение неразрывности, уравнения движения в проекции на оси координат, уравнение энергии, уравнение переноса компонентов. Течение принималось турбулентным, в качестве модели турбулентности была принята модель Менгера.

Парциальная плотность каждой компоненты вычислялась по закону идеального газа. Вязкость, теплопроводность, удельная теплоёмкость каждой компоненты смеси вычислялась согласно молекулярно-кинетической теории.

Воздух задавался в качестве смеси из 7 компонентов: O₂, N₂, O, N, NO, NO⁺, e. В этой среде происходят следующие 7 реакций [1], представленные в таблице 1.

Таблица 1
Реакции, происходящие в воздухе.

№	Реагенты	Продукты
1	O ₂ +M	2O+M
2	N ₂ +M	2N+M
3	NO+M	N+O+M
4	NO+O	O ₂ +N
5	N ₂ +O	NO+N
6	N ₂ +O ₂	2NO
7	NO ⁺ +e	N+O

Константы прямой и обратной реакции были взяты из [2].

В качестве третьего тела (M) в реакциях №1-3 использовались все компоненты смеси. Эффективность третьего тела в реакциях №1-3 взята из [3]. В ходе расчёта считалось, что абляции теплозащитного покрытия (ТЗП) не происходит, материал ТЗП с воздухом не взаимодействует.

Внешний вид гипотетического ВЛА представлен на рис.1. Длина ВЛА составляет 2.5 м, радиус – 0.45 м. Длина крыла – 1.8 м, ширина – 0.4 м.

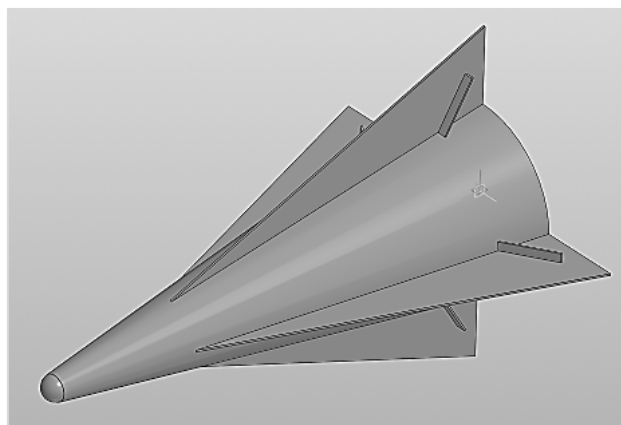


Рис. 1. Внешний вид гипотетического высокоскоростного летательного аппарата

Расчёт проводился на высоте 50 км со скоростью 7, 10, 15, 20, 25 Махов и углами атаки 0, 5, 10. Для моделирования обтекания использовался пакет ANSYS Fluent.

Для проверки применимости условия сплошности среды, в которой движется ВЛА, было рассчитано число Кнудсена (Kn). В идеале сплошной является среда, в которой число Кнудсена равно нулю. В механике сплошной среды установлено, что условие сплошности строго выполняется, когда число Кнудсена изменяется диапазоне $0 < Kn < 0,03$. В этом случае

систему уравнений Навье-Стокса можно применять в качестве математической модели, описывающей газодинамику течения.

При данных условиях длина свободного пробега составляет $4,88 \cdot 10^{-4}$ м, а характерная длина равна 2,5 м. В итоге число Кнудсена $Kn = 0,0001952$, что позволяет принять воздух за сплошную среду.

Расчётная сетка неструктурированная, из тетра-элементов. В области около тела, где ожидалось резкое и значительное изменение параметров потока, размер сетки уменьшен. Средний размер элементов сетки был выбран равным 8 мм. Из-за того, что тело симметрично, было решено уменьшить объём вычислений путём расчёта не целого ВЛА, а его половины. Количество элементов сетки – 2344024. Вид сетки и расчётной области представлен на рис.2 – 3.

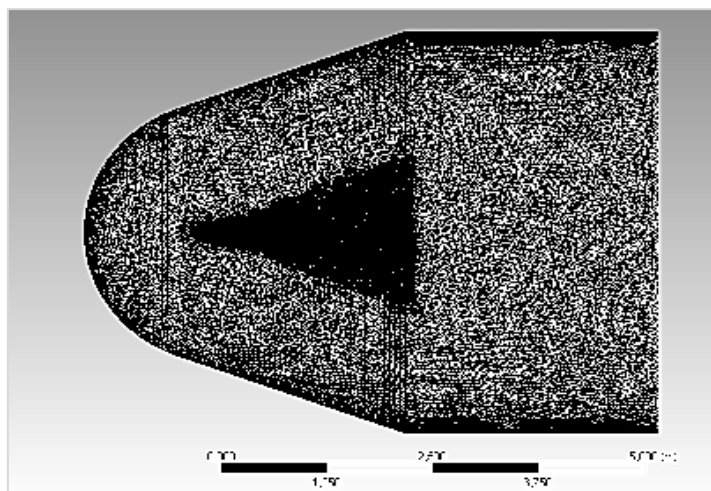


Рис. 2. Вид расчётной области и сетки.

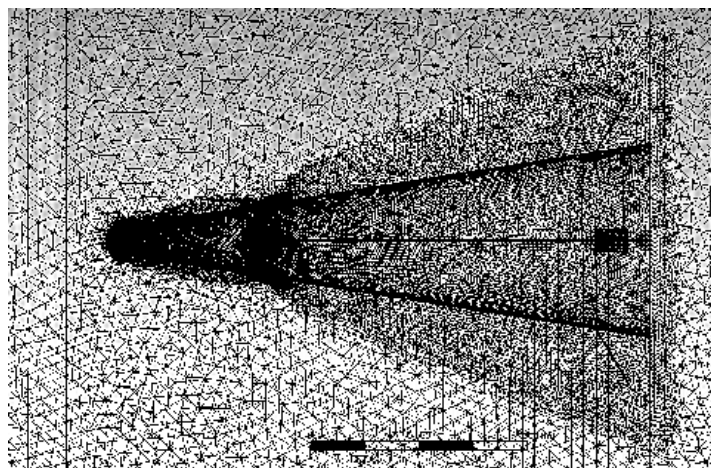


Рис. 3. Вид сетки около ББ.

В ходе расчёта были получены коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления ВЛА для каждого расчётного случая. Результаты представлены в табл.2 и 3.

Таблица 2
Значения коэффициентов силы лобового сопротивления

Скорость/угол атаки, град.	7М	10М	15М	20М	25М
0	2,222	2,151	2,020	2,001	1,996
5	2,589	2,501	2,405	2,321	2,235
10	2,707	2,622	2,533	2,481	2,401

Таблица 2
Значения коэффициентов подъёмной силы

Скорость/угол атаки, град.	7М	10М	15М	20М	25М
0	0,000	0,001	-0,001	0,000	0,000
5	2,346	2,221	2,045	1,899	1,835
10	3,001	2,982	2,834	2,681	2,531

По рассчитанным коэффициентам подъёмной силы (c_y) и лобового сопротивления (c_x) было рассчитано аэродинамическое качество (К) ВЛА

$$K = \frac{c_y}{c_x}$$

Таблица 2
Аэродинамическое качество ВЛА при различных скоростях и углах атаки

Аэродинамическое качество/угол атаки, град.	7М	10М	15М	20М	25М
0	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
5	0,906	0,888	0,850	0,818	0,821
10	1,109	1,137	1,119	1,081	1,054

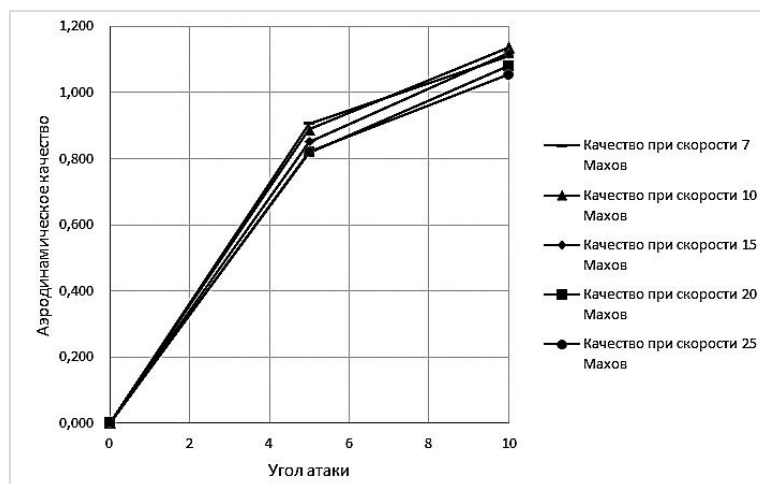


Рис. 4. График зависимости аэродинамического качества от угла атаки при различных скоростях ВЛА

Из рис. 4 видно, что при росте числа Маха и ненулевом угле атаки аэродинамическое качество падает. В целом, это сходится с эмпирическими зависимостями из [4], что позволяет утверждать о правильности полученных результатов.

Полученные данные могут быть использованы при аэродинамическом и баллистическом проектировании высокоскоростных летательных аппаратов, траектория которых проходит, в том числе, и в плотных слоях атмосферы.

Библиографический список

1. Гинзбург И. П. Трение и теплопередача при движении смеси газов. Л: Изд-во Ленингр. ун-та, 1975. 278 с.
2. Davis R. T. Numerical solution of the hypersonic viscous shock layer equations // AIAA Journal. 1970. V. 8. №5. P. 843 – 851.
3. Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. 548 с.
4. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для вузов. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1973 616 с.

УДК [620.92 + 533.662]:004.942

ВЕТРОВЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Д. Ю. Евсеев, О. К. Овчинникова

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

В современном обществе применение возобновляемых источников энергии являются одной из наиболее актуальных задач. Её решение позволит обеспечить потребителей экологически чистой энергией. Для экономически оправданной эксплуатации возобновляемых источников энергии необходимо разрабатывать устройства, обладающие минимальными потерями и максимально возможным коэффициентом полезного действия [1]. Вычислительное моделирование позволяет оптимизировать конструкции таких устройств и прогнозировать значения вырабатываемой мощности в зависимости от особенностей эксплуатации.

В представленной работе рассмотрена упрощенная конструкция ветрогенератора. Рассмотрена плоская задача обтекания потоком воздуха с постоянной скоростью $v = 10$ м/с вращающегося профиля диаметром $d = 1,3$ м и массой $m = 2,4$ кг с помощью программного пакета ANSYS FLUENT. На рис.1 представлена геометрия задачи, где стрелками указаны границы входа и выхода потока.

Профиль обтекается воздухом при нормальных атмосферных условиях [2,3], а именно давление окружающей среды $p = 101325$ Па, вязкость среды $\mu = 1,7894 \cdot 10^{-5}$ Па · с, плотность воздуха $\rho = 1,225$ кг/м³, температура $T = 15^{\circ}$ С, скорость звука $a = 334$ м/с.

На рис. 2 представлена расчётная сетка, в которой область 1 перестраивается на границе стыка с областью 2, которая перестраивается вместе с вращающимся профилем.

Для описания течения используется система уравнений Навье-Стокса, осреднённая по Рейнольдсу. Поскольку рабочую среду – воздух – можно считать несжимаемым ввиду малой скорости потока, система уравнений примет вид [4]:

$$\begin{cases} \frac{\partial v_i}{\partial x_i} = 0 \\ \rho v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \rho \overline{v'_i v'_j} \right) \\ \tau_{ij}^T = \rho \overline{v'_i v'_j} \end{cases}$$

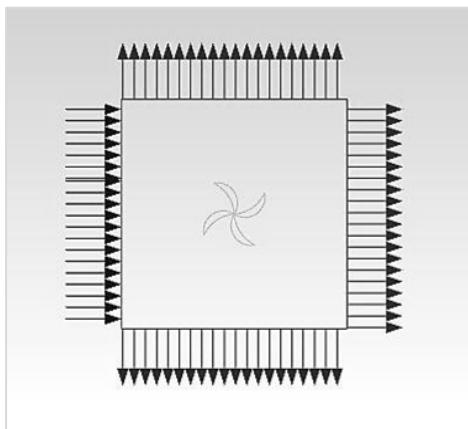


Рис. 1. Геометрия рассматриваемой задачи

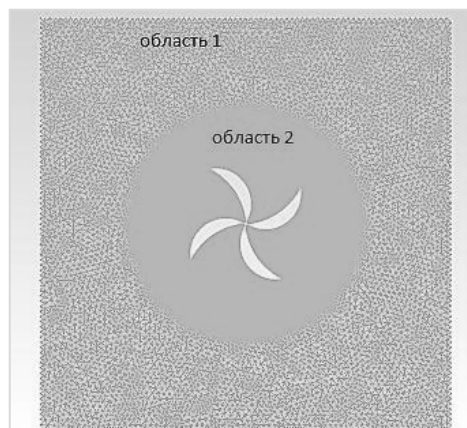


Рис. 2. Расчётная сетка рассматриваемой задачи

Для замыкания данной системы уравнений используем стандартную модель турбулентности k-ε, которая описывается уравнениями:

$$\begin{cases} \rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial k v_i}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_K} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_K - \rho \varepsilon + S_k \\ \rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho \frac{\partial \varepsilon v_i}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} G_K - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \\ \mu_T = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \end{cases}$$

где ε – удельная диссипация, k – кинетическая энергия турбулентности, $G_K = -\rho \overline{v'_i v'_j} \frac{\partial v_j}{\partial x_i}$ – кинетическая энергия турбулентности за счет средних градиентов скорости. $C_\mu = 0,009$, $C_{1\varepsilon} = 1,44$, $C_{2\varepsilon} = 1,92$ являются константами. $\sigma_K = 1$ и $\sigma_\varepsilon = 1,3$ являются турбулентными числами Прандтля для k и ε , соответственно. S_k и S_ε являются определяемыми пользователем исходными значениями.

На рис. 3 – 6 представлены результаты решения поставленной задачи – поля давления, полученные в моменты времени $t = 0,1\text{с}$, $t = 0,2\text{с}$, $t = 0,77\text{с}$, соответственно.

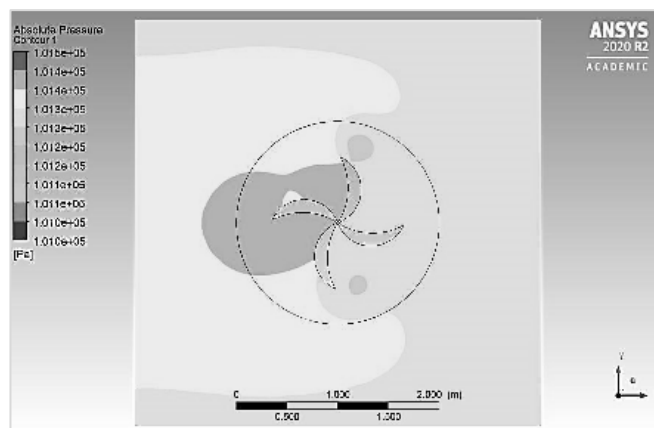


Рис. 3. Поле давления при $t = 0,1\text{с}$

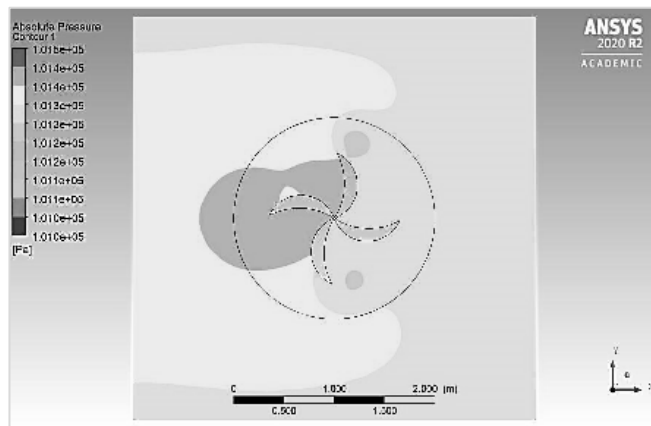


Рис. 4. Поле давления при $t = 0,2с$

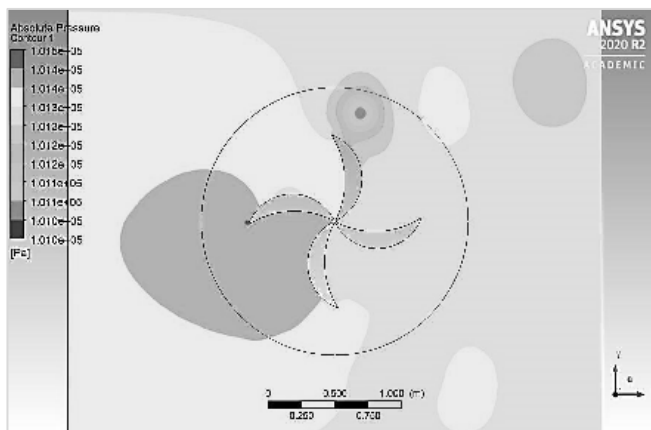


Рис. 5. Поле давления при $t = 0,77с$

Следует отметить, что при постоянной скорости набегающего потока $v = 10$ м/с, профиль начинает вращение и разгоняется до постоянной величины скорости вращения 1,7 об/с за время $t = 0,77с$, далее скорость вращения профиля постоянна.



Рис. 6. График зависимости максимального давления, действующего на профиль, от времени

На рис. 6 представлен график зависимости максимального давления, действующее на профиль от времени.

В заключение можно сказать, что в представленной работе был произведён расчёт профиля ветрогенератора в плоской двумерной постановке при помощи вычислительного пакета ANSYS с использованием динамических сеток, получены результаты проведенных вычислительных экспериментов, показывающих динамику работы вращающихся лопастей.

Представленный в данной работе ветрогенератор диаметром 1,3 м при скорости набегающего потока 10 м/с разгоняется за 0,77с и далее вращается с постоянной угловой скоростью 1,7 об/с, максимальное избыточное давление, действующее на данный профиль, составляет 162Па.

Библиографический список

1. *Твайделл Дж., Уэйр А.* Возобновляемые источники энергии. Пер. с англ. М.: Энергоатомиздат. 1990. 392 с.
2. ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная. Параметры» МКС 07.040. ОКСТУ 7502. 01.07.1982.
3. ГОСТ 15150-69 «Машины, приборы и другие технические изделия. Исполнения для различных климатических районов. Категории, условия эксплуатации, хранения и транспортирования в части воздействия климатических факторов внешней среды». МКС 21.020. 01.01.1971.
4. *Лойцянский Л. Г.* Механика жидкости и газа: Учеб. Для вузов. 7-е изд., испр. М.: Дрофа, 2003. 840 с.

УДК 629.782.015 + 629.788

ИССЛЕДОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РАКЕТОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ СПАСЕНИЯ РАКЕТНОГО БЛОКА НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

А. С. Зайцев, С. Ю. Герасименко

Военно-космическая академия» им. А. Ф. Можайского

Сложные, дорогостоящие ракетные системы и ракетные двигатели сегодня утилизируются после выведения полезного груза на орбиту. Использованные компоненты падают обратно на Землю, причиняя экологический вред окружающей среде вследствие пролива остатков компонентов ракетного топлива. Возвращение этих ступеней на стартовую площадку может быть привлекательным как с экономической [1], так и с экологической [2] точки зрения.

Ранний опыт повторного использования космических кораблей «Space Shuttle» и «Энергия-Буран» продемонстрировал трудности поиска жизнеспособного эксплуатационного варианта. Для выявления наиболее перспективной концепции необходимы систематические исследования различных аспектов многократного использования ракет-носителей (РН).

Опыт разработки многократных ракетно-космических систем (МРКС), позволил определить наиболее проблемные вопросы применения спасательных систем на РН и выявить наиболее эффективные варианты спасения ступеней [3].

В настоящее время успешной МРКС является РН Falcon 9 с РДСС первой ступени. Отработавшие ступени расходуют топливо не только на мягкую посадку. Потребление топлива можно разделить на три независимых включения двигателя: 1 – тормозной импульс

обеспечивающий сокращение пассивной траектории, 2 – замедление входа в атмосферу и 3 – замедление для посадки на платформу.

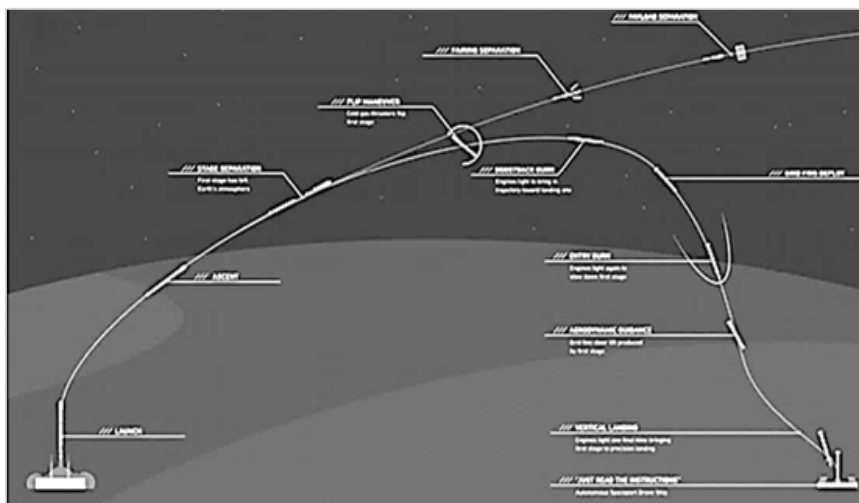


Рис. 1. Применение тормозных импульсов РН «Falcon-9» на пассивном участке траектории.

Исследование направлено на изучение тормозного импульса на этапе входа в плотные слои атмосферы. Особенностью данного этапа является уменьшение испытываемых конструкцией РБ тепловых и силовых нагрузок, которые могут приводить к разрушению хвостового отсека спасаемой ступени(СС) [4] и к необратимым повреждениям, находящейся в ней аппаратуры.

Работа включала в себя программное моделирование пассивного участка траектории отработавшей ступени с РДСС, применение полученной математической модели для исследования влияния ключевых параметров тормозного импульса, таких как время включения (высота включения) РДСС, относительная тяга маршевого двигателя двигательной установки.

Математическая модель процесса управляемого спуска ракетного блока с ракетодинамической системой спасения. Расчет основных параметров траектории падения СС включал в себя решение системы дифференциальных уравнений движения ЛА в скоростной системе координат. Решение системы уравнений производился методом Рунге-Кутты.

Дополнительные параметры снижения СС (осевая перегрузка и общее количество тепла поступившего к поверхности тела за время движения) рассчитывались на основании значения основных параметров на пассивном участке траектории. Для описания атмосферы использовалась стандартная модель SA-81[5].

Тормозной импульс реализован путем добавления в систему дифференциальных уравнений силы тяги двигателя в ходе вычисления основных параметров при достижении заданной высоты.

Данная математическая модель была заключена в функцию, принимающую параметры тормозного импульса: высота включения и коэффициент тяги маршевого двигателя. В конце расчетов она возвращала максимальную осевую перегрузку, испытываемую РБ, и общее количество тепла, поступившего к его поверхности. Полученные данные позволяли определить характер работы РДСС на этапе входа в атмосферу.

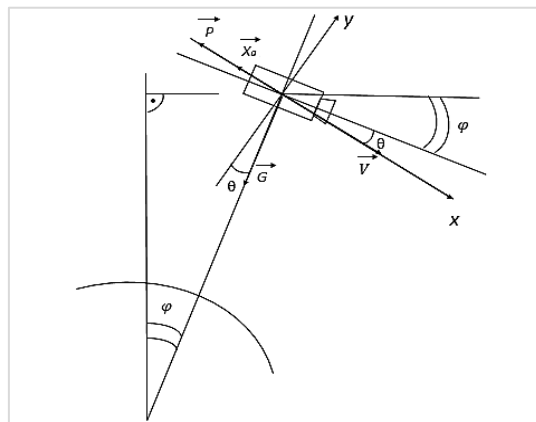


Рис. 2. Силы, действующие на СС в скоростной системе координат

Исследование влияния параметров тормозного импульса на перегрузку и тепловой поток. Известная математическая модель была модифицирована с целью учета массы конструкции и топлива на функционирование системы спасения [6] и применена в ряде экспериментов с различными входными параметрами.

Для исследования выбран интервал по высоте от 60 до 180 км, берущий начало от плотных слоев атмосферы, до приблизительного апогея, отделившегося РБ. Интервал по коэффициенту тяги был выбран по всему значению от 0.01 до 1. По результатам множественных вычислений были построены трехмерные графики (рис. 3 – 8).

Анализируя полученные графики, можно сделать вывод, что существует оптимальная зона включения РДСС РБ, как для значения перегрузки, так и для значения интегрального теплового потока. Для комплексной оценки проведенного эксперимента, полученные данные были нормализованы и представлены на общем графике (рис. 8).

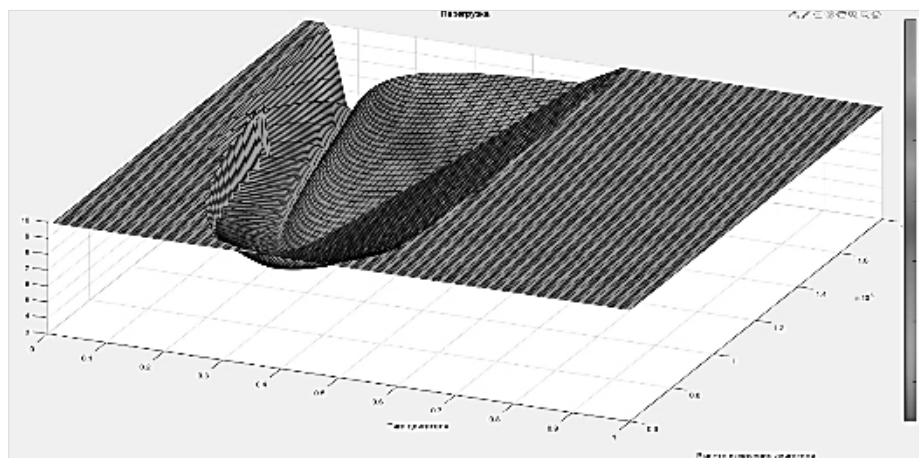


Рис. 3. График зависимости перегрузки от параметров тормозного импульса

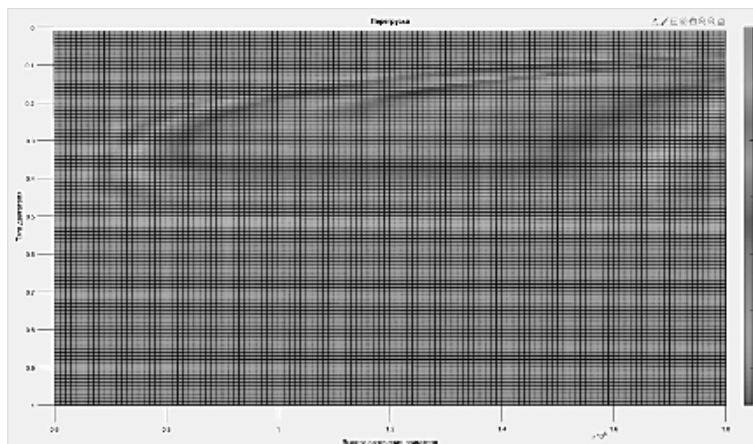


Рис. 4. График зависимости перегрузки от параметров тормозного импульса– вид сверху

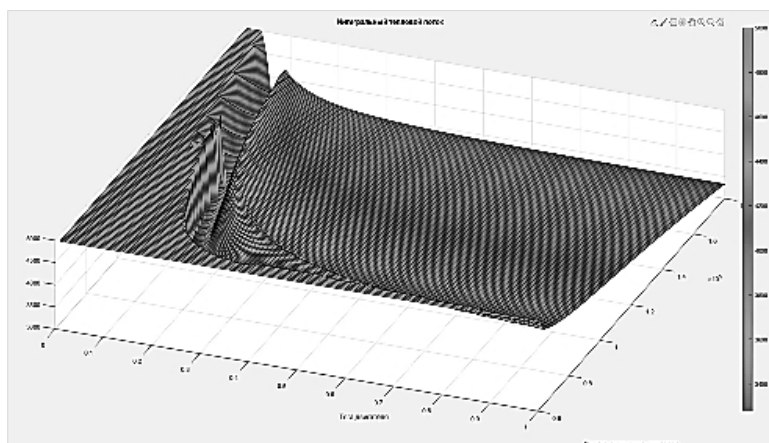


Рис.5. График зависимости интегрального теплового потока от параметров тормозного импульса

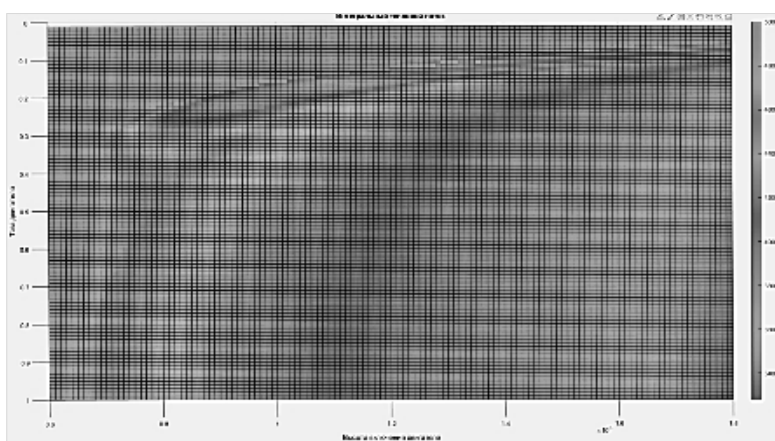


Рис.6. График зависимости интегрального теплового потока от параметров тормозного импульса – вид сверху

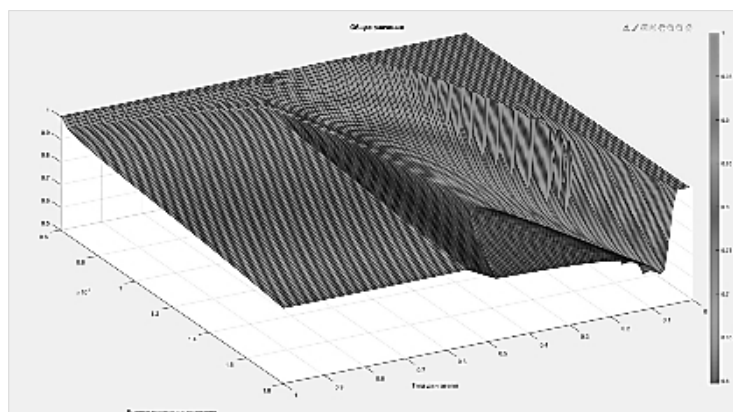


Рис. 7. График зависимости общего значение от параметров тормозного импульса

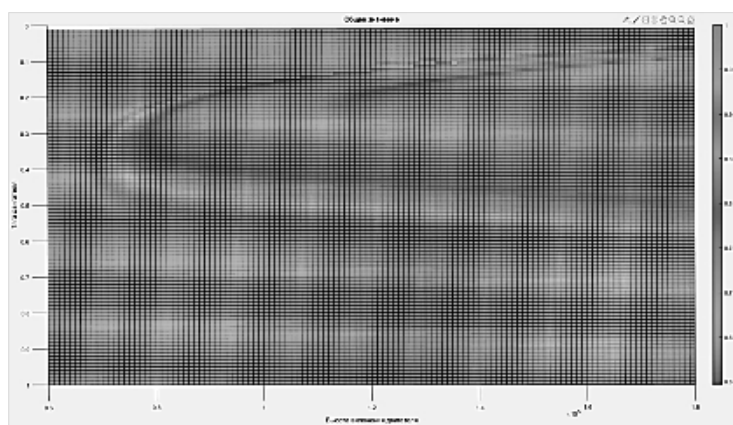


Рис. 8. График зависимости общего значение от параметров тормозного импульса – вид сверху

Расчет общего значения показывает, что существует оптимальная зона функционирования РДСС, обеспечивающая минимальные силовые и тепловые нагрузки на конструкции РБ.

Для качественной оценки эксперимента, с помощью данной модели был найден минимальный экстремум общего значения с помощью функции встроенной в язык программирования Matlab, реализующей симплекс-метод Нелдера-Мида.

Полученные параметры функционирования РДСС, высота включения = 136 770 м, коэффициент тяги = 0.1388 применены в вышеуказанной математической модели и результаты вычисления приведены в сравнение с результатами математической модели без применения РДСС на РБ.

Выводы. На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что применение тормозного импульса РДСС до входа в плотные слои атмосферы уменьшает воздействие теплового потока в 2,86 раза и осевой перегрузки в 4,53 раза. Для заданных входных параметров существует оптимальное значение высоты включения 136 770м и коэффициента тяги двигателя 0.1388, обеспечивающее минимальные значения осевой перегрузки и аэродинамического нагрева корпуса, спасаемого РБ. При этом стоит отметить крайне низкий коэффициент тяги, так как в настоящее время проблема дросселирования тяги двигательной установки является главной в создании многоразовых РН с РДСС.

"шаг интегрирования"	"0.001"
"Время падения [с]"	"521.835"
"Конечная масса СС [кг]"	"10480"
"Время работы двигателя [с]"	"101.2248"
"Высота включения двигателя [м]"	"136770"
"Максимальное значение перегрузки "	"3.3827"
"Интегральная ПКТП [Дж]"	"4263.7208"

Рис. 9. Полученные значение перегрузки и теплового потока с заданными параметрами тормозного импульса в исследуемой математической модели

"шаг интегрирования"	"0.001"
"Время падения [с]"	"493.381"
"Максимальное значение перегрузки "	"15.3351"
"Интегральная ПКТП [Дж]"	"12222.7832"

Рис. 10. Полученные значение перегрузки и теплового потока без применения тормозного импульса в исследуемой математической модели

Заключение. Таким образом, представленные результаты могут быть использованы при обосновании требований к параметрам ракетодинамической системы спасения РБ ракет-носителей различных классов, а также при проведении предварительных оценок массово-энергетического совершенства ракет-носителей с ракетодинамической системой спасения ракетных блоков нижних ступеней.

Библиографический список

1. *Белянин Д. Г., Грибакин В. А., Перфильев А. С., Пирогов С. Ю.* Оценка технико-экономического эффекта применения многоразовых элементов конструкции ракет-носителей // Санкт-Петербург: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского.
2. *Фадеев А. С., Аверкиев Н. Ф.* Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения // Санкт-Петербург: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского. С. 18 – 44.
3. *Пирогов С. Ю., Прокопенко Е. А., Груздев Н. В., Аневалов И. А.* Модифицированная энергомассовая модель ракеты-носителя с системой спасения ступеней // Санкт-Петербург: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского.
4. *Пирогов С. Ю., Болдырев К. Б., Грибакин В. А., Карчин А. Ю.* Моделирование разрушения хвостового отсека ракетного блока второй ступени ракеты-носителя на пассивном участке траектории // Санкт-Петербург: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского.
5. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры.
6. *Пирогов С. Ю., Прокопенко Е. А.* Методика энергомассового анализа двухступенчатой ракеты-носителя, оборудованной системой спасения ступеней // Санкт-Петербург: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ВЕРИФИКАЦИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБИНЫ МАЛОРАЗМЕРНОГО ДВИГАТЕЛЯ**В. М. Зубанов, Р. А. Демахин***Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва*

Всё более популярным инженерным инструментом становится вычислительная гидрогазодинамика (Computational Fluid Dynamics – CFD). С помощью компьютерных технологий возможно проводить верификацию и анализ рабочих процессов уже созданных МГТД и их элементов. В данной работе приведены результаты моделирования рабочего процесса осевой турбины существующего МГТД P220-RXi фирмы JetCat [3] с использованием программного обеспечения NUMECA FineTurbo [4].

С помощью координатно-измерительной машины ZEISS MMZ G 20/30/20 [5] были образмерены детали турбины МГТД JetCat P220-RXi, образующие проточную часть, лопатки и корпус. На основе измеренных данных в программе NX 8.5 были созданы геометрические модели лопатки и корпуса. При оцифровке геометрии могли быть допущены неточности. На основе полученной таким образом геометрии турбины была создана сеточная модель в программе AutoGrid 5.1. Сеточная модель состояла из 2,0 млн. элементов. С целью получения стабильности решений в программе NUMECA FineTurbo геометрия лопаток и меридиональных сечений была незначительно упрощена: убраны галтели, не учитывалось расширение лопаток вследствие нагрева. Расчет проводился с использованием рабочего тела воздух – Air (Real gas) из стандартной библиотеки Numeca FineTurbo. Уравнения газовой динамики решались с использованием математической модели Turbulent Navier-Stokes, модели турбулентности была задана SpalartAllmaras (SA).

Для моделирования рабочего процесса турбины были использованы следующие граничные условия:

- в качестве рабочего тела используется воздух из стандартной библиотеки Numeca FineTurbo;
- скорость вращения ротора 117000 об/мин [3];
- полное давление на входе в турбину 373907 Па [3];
- полная температура 1220 К [3];
- моделирование проводилось в стационарной постановке;
- для расчёта характеристики на выходе турбины задавалось статическое давление в диапазоне 312 кПа – 110 кПа.

В ходе решения с использованием созданной расчётной модели турбины были получены данные о параметрах работы турбины в зависимости от изменения степени понижения давления π_t . На рис. 1 показана зависимость расхода через турбину от степени понижения давления. На основе полученных характеристик сделаны выводы о правильности полученного решения. Поведение характеристики соответствует теории лопаточных машин.

Из рис. 1 видно, что при $\pi_t > 2,1$ происходит запираание горла в турбине и расход далее не изменяется. По результатам расчётных данных получили значение расхода $G_T = 0,40$ кг/с. Массовый расход по справочным данным [3] составляет $G_T = 0,45$ кг/с. Погрешность в 11% может быть связана с допущениями, принятыми в начале работы: отсутствие галтелей, использование воздуха как рабочего тела, холодная геометрия – не учитывается расширение металла при нагревании рабочим телом.

На рис. 2 приведено распределение числа Маха в межлопаточном сечении на высоте 50%. На рис. 3 приведено распределение изменения полного давления в меридиональном сечении турбины для точки расчётного значения расхода.

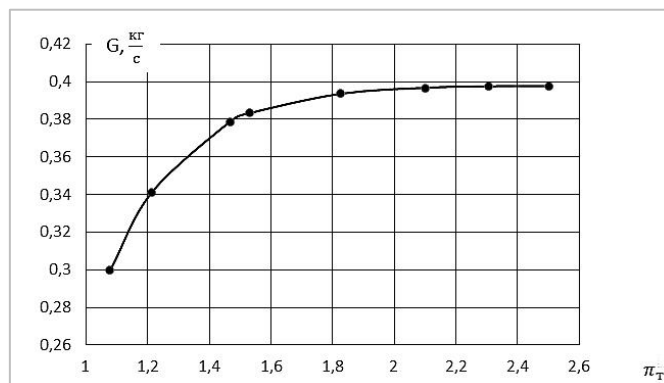


Рис. 1. Характеристика турбины

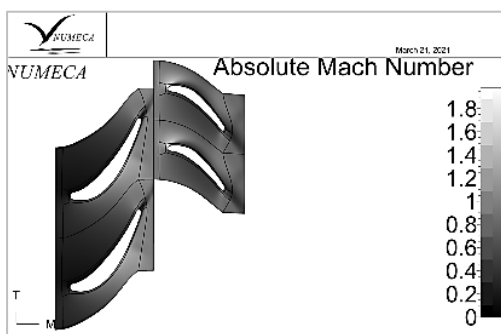


Рис. 2. Распределение изменения числа Маха по межлопаточному сечению

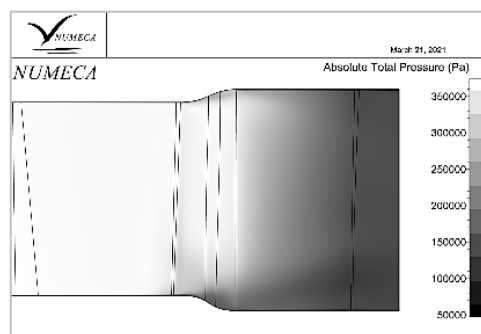


Рис. 3. Распределение изменения полного давления по меридиональному сечению

Полученные результаты подтверждают верность течения рабочего тела с физической точки зрения. Число Маха плавно возрастает от входного сечения соплового аппарата к выходному сечению рабочего колеса. Так же наблюдается небольшое завихрение потока на входе в лопатку рабочего колеса ($M = 1.8$). Полное давление понижается к выходу из ступени турбины.

На рис. 4 приведено распределение векторов скоростей в относительной системе отсчета (W_{xyz}). Видно, что поток обтекает лопатку без отрывных течений.

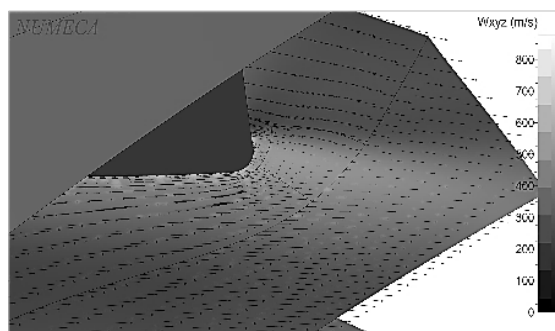


Рис. 4. Распределение векторов скоростей в относительной системе отсчета

На рис. 5 представлена зависимость $\eta = f(\pi_T)$. Как видно из графика, КПД турбины $\eta = 85\%$.

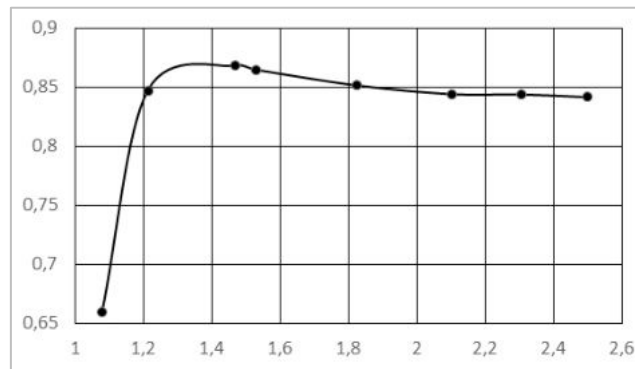


Рис. 5. Зависимость $\eta = f(\pi_T)$

В результате работы была получена характеристика ступени турбины. В дальнейшей работе планируется предпринять меры по приближению всех параметров созданной модели турбины к параметрам турбины реального двигателя. Это необходимо для валидации характеристики турбины с экспериментальными данными и последующего исследования изменения параметров численной модели на результаты расчета.

Библиографический список

1. Численное моделирование рабочего процесса свободной турбины совместно с турбинами низкого давления, переходным каналом и выходным устройством [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / авт.-сост. О. В. Батулин, Е. С. Горячкин, Д. А. Колмакова, Г. М. Попов, А. И. Леденев. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); 2013.
2. NUMECA Theoretical manual FINETM/Turbo v9.0. Brussels: NUMECA International, 2013. 151 p.
3. Параметры двигателя P220-RXi. [Электронный ресурс] / JetCat. URL: <https://www.jetcat.de/en/productdetails/produkte/jetcat/produkte/hobby/Engines/p220-rxi>. (дата обращения 9.12.2021).
4. NUMECA FINETURBO. [Электронный ресурс] / NumecaRussia. URL: <http://numeca.ru/fine-turbo/> (дата обращения 9.12.2021).
5. Development of compensation procedure for systematic errors of coordinate measuring machines with standard tooling / Ruzanov N.V., Bolotov M.A., Pechenin V.A. Research Journal of Applied Sciences. 2014. V. 9. № 12. P. 1082–1086.

УДК 629.7.01

ТЕСТИРОВАНИЕ СПУТНИКОВ В ФОРМАТЕ CUBESAT С ПОМОЩЬЮ ЗАПУСКА ВЫСОТНОГО МЕТЕОЗОНДА

А. В. Кададова, В. В. Уткин

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

Наноспутники представляют из себя малые космические аппараты (КА) весом от 1 до 10 кг. Большую часть выведенных наноспутников на орбите представляют спутники в формате CubeSat. По статистике на апреля 2021 года из 1684 выведенных наноспутников 1553

сверхмалые аппараты в формате CubeSat [1]. Данный формат подразумевает размер одного юнита 10×10×11.35 см называемого «1U» (U-Юнит) весом до 1,33 кг. Существуют также форматы 2U и 3U, имеющие размеры 10×10×22.7 и 10×10×34.05 см соответственно, и форматы с наибольшим числом юнитов или меньше 1U, например, самый маленький из существующих CubeSat имеет размер 0,25U.

Спутники формата CubeSat используются для мониторинга атмосферы, съемки поверхности Земли, отработки части сложных систем будущих больших космических аппаратов и других целей. Важнейшим преимуществом CubeSat по сравнению с большими КА является его дешевый запуск и стоимость аппарата из-за малого объема и веса. Однако, любой, даже малый КА, необходимо протестировать для будущего использования в космическом пространстве.

Был проведен качественный анализ успешно выполненных миссий на спутниках CubeSat с 2000 по 2018 год, представленный на рис. 1 [2]. Результаты показывают, что 10% аппаратов уже при выводе на орбиту находились в нерабочем состоянии, 9,8% отказали при неудачном запуске при выведении 5,6%, – потеряны на раннем сроке эксплуатации, 38 % – обеспечили только частичное выполнение запланированных миссии, и только 25, 2% процента успешно выполнили поставленные задачи полностью. Оставшиеся 11,7 % процентов неизвестны ввиду закрытых публичных данных.

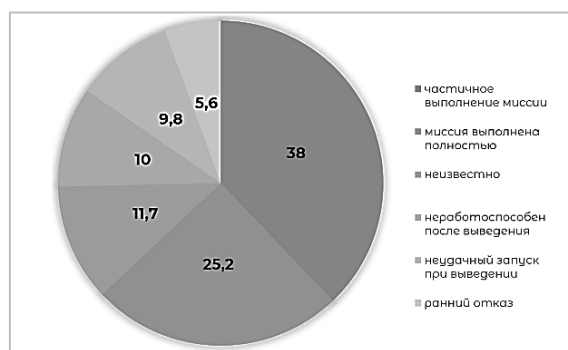


Рис. 1. Статистический анализ миссий CubeSat с 2000 по 2018 год

Увеличить вероятность успешной отработки миссии в космосе может проведение испытаний в околокосмическом пространстве при помощи стратосферных запусков. Стратосферный запуск высотного метеозонда представляет собой подъем шара из резиновой или пластиковой оболочки, наполненной водородом или гелием. К метеозонду прикрепляется связка с аппаратами, поднимающимися на высоты 30 – 40 км. Затем происходит разрыв шара и приземление аппаратов на парашютной системе спасения. Во время запуска метеозонд проходит гистерезисную температурную петлю в среднем от 30 °С до -60 °С градусов в летнее время, так как температура над уровнем Земли зависит от погодных условий. Давление на высотах 30 км становится незначительным около 1,5 – 2 кПа. По прямой метеозонд может удалиться на расстояние в среднем 50 – 100 км, данные значения зависят от ветров, скорости спуска, времени полета и прочего. Пример траектории полета по GPS с запуска 2019 года представлен на рис. 2.

Однако, в стратосфере возможно проведение не всех необходимых перед запусками испытаний. Основные испытания, предъявляемые к малым спутникам:

- 1) Термовакуумное тестирование;
- 2) Испытание обезвешиванием;
- 3) Тестирование на вибростенде;
- 4) Тестирование электромагнитной совместимости;
- 5) Тестирование на ударные нагрузки;

6) Магнитная калибровка и тестирование [3].

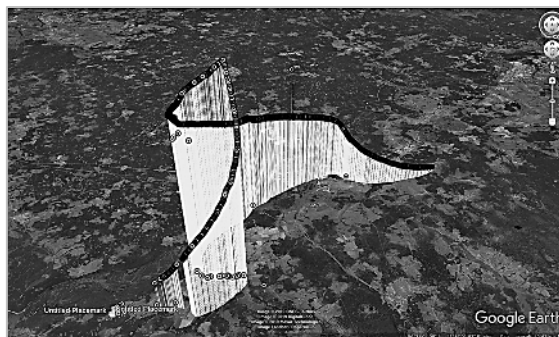


Рис. 2. Траектория полета по GPS координатам, принятым в реальном времени

Термовакуумное тестирование представляет собой имитацию космического пространства с испытаниями при низком давлении и перепадах температур в больших диапазонах. Данные испытания проводятся на земле при помощи вакуумной камеры. В таких камерах присутствует регулировка уровня вакуума, система терморегулирования, автоматическая система управления. Отличие тестирования в стратосфере является меньший диапазон заданных температур, однако, вакуумные камеры занимают место и имеют большую стоимость. Покупка подобной камеры нецелесообразно при необходимости тестирования малого количества малых КА.

Второе тестирование: испытание обезвешиванием необходимо для отработки и анализа динамики раскрытия подвижных узлов КА. Пример раскрытых частей спутника в формате показан на рис. 3.

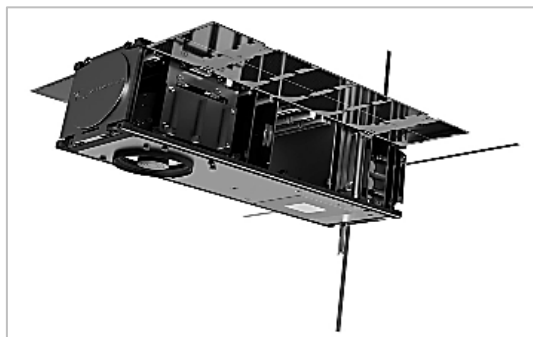


Рис. 3. Модель спутника CubeSat в раскрытом положении 3U Сторк-7 (Польша)

На земле для достижения обезвешивания необходимо приложить к аппарату ускорение обратное ускорению свободного падения. Существуют три методики обезвешивания: пассивная, пассивно-активная, активная. В активных системах обезвешивание достигается посредством регулирования момента создаваемым электроприводом, в пассивных – посредством использования противовесов, в комбинированных (пассивно-активных) – сочетаются свойства первых двух систем. Подобные стенды сложны по своей конструкции и имеют значительные габариты, при этом отдельные стенды рассчитаны на конкретные силы и нагрузки, поэтому они имеют индивидуальный характер [4]. Во время стратосферного запуска после разрыва шара-зонда при падении возникает невесомость, если при баллистической траектории самолет может достигать кратковременное состояние невесомости в среднем 25 секунд, то во время запуска – это время дольше. В этот момент можно протестировать

раскрытие антенн, солнечного паруса и других сложных механических систем. Достоинством такого тестирования является совокупность соблюдения других условий, приближенных к космическим исследованиям, и малой стоимости.

Электромагнитная совместимость предназначена для проверки эффективности экранирования и ослабления электрических помех. На земле для подобных испытаний используют безэховую камеру, которая поглощает все отражения звуковых или электромагнитных волн от внутренних и наружных источников. В стратосфере на больших высотах разряжена атмосфера и менее зашумлен канал связи, это дает возможность проверить на электромагнитную совместимость.

При спуске общая связь входит в различные ветровые потоки и никак не стабилизируется, поэтому аппараты подвергаются сильной вибрации. Это можно соотнести с тестированием на вибростенде.

С 2018 по 2020 наша команда участвовала Всероссийском чемпионате «Воздушно-инженерная школа» («Cansat в России») [5]. Нашей командой были разработаны два стратосферных зонда. Научная нагрузка аппаратов повторяла реальные задачи малых космических аппаратов: происходило измерение параметров атмосферы: температуры, давления, влажности, состава воздуха, геомагнитного поля и т.д., было отслеживание траектории полета с помощью GPS, велась передача данных через радиоканал на Землю, также происходил мониторинг поверхности Земли через камеры, и велась резервная передача и сохранение данных на внешней носитель. Оба аппарата совершили полет в стратосферу, после которого были получены и проанализированы все данные.

Подобные стратосферные запуски могут заменить дорогие и сложные стенды для имитации космических воздействий на КА. Главным достоинством предложенного метода является дешевое комбинированное тестирование аппарата, его научной аппаратуры или отдельных частей будущего КА. Например, отдельная отработка передачи телеметрии на дальние расстояния. Дополнительными достоинствами является возможность проанализировать ошибки после нахождения аппарата за неимением данных передающихся в реальном времени, что по сравнению с возникновением аналогичной ситуации после вывода в космическое пространство сделало бы невозможным проведение достоверного анализа ошибок. Успешная отработка спутников в стратосфере увеличила бы вероятность отработки всех миссий в космосе, что повлекло бы за собой изменение распределения статистики по успешным запускам, уменьшило бы необходимость выведения большего количества аппаратов и сократило бы количество будущего космического мусора.

Библиографический список

1. Nanosats Database [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nanosats.eu> (дата обращения: 01.04.2021).
2. *M. A. Swartwout*, CubeSat Mission Success: Are We Getting Better?, presented at the 2019 CubeSat Developers Workshop, San Luis Obispo, CA, 23 April 2019. [Электронный ресурс]. URL: https://drive.google.com/file/d/13Ap7bpefBqVa02psjm_6GoFryDTwvFIS/view (дата обращения: 01.04.2021).
3. CUBESAT TESTING [Электронный ресурс]. URL: <https://www.cubesat.org/testing>. (дата обращения: 01.04.2021).
4. *Зарницын А. Ю., Звонцова К. К.* Исследование динамических свойств вертикального канала активной силокомпенсирующей системы // Сб. IV Всероссийского молодежного форума с междун. уч. Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2016. С. 45 – 48.
5. Воздушно-инженерная школа. [Электронный ресурс]. URL: <http://roscansat.com/> (дата обращения: 01.04.2021).

АНАЛИЗ ИЗВЕСТНЫХ СПОСОБОВ ПОСТРОЕНИЯ ДАТЧИКА УГЛА КРЕНА ДЛЯ ВРАЩАЮЩИХСЯ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

А. В. Каликанов

Тульский государственный университет

Важнейшей составляющей ракетно-космической и авиационной техники является бортовая аппаратура управления, в состав которой входят гироскопические приборы, основным применением которых является измерение углового отклонения объекта от заданного направления. Широкое применение гироскопические приборы получили благодаря уникальным свойствам гироскопа [1,2]. Классический трехстепенной гироскоп обладает способностью сохранять неизменным направление своей главной оси в инерциальном пространстве, что позволяет использовать его для построения на борту опорной системы координат.

Для ряда подвижных объектов (ПО) ракетно-космической техники особенностью которых является вращение вокруг продольной оси, решение задачи управления возможно только при измерении текущего угла крена. С 40-х годов XX века датчик угла крена (ДУК) для подобных систем строится на базе трехстепенного гироскопа с импульсным гиромотором. Впервые подобный прибор использовался в 1944 году в Германии на первой в мире противотанковой управляемой ракете ПТУР X-7 «Rotkarppchen», в бортовую систему которой входил пороховой трехстепенной гироскоп используемый для измерения угла крена [3,4,5]. Именно с этого момента началась активная работа по созданию ДУК на базе трехстепенного гироскопа для измерения угла крена. В трехстепенном гироскопе свое применение нашли импульсные гиromоторы [6]. В отечественной литературе импульсными называют гиromоторы, которые за десятые или сотые доли секунды достигают заданной скорости вращения за счет импульсного освобождения энергии, запасенной в заведенной пружине, сжатом газе, пороховом заряде или стартующем ПО.

Несмотря на большое разнообразие типов импульсных гиromоторов, а также разнообразные способов преобразования угла крена в электрический сигнал, ДУК на базе трехстепенного гироскопа имеет типовое решение (рис. 1).

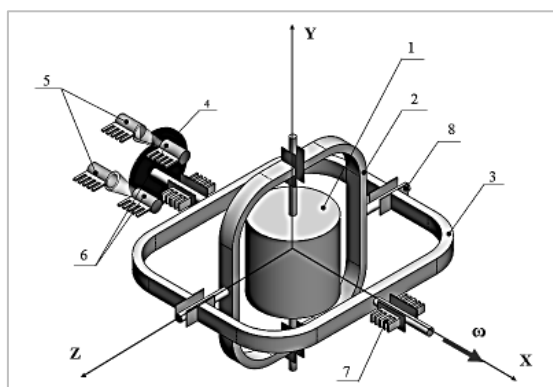


Рис.1. Датчик угла крена на базе трехстепенного гироскопа:

- 1 – ротор; 2 – внутренняя рамка; 3 – наружная рамка; 4 – модулирующий диск; 5 – фотодиоды; 6 – диоды;
7 – корпус (показан условно); 8 – опоры вращения (шарикоподшипники)

Трехстепенной гироскоп представляет собой быстро вращающийся ротор 1, размещенный в кардановом подвесе образованном внутренней 2 и наружной 3 рамками на опорах вращения 8.

Конструктивное исполнение рам карданова подвеса отличается большим разнообразием. Они могут иметь форму плоских и пространственных замкнутых (статически неопределимых) и плоских (статически определимых) стержневых систем, а также оболочек с вырезами.

Карданов подвес закрепляется в корпусе 7 (показан условно), корпус подобного прибора чаще имеет цилиндрическую форму. В корпусе помещается датчик преобразования механического угла поворота в другую физическую величину (электрический сигнал). Среди большого количества различных датчиков наибольшее распространение получили бесконтактные оптронные, состоящие из фотодиода 5 и светодиода 6 закрепленного с корпусе 7, а также модулирующего диска 4 связанного с осью вращения наружной рамы карданова подвеса. На модулирующий диск 4 нанесены в определенной последовательности прорези (или отражающие элементы) при вращении диска относительно пары фотодиод-светодиод выходной сигнал представляет собой модуляцию бинарным кодом.

Можно заметить, что конструкция предполагает наличие большого количества подвижных частей, что вносит дополнительные погрешности в работу прибора описанные в публикациях [7,8].

Основные достоинства ДУК на базе трехстепенного гироскопа:

- работоспособность в сложных механических условиях (вибрации, перегрузки, высокие температуры);
- относительная дешевизна конструкции;
- простота изготовления;
- высокий срок хранения прибора при сохранении выходных параметров;
- быстрое время готовности до 0,3 с

Недостатки ДУК:

- наличие большого количества подвижных частей;
- повышение точности и времени работы увеличивает габариты прибора и требования к точности изготовления элементов устройства.

Современные тенденции развития образцов ракетно-космической и авиационной техники – уменьшение массогабаритных параметров, что приводит к ужесточению требований к ДУК по времени работы и уменьшению габаритных размеров. В этом случае использование «классической схемы» зачастую не возможно, что заставляет разработчиков искать способы совершенствования ДУК и построения его на датчиках различной физической природы. Появление датчиков угловой скорости и линейного ускорения (акселерометров), основанных на технологии МЭМС [9], открыло перспективы для построения ДУК в гораздо меньших габаритах по сравнению с рассмотренными ранее гироскопами в кардановом подвесе.

Разработки в области МЭМС ведутся уже более 20 лет. Малые габариты приборов (от нескольких мм), масса (несколько грамм), энергопотребление и относительно небольшая стоимость при больших сериях делают их привлекательными для создания на их основе ДУК. Но следует отметить, что разработки отечественных производителей в разработки МЭМС отстают от зарубежных аналогов в части габаритных размеров датчиков. Российский рынок насыщен МЭМС-гироскопами (ММГ) и МЭМС-акселерометрами (ММА) иностранных разработчиков потребительского класса, технические характеристики которых по многим параметрам не соответствуют требованиям для разработки на их основе ДУК для ракетно-космической и авиационной техники.

Несмотря на то, что современный технический уровень МЭМС шагнул далеко в перед, задача построения ДУК для ПО вращающихся по крену все еще не решена и остается актуальной.

Анализируя возможности решения задачи построения ДУК на базе микромеханических приборов, авторы [10 – 13] предлагают разнообразные схемы построения ДУК для измерения углового положения ПО. Отмечается главным достоинством систем определения углового положения объектов, построенных на базе микромеханических датчиков – возможность

построения систем с минимальными габаритами, обладающими автономностью и высокой помехозащищенностью.

При использовании технологий МЭМС построение свободного трехстепенного гироскопа не возможно в виду технологических ограничений, следовательно для получения информации об угловом положении необходимо численно интегрировать значение измеренной угловой скорости, что ввиду конечной точности измерения и вычисления приводит к накоплению ошибки с течением времени. Время работы ДУК в составе ПО, как правило, составляет от нескольких десятков секунд до нескольких минут при этом возможно построение ДУК для которого величина погрешности определения угла оказывается в допустимом диапазоне. Точностные характеристики способов измерения угла в значительной степени определяется точностью измерения угловой скорости объекта. На сегодняшний день известно несколько вариантов измерения угловой скорости объекта, реализованных как с применением микромеханических гироскопов, так и микромеханических акселерометров, а также при их совместном использовании. На основе все стороннего анализа характеристик датчиков и ПО можно определить необходимую и достаточную конфигурацию датчиков, позволяющую добиться желаемой точности ДУК. В ряде работ [10,12] описываются три возможных способа построения ДУК с использованием ММГ и ММА, которые можно назвать базовыми:

- прямое измерение угловой скорости вдоль продольной оси объекта с последующим ее интегрированием (рис. 2);
- непосредственное измерение угловой скорости вдоль продольной оси объекта за счет применения косоугольного измерительного базиса с последующим интегрированием (рис. 3);
- косвенное измерение угловой скорости с помощью двух акселерометров, оси чувствительности которых направлены встречно (рис. 4).

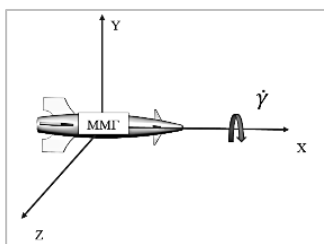


Рис. 2. Схема прямого измерения угловой скорости крена вдоль продольной оси объекта с последующим ее интегрированием

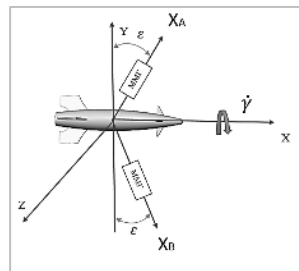


Рис. 3. Схема непосредственного измерения угловой скорости вдоль продольной оси объекта за счет применения косоугольного измерительного базиса с последующим интегрированием

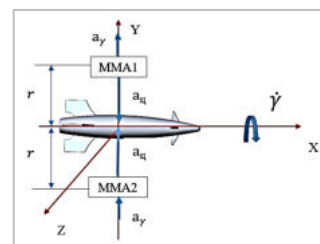


Рис. 4. Схема косвенного измерения угловой скорости крена с помощью двух встречно направленных акселерометров

Анализируя схему (рис. 2) можно отметить, что данная реализация ДУК самая простая, точность датчика будет определяться погрешностью самого ММГ. При данном способе измерения ММГ должен обладать высокими точностными характеристиками и высокой разрешающей способностью измеряемой угловой скорости, данный способ при современном уровне развития ММГ применим до при угловых скоростях вращения не более $2000 \text{ }^\circ/\text{с}$.

Значительно меньшие требования к диапазону измерения ММГ предъявляет использование схемы, показанной на рис. 3 так как при данном способе измерения можно использовать датчик с диапазоном измерения в $1/\sin \epsilon$ раз меньше по сравнению с предыдущей схемой. Погрешность

измерения угловых скоростей ω_A и ω_B уменьшается во столько же раз. Угловая скорость вдоль продольной оси объекта определяется выражением [10,12]:

$$\dot{\gamma} = \frac{\omega_A + \omega_B}{2 \sin \varepsilon}$$

где ω_A, ω_B – угловые скорости вдоль осей X_A, X_B, ε – угол установки датчиков

При таком способе дополнительная погрешность вносится погрешностью угла установки датчика, носит систематический характер и может компенсироваться при проведении калибровочных работ. Недостаток данной схемы заключается в том, что необходимость установки ММГ под некоторым углом ε относительно оси Z увеличивает габариты ДУК и приводит к существенному усложнению конструкции. Однако данная схема позволяет измерять значительно большие угловые скорости объекта по сравнению со схемой рис. 2.

Схема (рис.4) позволяет измерять угловые скорости объекта по значениям центростремительного ускорения, измеряемого двумя встречно акселерометрами, оси чувствительности которых направлены встречно. Акселерометры позволяют выделить центростремительное ускорение на фоне линейных поперечных ускорений возникающих при вращении ПО. Угловая скорость можно определяться косвенным способом по выражению [12]:

$$\dot{\gamma} = \sqrt{\frac{a_1 + a_2}{2r}}$$

где a_1, a_2 – линейные ускорения, измеряемые акселерометрами, r – радиус установки акселерометров

Данная схема особенно эффективна при измерении больших (> 3000 °/с) угловых скоростей подвижного объекта.

Таким образом, в зависимости от угловых скоростей вращения по крену ПО можно выбрать одну из трех схем, либо для повышения точности измерения чередовать их в процессе полета. Характер изменения погрешности измерения угловой скорости для рассмотренных схем измерения показан на рис. 5.

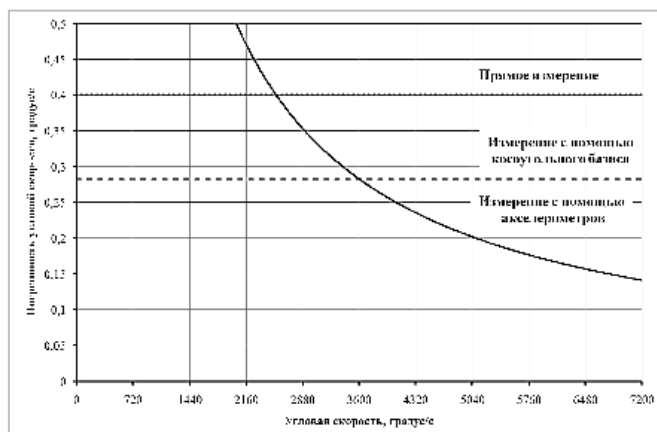


Рис. 5. Соотношение трех измерительных схем построения ДУК для подвижного объекта

Как видно из рис. 5 при больших угловых скоростях объекта целесообразно использовать измерительную схему, построенную на базе акселерометров (рис. 4). При малых скоростях ПО целесообразно использовать схемы непосредственного измерения угловой скорости с косоугольным измерительным базисом (схема рис. 3) или без него (схема – рис. 2).

Выводы. Построение миниатюрных систем измерения угловой ориентации ПО и в настоящее время является актуальной задачей. Проведенный анализ показывает, что

дальнейшая минимизация массогабаритных параметров ДУК возможна лишь благодаря использованию комплексированной системы на базе датчиков в микромеханическом исполнении. Такие системы должны быть дополнены системами определения начального углового положения объекта и алгоритм их функционирования должен предполагать начальную выставку в течении нескольких секунд. Комбинирование в составе одного ДУК нескольких способов измерения угловой скорости объекта позволяет повысить точность измерения ДУК в целом. При значительных угловых скоростях вращения объекта целесообразно применение косвенного способа измерения угловой скорости, например, при помощи двух акселерометров.

Библиографический список

1. Гироскопические системы. Гироскопические приборы и системы: Учебник для вузов / Под ред. Д. С. Пельпора. 2-е изд. М.: Высшая школа, 1988. 423 с.
2. *Распопов В. Я.* Теория гироскопических систем. Инерциальные датчики: учебное пособие для вузов. Тула: Изд-во ТулГУ, 2012. 256 с.
3. *Распопов В. Я.* Гиросприборы и системы управляемых ракет ближней тактической зоны: монография. Тула: Изд-во ТулГУ, 2013. 248 с.
4. *Кузнецов К. А.* Все ракеты Второй Мировой: единственная полная энциклопедия. М.: Яуза: Издательство «Э», 2016. 240 с. (Ракетная коллекция).
5. *Черток Б. Е.* Ракеты и люди. От самолетов до ракет. М.: Изд-во «РТСофт», 2016. 352 с.
6. *Горин В. И., Распопов В. Я.* Гироскоординаторы вращающихся по крену ракет / под ред. В. Я. Распопова. М.: НТЦ «Информтехника», 1996. 151 с.; *Дудка В. Д., Бабичев В. И., Филимонов В. Я., Кирилин В. В., Горин В. И., Распопов В. Я., Малютин Д. М.* Бортовые гиросприборы вращающихся по крену летательных аппаратов // Гироскопия и навигация. 2007. №1(56). С. 36 – 47.
7. *Павлов В. А., Кудряшов Г. Н.* О необходимости учета влияния технологических погрешностей при синтезе гироскопических приборов // Вопросы синтеза гироскопических приборов. Вып.49. Л: 1966. С. 76 – 84.
8. *Павловский М. А.* Влияние погрешностей изготовления и сборки гиросприборов на их точность. Киев: Киевский университет. 1973. 191 с.
9. *Тыртычный А. А., Скалон А. И.* Микромеханические гироскопы: состояние разработки и перспективы развития // Датчики и системы. 2012. №2. С. 59 – 68.
10. *Матвеев В. В., Шведов А. П., Серегин С. И.* Алгоритм ориентации для вращающегося по крену летательного аппарата // Мехатроника, автоматизация, управление. 2012. №9. С. 5 – 9.
11. *Серегин С. И.* Алгоритм определения параметров ориентации для летательных аппаратов, имеющих вращение вдоль продольной оси // Труды МАИ. 2013. Выпуск № 63. С. 1 – 9.
12. *Распопов В. Я., Матвеев В. В., Лихошерст В. В., Аладуев Р. В., Иванов Ю. В., Шведов А. П., Серегин С. И.* Информационно-измерительные системы ориентации на микромеханических чувствительных элементах для вращающегося по крену летательных аппаратов // Нано и микросистемная техника. 2010. №12. С. 26 – 30.
13. *Распопов В. Я., Матвеев В. В., Малютин Д. М., Иванов Ю. В., Горин А. А.* Информационно-управляющие системы на микрогироскопах вращающихся по крену летательных аппаратов // Датчики и системы. 2007. №4. С. 8 – 11.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ
ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО CO₂-ЛАЗЕРА С СИСТЕМОЙ ПОДАЧИ
ТОПЛИВНЫХ КОМПОНЕНТОВ ОТ ГТД**

А. О. Кислицын, И. А. Киселев

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

Разработка и исследование газодинамических CO₂ лазеров на горении началась еще в 1960-х – 1970-х годах. Основной целью этих проектов была отработка лазера в системах специального назначения (силового воздействия, наведения, целеуказания и пр.). Среди них были различные проекты по использованию авиационного двигателя для подачи компонентов газодинамического лазера [1]. В конце 1970-х гг. в СССР был создан и испытан первый в мире газодинамический лазер (с отбором воздуха от авиационного двигателя) мощностью 180 кВт, непрерывно работающий продолжительное время [2]. Однако такие системы имели низкую энергетическую эффективность. На сегодняшний день интерес к созданию ГДЛ с подачей компонентов от авиационного двигателя снова возрос. Это связано с повышением характеристик авиационных двигателей, таких как: давление за последней ступенью компрессора и рабочая температура в камере сгорания двигателя, а также с развитием конструкционных материалов. Всё это позволяет существенно повысить выходные параметры газодинамического лазера. Газотурбинные двигатели последних поколений достигают температуры в камере сгорания и сопле порядка 1600-1800 К и давления 20 – 30 атмосфер. Главное преимущество схемы ГДЛ с подачей компонентов от ГТД заключается в том, что она не требует громоздкой системы хранения и подачи топливных компонентов, поскольку основное рабочее тело – воздух – отбирается напрямую с авиационного двигателя. При этом допустимые значения для отбора воздуха из компрессора, не приводящие к критическому снижению рабочих характеристик двигателя составляют порядка 5-7% [3].

Создание такого лазера требует экспериментальных исследований на модельных образцах. Поэтому целью работы является определение проектных параметров модельного CO₂-ГДЛ и определение его ожидаемых энергетических характеристик. В качестве **исходных данных** выбрана топливная композиция: керосин + воздух. Параметры газотурбинного двигателя, обеспечивающего подачу компонентов: давление в камере сгорания $P \sim 28$ атм., температура отбираемого от компрессора воздуха $T_{\text{air}} \sim 770$ К, расход воздуха $G \sim 1,8$ кг/с. Параметры лазера: давление продуктов сгорания перед сопловым блоком $P_0 = 26$ атм., температура продуктов сгорания не более $T_0 \leq 1800$ К. Время непрерывной работы до 5 секунд.

Принцип действия ГДЛ основан на различии температурных зависимостей времён релаксации энергетических уровней молекул, что при быстром охлаждении газа в области критического сечения сопла ($\sim 10^6$ град/с) ведёт к возникновению инверсии населённостей некоторых уровней. Преобразование накопленной энергии активной среды в лазерное излучение происходит в результате экзотермических реакций горения углеводородных горючих с кислородсодержащими окислителями и разгона полученных продуктов сгорания до сверхзвуковых скоростей с помощью сопловых блоков.

Схема CO₂-ГДЛ на продуктах сгорания представлена на рис. 1:

- 1) Газогенератор, где в процессе сгорания топлива нарабатывается рабочая смесь требуемого состава с высокой температурой и давлением;
- 2) Камера высокого давления, обеспечивающая равномерную подачу рабочей смеси из газогенератора к сопловому блоку;
- 3) Сопловой блок, где происходит быстрое охлаждение смеси при газодинамическом расширении в сверхзвуковом сопле;

- 4) Лазерная камера, являющаяся проточной частью лазера;
- 5) Оптический резонатор, обеспечивающий генерацию и вывод лазерного излучения;
- 6) Сверхзвуковой диффузор, обеспечивающий выхлоп отработанной среды в атмосферу;
- 7) Система хранения и подачи топливных компонентов.

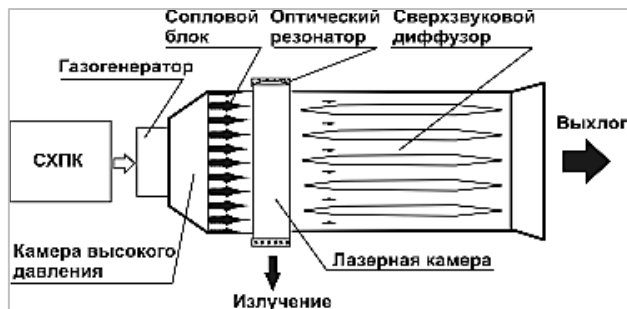


Рис.1. Схема газодинамического лазера

Определение проектных параметров соплового блока. Сопловой блок является ключевым узлом, определяющим свойства активной среды: усиление и оптическую однородность в зоне резонатора. Основным элементом многосоплового блока является сверхзвуковое сопло, предназначенное для создания в полости оптического резонатора сверхзвукового течения.

Проектными параметрами соплового блока являются: степень расширения сопла $h_{\text{вых}}/h^*$, высота критического сечения сопла h^* и высота сопловой лопатки H .

Степень расширения сопла зависит от числа Маха за срезом сопла. Число Маха $M = V/a$ - отношение скорости движения газа к местной скорости звука в нем. Оно определяется из условий работы сверхзвукового диффузора. Для обеспечения запуска сверхзвукового канала давление перед сопловым блоком P_0 должно быть выше давления запуска сверхзвукового канала $P_{\text{зап}}$. Для обеспечения выхлопа отработанной среды в атмосферу давление на выходе диффузора $P_{\text{ср}}$ должно быть немного выше давления окружающей среды. Исходя из этих условий оптимальное число Маха $M = 5$.

Высота критического сечения определяется с учетом ряда ограничивающих факторов: термические деформации сопловых лопаток, нарастание пограничного слоя и технологические возможности изготовления. Учитывая эти факторы, высота критического сечения сопла $h^* = 0.3$ мм. [1]

Высота сопловой лопатки выбирается таким образом, чтоб выполнялись условия по обеспечению максимальных энергетических характеристик лазера и лучевой стойкости зеркал. На основании этого оптимальным будет значение $H = 75$ мм.

Расчёт профиля сверхзвуковой части сопла осуществляется с помощью программы, в которой реализован расчёт профиля плоского сопла методом характеристик. Результат расчёта представлен на рис. 2.

Общее количество сопловых лопаток определяется формулой:

$$n_c = \frac{F_{\text{кр}}}{F}$$

где F – площадь критического сечения единичного сопла; $F_{\text{кр}}$ – площадь критического сечения соплового блока, определяемая расходом активной среды.

Схема соплового блока представлена на рис. 3.

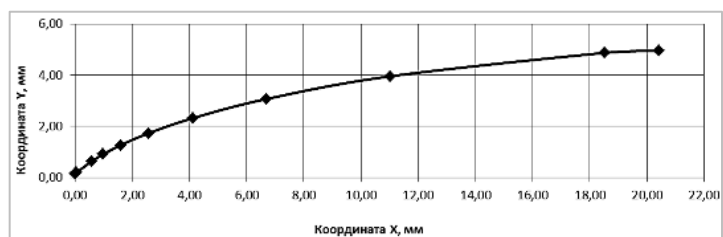


Рис. 2. Профиль сверхзвуковой части сопла

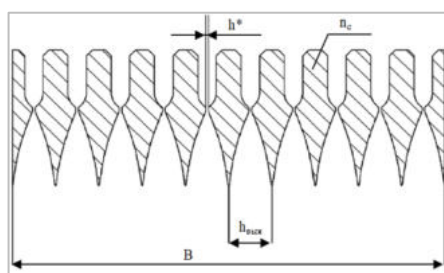


Рис. 3. Схема соплового блока

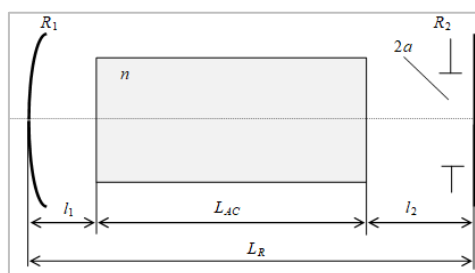


Рис. 4. Схематическая конструкция оптического резонатора: R_1 – радиус кривизны глухого зеркала, R_2 – радиус кривизны выходного зеркала, L_{AC} – длина активной среды, L_R – длина резонатора, $2a$ – апертура выходного излучения

Определение проектных параметров оптического резонатора. Оптический резонатор наряду с активной средой (АС) и системой накачки является основным элементом любого лазера. Параметры излучения, которые в значительной степени зависят от резонатора – это мощность и оптическое качество излучения (расходимость), а также, его спектральный состав.

Поскольку разрабатываемый лазер является лабораторным и имеет небольшое поперечное сечение активной среды, в нем целесообразно будет использовать устойчивый однопроходный оптический резонатор. Такая конфигурация обеспечит простоту конструкции, надежность и будет менее подвержена разбустировке. В мощных лазерах часто используются резонаторы с плоским выходным зеркалом и вогнутым сферическим зеркалом с радиусом кривизны поверхности, составляющим 5...10 длин резонатора: $R_1 = 5 \dots 10 L_R$, R_2 – бесконечность. Длина активной среды резонатора определяется длиной соплового блока – 330 мм. Длина самого резонатора определяется из конструктивных соображений, и составляет примерно 1.3 ..1.7 длины активной среды. Диаметр рабочей апертуры зеркал соответствует высоте сопловой лопатки и равен 75 мм. Вывод осуществляется через полупрозрачное кристаллическое зеркало.

Определение проектных параметров сверхзвукового диффузора. Организации выхлопа отработанной активной среды лазеров в атмосферу является важной задачей при создании лазеров. Выхлопной сверхзвуковой диффузор нужен для восстановления давления лазерного газа в процессе торможения сверхзвукового потока до дозвуковой скорости.

Оценка основных проектных параметров сверхзвукового диффузора определяется по одномерной полуэмпирической методике псевдоскачка [4]. К ним относятся: ширина горла одной секции $b_k = 61$ мм, толщина пилонов $\Delta = 29$ мм, количество каналов $n = 4$, длина горла

сверхзвукового диффузора $L \approx 916$ мм, высота $h = 75$ мм и ширина $b = 330$ мм прямоугольного канала определяются высотой и шириной соплового блока.

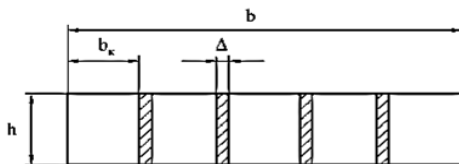


Рис. 5. Схематическая конструкция сверхзвукового диффузора

Определение ожидаемых энергетических характеристик лазера

1. Термодинамический расчет

Состав и температура активной среды определяются с применением методики термодинамического расчета, основанной на использовании законов сохранения энергии и массы при условии отсутствия потерь энергии при процессе горения. В Таблице 1 представлены результаты расчета температуры и состава продуктов сгорания топлива керосин-воздух для различного соотношения компонентов (в зависимости от коэффициента избытка окислителя в диапазоне $\alpha = 1,4 \dots 3$).

Коэффициентом избытка окислителя называется соотношение реального массового расхода компонентов к идеальному, которое в общем виде задается уравнением:

$$\alpha = \frac{g_r / g_{ок}}{(g_r / g_{ок})_{стех}}$$

Таблица 1

Состав продуктов сгорания топлива керосин+воздух (мольные доли)

α	1,4	1,6	1,8	2	2,2	2,4	2,6	2,8	3
T, К	2268	2108	1982	1875	1788	1713	1650	1592	1542
CO₂	0,101	0,089	0,079	0,072	0,065	0,06	0,056	0,052	0,048
N₂	0,753	0,758	0,761	0,763	0,766	0,767	0,769	0,77	0,771
H₂O	0,089	0,078	0,07	0,063	0,058	0,053	0,049	0,046	0,043
O₂	0,057	0,075	0,09	0,102	0,111	0,12	0,126	0,132	0,138

2. Энергетический расчет

При моделировании процессов в сопле и лазерной камере течение колебательно-неравновесного газа рассчитывается в одномерной постановке задачи в соответствии с общими законами сохранения, дополненными уравнением состояния и с учетом колебательного обмена. При моделировании течения в области оптического резонатора используется модель поля постоянной интенсивности.

Результатом расчета являются значения энергетических характеристик CO₂-ГДЛ – величины выходной мощности излучения W и удельного энергопотребления W/G , которые представлены на рис. 6.

Энергетический расчет проводится для устойчивого однопроходного резонатора, с высотой и длиной зеркал, соответствующими высоте лопатки соплового блока – 75 мм и с оптимальным коэффициентом пропускания полупрозрачного зеркала. Приведенные результаты показывают что, при массовом расходе воздуха 1,8 кг/с и с учетом ограничений по давлению – 26 атм. и температуре – 1800К максимальная выходная мощность лазера составит ~ 12 кВт, а удельный энергопотребление ~ 6 Дж/г.

На текущий момент существующий уровень развития технологий позволяет реализовать схему совмещения ГДЛ на горении с авиационными двигателями. Для испытаний такой системы в задачах отработки схемных и конструкторских решений, а также снятия

энергетики, необходимо создание модельного стенда, обеспечивающего подачу топливных компонентов, аналогично двигателю, но с меньшими расходами топлива. Выбор проектных параметров CO_2 -ГДЛ с подачей топливных компонентов от ГТД, сводится к определению соотношения компонентов топлива, обеспечивающих оптимальную температуру в форкамере, при существующих ограничениях на давление, степень расширения сопла, размер критики h^* и высоту лопатки.

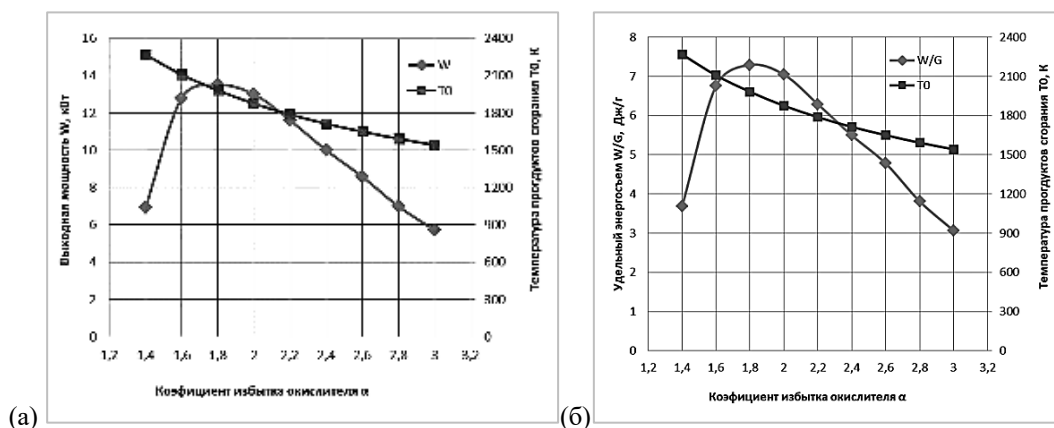


Рис. 6. Зависимость (а) выходной мощности, (б) удельного энергосъема ГДЛ от коэффициента избытка окислителя (высота СБ = 75 мм)

Библиографический список

1. Авдеев А. В., Борейшо А. С., Киселев И. А. и др. Сверхзвуковые газовые и химические лазеры: развитие технологий // Фотоника. М.: РИЦ «Техносфера». 2020. Т. 14, № 8. С. 648 – 661.
2. Губарев В. С. Самая выгодная энергетика в России будет на газе // В мире науки. 2017. №.11. С. 110 – 115.
3. Борейшо А. С., Вовк М. Ю., Едигарев А. Д. и др. Газодинамический CO_2 -лазер на горении на базе современных авиационных ГТД // Семинар вузов по теплофизике и энергетике. Материалы Всероссийской научной конференции с международным участием. СПб: СПбПУ, 2019. С. 68 – 69.
4. Мальков В. М. и др. Основы проектирования проточных газовых лазеров: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2012. 79 с.

УДК 629.785; 004.942

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ПЕРЕЛЁТА ЗЕМЛЯ–МАРС

В. В. Ковалёв

Самарский университет

Целью настоящей работы является расчёт и оптимизация баллистической схемы перелёта Земля-Марс. Для расчёта перелёта с Земли на Марс была определена следующая схема:

Ракета-носитель выводит на опорную орбиту Земли связку «космический аппарат/разгонный блок». Помимо разгонного блока, космический аппарат также имеет собственную двигательную установку и запас топлива борту.

Разгон аппарата и выведение его на орбиту перелёта к Марсу осуществляется за счёт двигательной установки разгонного блока. После чего происходит отстыковка разгонного блока от космического аппарата. На момент подлёта к Марсу, аппарат, за счёт тяги собственной двигательной установки производит торможение и образует опорную орбиту вокруг Марса.

Для расчёта перелёта с Земли на Марс используется метод кусочно-конической аппроксимации. В соответствии с этим методом односторонний межпланетный перелёт состоит из трёх участков:

- планетоцентрического движения ухода из сферы действия планеты старта;
- гелиоцентрического движения между сферами действия планет;
- планетоцентрического движения в сфере действия планеты назначения[1].

В результате расчёта определяются возможные расчётные случаи перелёта с Земли на Марс, необходимые скорости и направление векторов скоростей для реализации данных расчётных случаев, а также расход рабочего тела для космического аппарата и разгонного блока.

Для задания первого приближения при рассмотрении расчётных случаев для расчёта перелёта Земля-Марс по методу кусочно-конической аппроксимации, используется расчёт перелёта по эллипсу Гомана (гомановская траектория). Для данного расчёта используется упрощение, что орбиты Земли и Марса являются круговыми.

Также в настоящую работу включён расчёт эквивалентной стоимости миссии за весь срок существования. По умолчанию, результаты расчёта эквивалентной стоимости выражаются в условных денежных единицах. Определение конкретной денежной единицы зависит от заданных исходных данных.

В результате выполнения настоящей работы был разработан программный комплекс, осуществляющий выше названные расчёты. Программный комплекс (программа) состоит из одного окна формы размерами 590x1250 пикселей, содержащая шесть вкладок. Программа создана в среде разработки программного обеспечения Lazarus, которая использует язык программирования Object Pascal. Внешний вид программного комплекса представлен на рис.1.

Для проверки работоспособности программного комплекса был произведён тестовый расчёт, исходные данные которого представлены в таблице 1.

Таблица 1
Исходные данные тестового расчёта

Стартовая масса разгонного блока	6821 кг
Удельные импульсы двигательной установки космического аппарата	100 с
Удельные импульсы двигательной установки разгонного блока	293 с
Дата старта	5 июня 2020 года
Диапазон рассматриваемых дат прилёта	26 февраля – 9 марта 2021 года
Радиус опорной орбиты космического аппарата вокруг Земли	6556 км
Радиус опорной орбиты космического аппарата вокруг Марса	3596 км

Программный комплекс работает по алгоритму, общая схема которого представлена на рис. 2. Под выбором базы данных понимается использование базы данных, содержащей орбитальные элементы Земли и Марса, то есть, положения планет в заданном временном диапазоне. База данных создаётся с помощью системы HORIZONS[2].

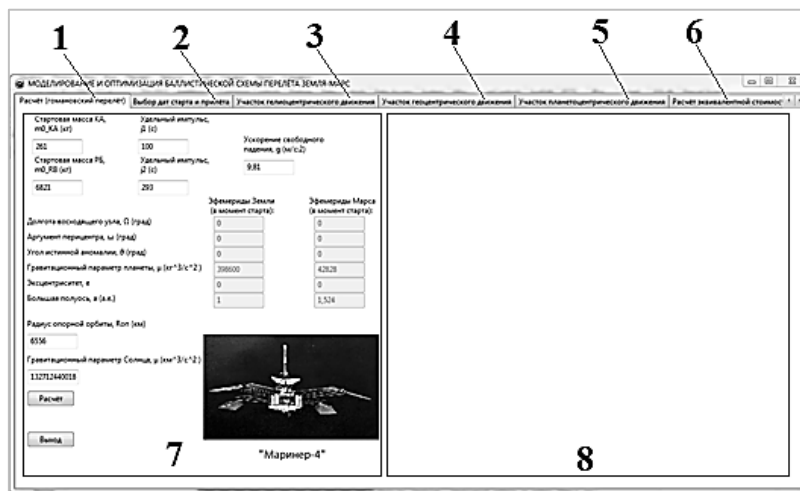


Рис.1. Внешний вид программного комплекса:

1 – вкладка расчёта перелёта по эллипсу Гомана; 2 – вкладка выбора расчётных случаев; 3 – вкладка расчёта участка планетоцентрического движения между сферами действия Земли и Марса; 4 – вкладка расчёта участка геоцентрического движения ухода из сферы действия Земли; 5 – вкладка расчёта участка планетоцентрического движения в сфере действия Марса; 6 – вкладка расчёта эквивалентной стоимости миссии за весь срок существования; 7 – область исходных данных; 8 – область для вывода результатов расчёта.

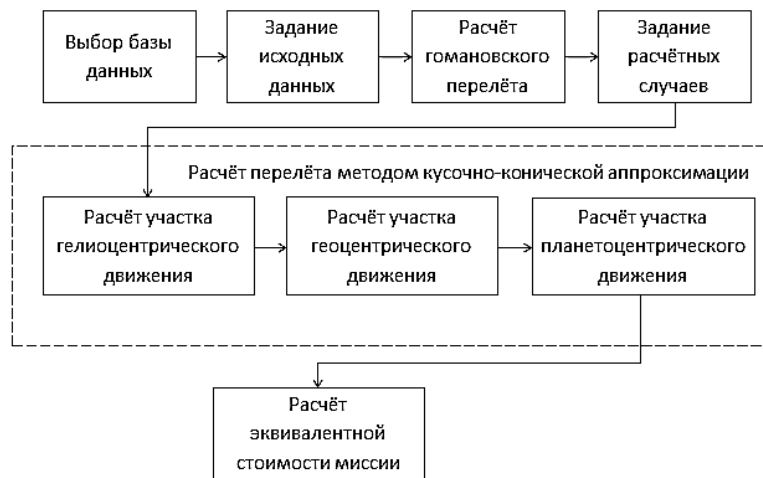


Рис. 2. Общая схема алгоритма работы программного комплекса

Результаты расчёта перелёта методом кусочно-конической аппроксимации представлены на рис. 3 и 4.

Результаты расчёта показывают, что для заданных исходных данных существуют два оптимальных расчётных случая перелёта с Земли на Марс в зависимости от критериев оптимальности. Если критерием оптимальности является минимальный расход рабочего тела космического аппарата, то следует выбрать расчётный случай для времени перелёта в 268 суток. Если критерием оптимальности является минимальный расход рабочего тела разгонного блока, то следует выбрать расчётный случай для времени перелёта в 267 суток.

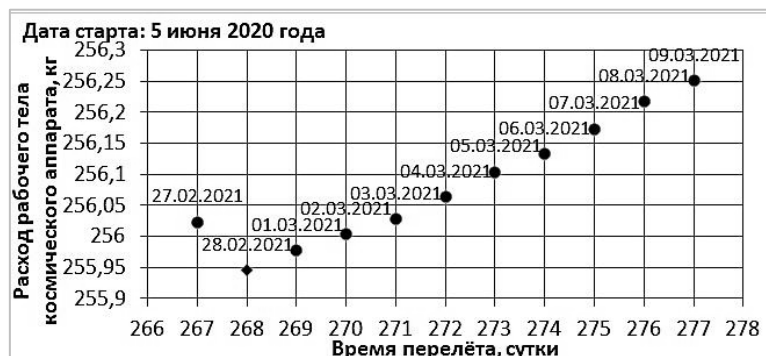


Рис. 3. График зависимости массы рабочего тела космического аппарата от времени перелёта



Рис. 4. График зависимости массы рабочего тела разгонного блока от времени перелёта

Разработанный программный комплекс может использоваться как наглядное пособие для расчёта и поиска оптимальной баллистической схемы перелёта с Земли на Марс.

Библиографический список

1. Белоконов В. М. Траектории полетов к Луне и межпланетные траектории: конспект лекций. Куйбышев: 1989. [Электронный ресурс]. 31 с.
2. HORIZONS – 2006. [Электронный ресурс]. URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons.cgi>.

УДК 62-97/-98

РАСЧЕТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАПУСКА ОБЪЕКТА ПРО ПОМОЩИ ПОРОХОВОГО АККУМУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ

Е. А. Кожевникова

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

Газогенераторы (ГГ) широко применяются в ракетной технике. Твердотопливные газогенераторы (ТГГ) вырабатывают сжатый газ для привода турбин (турбонасосные агрегаты или электрогенераторы), газовых моторов и сервосистем; наддува различных полостей с

подвижной границей, например, топливных баков, подракетного объёма при старте из шахты, и других надувных элементов космической и морской техники. При помощи ТТГГ в данной работе осуществляется миномётный запуск объекта с полной обтюрацией. Как правило, энергетика ПАД используется не только для выброса ракеты, но и для вскрытия передней крышки транспортно-пускового контейнера (ТПК). После запуска ПАД и создания давления в подракетном объеме начинается процесс ее движения по ТПК. Наличие специального зазора между обтюратором ракеты и корпусом ТПК на начальном участке движения обеспечивает возможность интенсивного перетекания продуктов сгорания ПАД в верхнюю полость контейнера для открытия крышки ТПК.

Газодинамические схемы «холодного» страта основываются на выходе ракеты из контейнера под действие поршневой силы, возникающей в подракетном объеме от действия высокоэнергетических средств запуска, а именно пороховых аккумуляторов давления (ПАД). Старт ракеты с помощью ПАД можно назвать катапультным стартом.

В качестве заряда ПАД может рассматриваться практически любое твердое топливо, от марки которого зависят состав продуктов сгорания и термодинамические свойства.

Физическое моделирование – метод изучения объекта или явления при помощи экспериментального исследования на модели, имеющей ту же физическую природу. Аналогом изделия является модель, отличающаяся от натурного объекта, в основном, масштабом. Между натурным объектом и моделью должны сохраняться условия подобия и их функционирования. Цель моделирования заключается в изучении закономерностей исследуемого процесса, а результаты эксперимента в последующем могли бы быть использованы в реальных промышленных условиях.

В данной статье приводятся предварительный расчет результатов, а также результаты уточненных расчетов параметров запуска объекта с использованием сверхкритического порохового аккумулятора давления (ПАД). Результаты расчетов представлены с разными масштабами моделирования. Расчетная схема запуска упрощённо представлена на рис 1

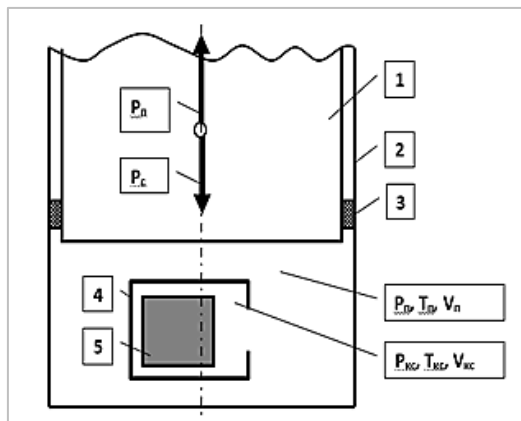


Рис. 1.Схема запуска:

1 – кормовая часть объекта; 2 – кормовая часть установки; 3–кормовой пояс обтюрации, перекрывающий кольцевой зазор объект-установка; 4 – КС ПАД; 5 – вкладыш из ТТ; P_p, T_p, V_p – параметры среды в задонном объеме установки (давление, температура, величина объема); $P_{кс}, T_{кс}, V_{кс}$ – параметры среды в объеме КС; P_c – суммарная сила сопротивления, приведенная к эквивалентной величине давления; P_p – поршневая движущая сила, приведенная к эквивалентной величине давления

Исходные данные для предварительного расчета приведены в Таблице 1, где: $m_{и}$ – масса запускаемого объекта; $D_{и}$ – диаметр запускаемого объекта. Принимаем внутренний диаметр установки равным диаметру объекта; $L_{и}$ – длина запускаемого объекта. Принимаем путь

объекта до выхода из установки\путь разгона равным длине объекта; $v_{\text{ВЫХ}}$ – требуемая скорость выхода объекта из установки; $P_{\text{н}}$ – давление окружающей среды на уровне верхнего\переднего среза установки.

Таблица 1

$m_{\text{н}}$ кг	$D_{\text{н}}$ м	$L_{\text{н}}$ м	$v_{\text{ВЫХ}}$ м/с	$P_{\text{н}}$ Па
14000	0,8	9	16	$4 \cdot 10^5$

Модельный ТТГГ, изображенный на рис. 2, представляет собой цилиндрическую обечайку (2) с расположенным внутри неё зарядом ТТ (5). Заряд фиксируется с помощью диафрагмы (4). Блок воспламенителя представляет корпус воспламенителя (9) с вкрученным в него диэлектриком (стеклотекстолитом) (10), контакты латунные (11) в свою очередь вставляются в стеклотекстолит и фиксируются с помощью гайки (12) и служат для поджога навески дымного пороха (7). Сам блок воспламенителя прижимается к цилиндрической обечайке при помощи гайки-крышки (8). Штуцер (6) служит для закрепления на нем манометра. Сопло (3) фиксируется при помощи газохода (1), по которому ПС направляются в подракетный объём.

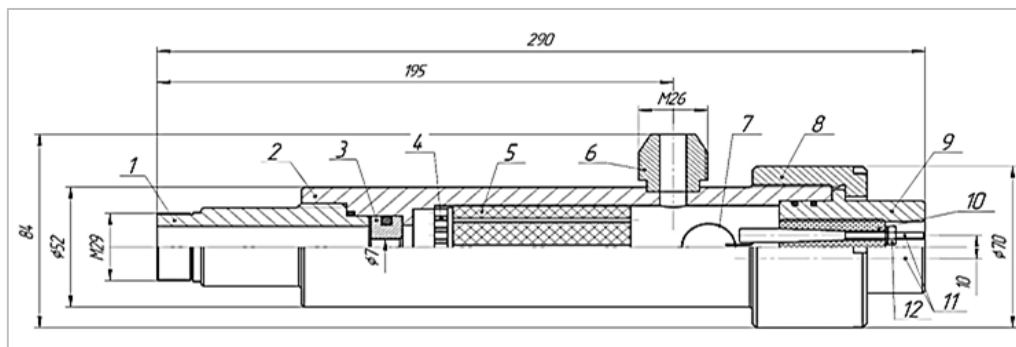


Рис. 2. Модель ТТГГ

Предполагаем, что марка материала вкладыша камеры сгорания(КС) ПАД известна и имеет характеристики, зависящие от материала вкладыша.

Работа ПАД рассматривается совместно с движением объекта в установке до момента прохождения объектом заданного пути. Работа проводится с использованием программы «А4-BS» на основе результатов предварительного расчета параметров стартового сверхкритического ПАД. Результаты предварительного и уточненного расчёта программы «А4-BR» сведены в Таблице 2.

Таблица 2

	$F_{\text{кр}}, \text{м}^2$	$l_3, \text{м}$	$P_{\text{КС}}^{\text{к}}, \text{атм}$	$m_{\text{г}}, \text{кг}$
Требуемые значения			160 ± 10	$7,821 \pm 5\%$
Предварительный расчет	0,001	0,254	131	4,987
Уточненные данные	0,00128	0,345	162,2	7,638

Итоговые результаты, полученные программой «А4-BS», сведены в Таблицу 3.

Таблица 3

$F_{\text{кр}}, \text{м}^2$	$l_3, \text{м}$	$P_{\text{КС}}^{\text{к}}, \text{атм}$	$v_{\text{ВЫХ}}, \text{м/с}$	$t_{\text{СТ}}, \text{с}$
0,0014	0,394	161,1	16,03	1,022

Далее исследуем различные масштабы (1:2, 1:3, 1:4, 1:5, 1:6) ТТГ и смоделируем влияние этих масштабов на параметры запуска объекта. Работа будет проводиться с использованием программы «А4-BS» на основе ранее выполненных данных, где были получены результаты натурального ТТГ. По результатам программы построим графики. Графики: давления в КС, давления в задонном объеме, температуры в КС и задонном объеме, пути пройденного изделия, скорости изделия, ускорения изделия, сгоревшей массы вкладыша, величины газоприхода ПС в КС от времени, изображены на рис. 3 – 10 соответственно.

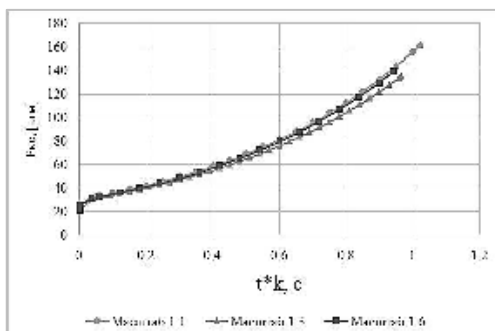


Рис. 3. Графики зависимости давления в КС от времени

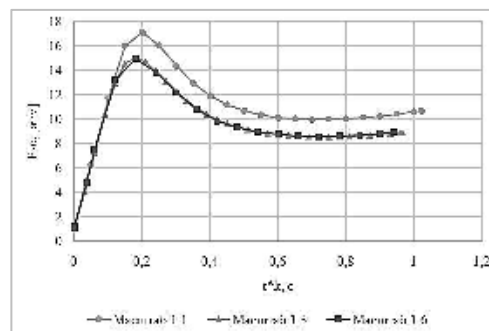


Рис. 4. Графики зависимости величины текущего давления в задонном объеме от времени

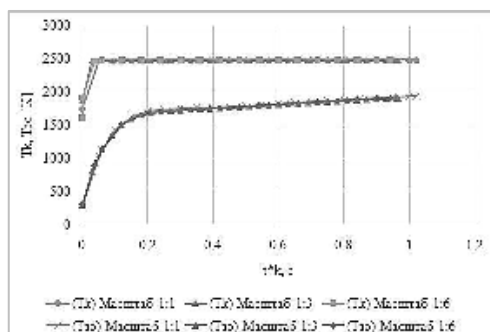


Рис. 5. Графики зависимости температуры в КС и задонном объеме от времени

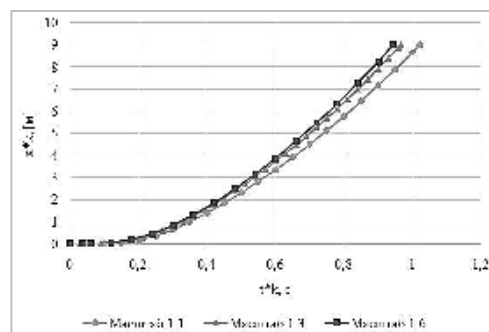


Рис. 6. Графики зависимости пути, пройденного изделием от времени

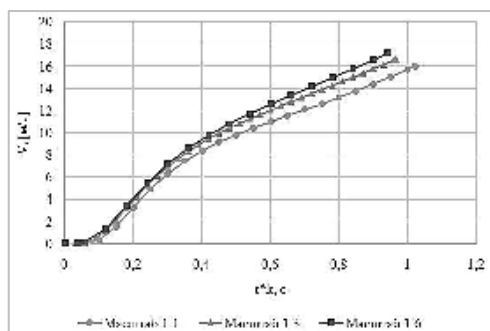


Рис. 7. Графики зависимости скорости изделия от времени

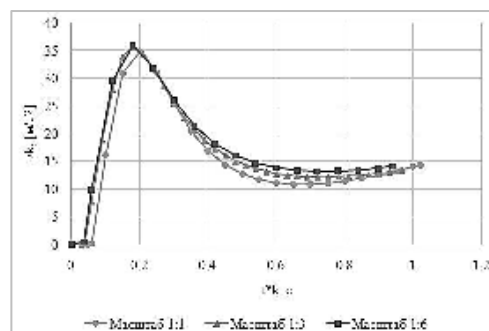


Рис. 8. Графики зависимости текущего ускорения изделия от времени

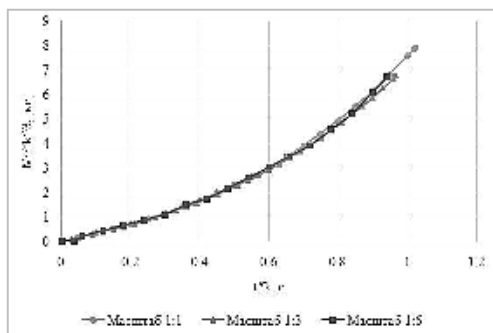


Рис. 9. Графики зависимости сгоревшей массы вкладыша от времени

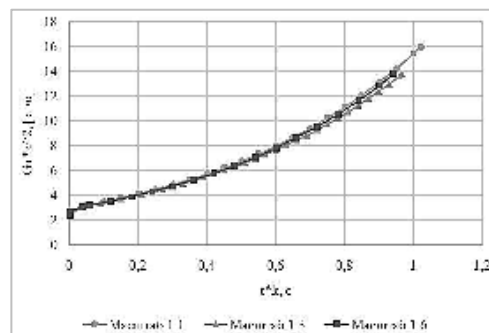


Рис. 10. Графики зависимости величины газоприхода ПС в КС от времени.

Построим графики по данным, приведённым в Таблица 3. Графики зависимости скорости выхода объекта, ускорения объекта, давления в КС, максимального давления в задонном объёме, давления в задонном объёме при выходе от масштаба изображены на рис. 11 – 15.

Таблица 3

К	$V_{\text{вых}} [\text{м/с}]$	$a [\text{м/с}^2]$	$P_{\text{КС}} [\text{атм}]$	$P_{30}^{\text{max}} [\text{атм}]$	$P_{30}^{\text{вых}} [\text{атм}]$
1	16,03	35	161,1	17,14	10,67
2	16,8	70,8	148,3	15,77	9,57
3	16,68	106,9	135,4	15,05	8,89
4	17,53	147	146,3	15,45	9,21
5	16,54	170,1	119,4	14,46	8,53
6	17,2	215,6	139,3	14,98	8,91

Анализ расчётных результатов по моделированию запуска с различными величинами масштаба показал, что при моделировании с величиной масштабного коэффициента до 6, получены следующие отклонения от натуральных значений:

- По скорости выхода ($V_{\text{вых}}$) не более десяти процентов;
- 1. По ускорению максимальному ускорению объекта (a_{max}) не более пяти процентов;
- 2. По максимальному давлению в КС ($P_{\text{КС}}^{\text{max}}$) не более двадцати пяти процентов;
- 3. По максимальному давлению в задонном объёме (P_{30}^{max}) не более пятнадцати процентов;
- 4. По давлению в задонном объёме при выходе объекта ($P_{30}^{\text{вых}}$) не более пятнадцати процентов.

Результаты работ показывают возможность использования такого подхода для физического моделирования параметров запуска. Следовательно, перед созданием натурального изделия можно проводить расчеты на моделях, уменьшенных в масштабе. Такой способ поможет предотвратить ошибки еще до создания изделия.

Недостатком использования ПАД является тот факт, что после прогорания шашки ее нужно менять и, следовательно, разбирать систему. Достоинством является то, что "холодный" старт с использованием ПАД обеспечиваем минимальные поперечные габариты ТПК, упрощает пусковое устройство и, следовательно, позволяет в тех же объемах увеличить боезапас ракет, что особенно актуально для корабельных комплексов.

Научный руководитель – старший преподаватель кафедры А4 БГТУ «Военмех» А. И. Жеребин.

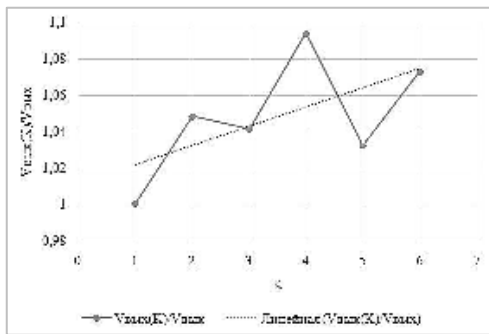


Рис. 11. График зависимости скорости выхода объекта от масштаб

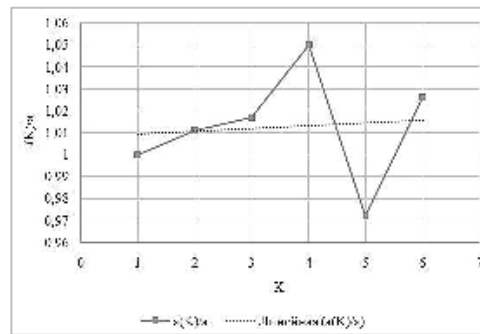


Рис. 12. График зависимости ускорения объекта от масштаб

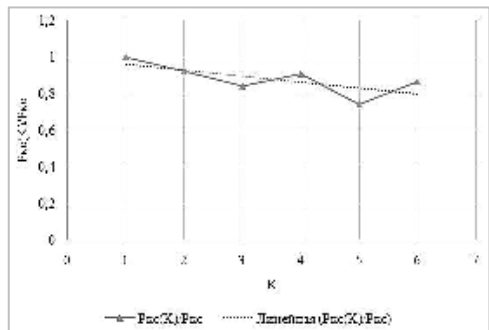


Рис. 13. График зависимости давления в КС от масштаб

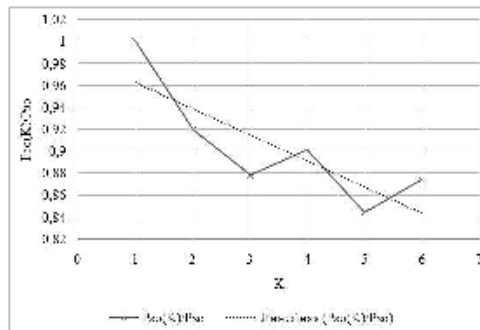


Рис. 14. График зависимости максимального давления в заданном объеме от масштаб

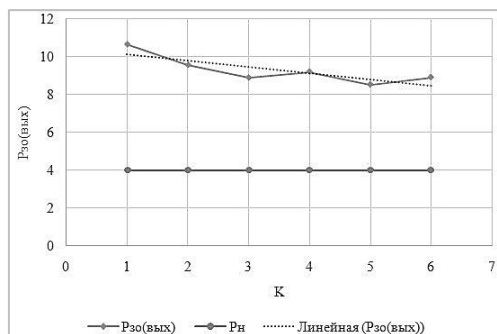


Рис. 15. График зависимости давления в заданном объеме при выходе объекту от масштаб

Библиографический список

1. Гинзбург И. П. Аэрогазодинамика. М: Высшая школа, 1966.
2. Маштаков А. П., Красильников Р. В. Физические основы пуска: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. 112 с.
3. Шишков А. А., Румянцев Б. В. Газогенераторы ракетных систем. М.: Машиностроение, 1981. 152 с.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЗАЩИТЫ ОБЪЕКТА ОТ ВНЕШНЕГО УДАРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Е. А. Кожевникова

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

Основной задачей любой системы амортизации является снижение нестационарных нагрузок, действующих на допускаемый объект. В разных случаях снижению подлежат либо только максимальные нагрузки, например удар на объект, либо нагрузки могут быть меньше критических. Еще одним фактором, который влияет на выбор системы амортизации, может стать опасность повышенных предельных относительных перемещений объекта. Также может произойти пробой амортизатора, что тоже является опасным фактором. Таким образом, характеристика амортизатора должна быть такой, чтобы с самого начала воздействия защищаемый объект смещался в сторону основания с максимальной возможными, но не превышаемыми предельными, допустимыми нагрузками. То есть система амортизации должна поглотить или преобразовать кинетическую энергию, которую имеет объект в начальный момент времени. Необходимо сделать это по возможности на минимальном пути, не превышающем допустимого. Очевидно, что допустимый уровень воздействия для данной характеристики будет достигнут тогда, когда кинетическая энергия будет полностью погашена и объект остановится относительно основания. В данной работе будут рассмотрена задача защиты объекта от ударного воздействия, а также описаны зависимости параметров объекта от начального воздействия и коэффициента демпфирования.

Основными требованиями к амортизаторам являются:

1. максимально допускаемые перегрузки защищаемого объекта по условиям прочности корпуса или работоспособности аппаратуры.

2. допускаемые относительные смещения объекта относительно основания. Могут быть ситуации, когда объект ударяется об основание или же может произойти пробой амортизатора. Для предотвращения таких ситуаций необходимо задать предельные смещения относительно основания.

Представим математическую модель решения задачи. Стеллаж как твердое тело при воздействии совершает сложное пространственное движение. Поступательное движение описывается уравнениями 2-го закона Ньютона, а вращательное – динамическими и кинематическими уравнениями Эйлера. Начальные условия должны быть заданы так, чтобы удовлетворить условиям равновесия, иначе возникнут нефизические начальные колебания. Необходимо задавать начальные условия не только на линейные и угловые перемещения стеллажа, но и на усилия амортизаторов.

Для описания движения были введены две системы координат: инерциальная (неподвижная) система координат xuz , которая совпадает с начальным положением стеллажа, система координат связанная с текущим положением центра масс стеллажа (подвижная) $x'y'z'$ (рис. 1). Подвижная (связанная со стеллажом) система координат в начальный момент времени повернута относительно инерциальной системы соответственно углам Эйлера: $\Theta_0=90^0$, $\varphi_0=0$, $\psi_0=0$.

Уравнения поступательного движения стеллажа с учетом характера внешнего ударного воздействия будут описываться:

$$m_{ст} a_{x_{ст}} = \sum_{i=1}^N R_{ami} n_{xi}$$

$$m_{ст} a_{y_{ст}} = \sum_{i=1}^N R_{ami} n_{yi}$$

$$m_{ст} a_{z_{ст}} = \sum_{i=1}^N R_{ami} n_{zi}$$

Здесь $a_{x_{ст}}, a_{y_{ст}}, a_{z_{ст}}$ – ускорения центра масс стеллажа, N – количество амортизаторов (10 амортизаторов для рассматриваемой системы), R_{ami} – усилие в i -амортизаторе, n_{xi}, n_{yi}, n_{zi} – направляющие косинусы, задающие направления приложенных к стеллажу усилий амортизаторов в инерциальной системе $Oxyz$.

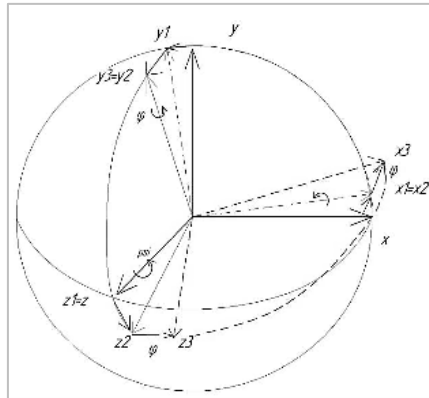


Рис. 1. Схема углов Крылова

Уравнения вращательного движения (динамические уравнения Эйлера):

$$J_{x'} \dot{\omega}_{x'} + \omega_{y'} \omega_{z'} (J_{z'} - J_{y'}) = M_{x'}$$

$$J_{y'} \dot{\omega}_{y'} + \omega_{x'} \omega_{z'} (J_{x'} - J_{z'}) = M_{y'}$$

$$J_{z'} \dot{\omega}_{z'} + \omega_{y'} \omega_{x'} (J_{y'} - J_{x'}) = M_{z'}$$

Здесь $J_{x'}, J_{y'}, J_{z'}$ – приведенные моменты инерции стеллажа относительно соответствующих связанных осей (Рис. 1.4.2), $\omega_{x'}, \omega_{y'}, \omega_{z'}$ – угловые скорости вращения стеллажа относительно соответствующих осей, $M_{x'}, M_{y'}, M_{z'}$ – моменты от внешних сил, действующие на систему.

Кинематические уравнения Эйлера имеют вид:

$$\omega_{x3} = \dot{\theta} \cos \varphi - \dot{\psi} \sin \varphi$$

$$\omega_{y3} = \dot{\varphi} + \dot{\psi} \sin \theta$$

$$\omega_{z3} = \dot{\theta} \sin \varphi + \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi$$

Здесь θ, φ, ψ – углы Эйлера, соответственно углы крена, рыскания и дифферента, $\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\varphi}$ – производные от углов Крылова.

Отсюда выражаем производные от углов поворота:

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} [\omega_{z3} \cos \varphi - \omega_{x3} \sin \varphi]$$

$$\dot{\theta} = \omega_{z3} \sin \varphi + \omega_{x3} \cos \varphi$$

$$\dot{\varphi} = \omega_{y3} - \tan \theta [\omega_{z3} \cos \varphi - \omega_{x3} \sin \varphi]$$

Для расчетов были приняты следующие начальные условия:

1. координаты центра масс стеллажа в начальный момент. Так как в начальный момент времени инерциальная система координат и система координат, связанная с телом совпадают, то: $x_{ct} = 0, y_{ct} = 0, z_{ct} = 0,$

2. в начальный момент система покоится: $a_{x_{ct}} = 0, a_{y_{ct}} = 0, a_{z_{ct}} = 0,$
 $v_{x_{ct}} = 0, v_{y_{ct}} = 0, v_{z_{ct}} = 0$

3. углы поворота связанной со стеллажом системы по отношению к подвижной системе координат: $\theta = 0^0, \varphi = 0^0, \psi = 0^0$

4. отсутствие начальных усилий и моментов на амортизаторах: $R_{ami} = 0, M_{xi} = 0, M_{yi} = 0, M_{zi} = 0$

Рассмотрим задачу на примере. На рис. 2 представлена схема расположения амортизаторов.

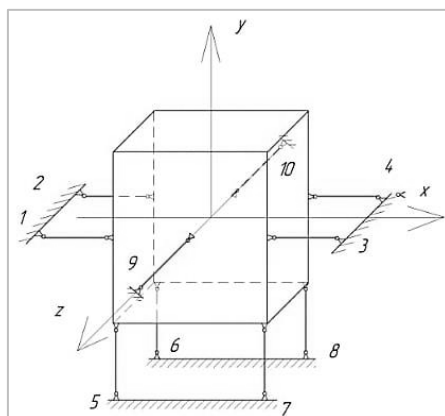


Рис. 2.

Численные значения представлены ниже.

$$m = 400 \text{ кг}$$

$$g = 9.81 \text{ м/с}^2$$

Длина амортизаторов

$$l = 0.1$$

Габариты объекта:

$$a = 1 \text{ м}, c = 0.8 \text{ м}, d = 0.4 \text{ м}.$$

Жесткость горизонтальных и вертикальных амортизаторов: $C = 1,41 * 10^6 \text{ Н/м}$

Коэффициент демпфирования:

$$\mu = 4000$$

Зададим допустимые ускорения и перемещения объекта амортизации: $[a] \leq a_{max} = \ddot{S} = 4g, [S] = \pm 5 \text{ мм}$

Для расчета динамики движения системы была использована программа Matlab.

Вертикальные амортизаторы имеют начальное поджатие $\Delta = \frac{m \cdot g}{4c_0}$, где 4 означает количество поджатых амортизаторов.

Воздействие на основание происходит по трем осям. Рассмотрим первый случай. Зависимости ускорения и перемещения основания приводятся на рис. 3. Максимальное ускорение равняется $a_{осн} = 25g$.

Рассмотрим на графиках, как влияет данное воздействие на объект. Зависимости ускорения, относительного смещения, усилий, углов поворота и моментов приведены на рис. 4 и 5.

Рассматривая графики зависимости параметров системы от времени, можно отметить, что максимальное смещение объекта относительно основания и ускорение соответственно равны

$$s_{об} = 3,7 * 10^{-3} \text{ м}, a_{об} = 3,6g.$$

Значит, система не вышла за пределы требуемых значений. Усилия достигают наибольшего значения, равного $R=17,8 \text{ кН}$. Углы поворота по трем осям имеют очень малые

значения. Это значит, что система находится в пределах линейности. Далее графики углов приводится не будут, так как углы θ , φ и ψ будут аналогично очень малы. По графику относительного смещения объекта можно сказать, что объект вернулся в исходное состояние через 0,5 секунд. Следовательно система амортизации быстро погасила энергию колебаний.

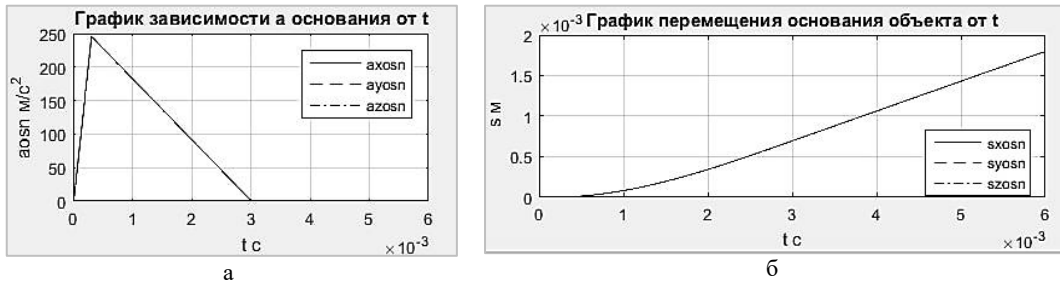


Рис. 3. Зависимость ускорения (а) и перемещения основания (б) от времени при $a_{осн} = 25g$.

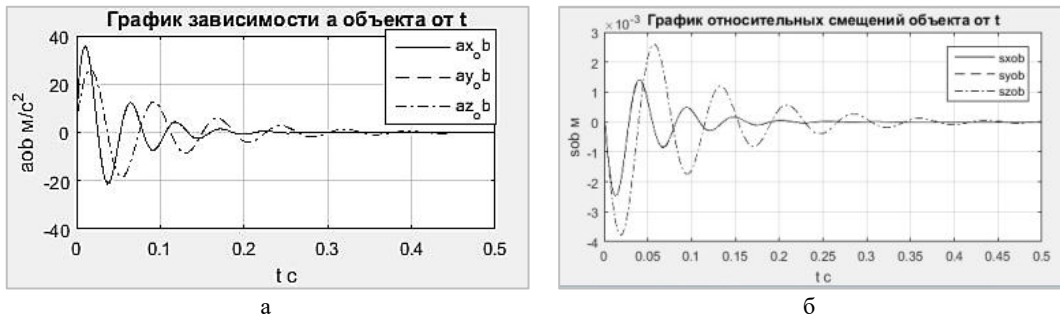


Рис. 4. Зависимость ускорения (а) и относительного смещения объекта (б) от времени при $a_{осн} = 25g$.

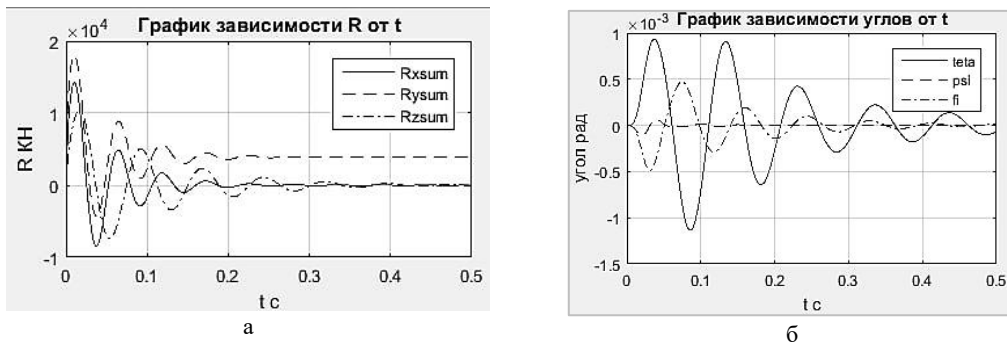


Рис. 5. Зависимость усилия (а) и углов (б) от времени при $a_{осн} = 25g$.

Рассмотрим второй случай при увеличении внешнего воздействия до $a_{осн} = 30g$. При этом коэффициент демпфирования оставим прежним $\mu = 4000$. Результаты расчетов представлены на рис. 6 – 8.

Расчеты показали, что при увеличении ударного воздействия до величины $a_{осн} = 30g$ можно увидеть, что относительное смещение, равное $s_{об} = 4,7 * 10^{-3}m$, не вышло за допустимые пределы. А значения перегрузок на объект вышли за пределы требуемых, а именно $a_{об} = 4,4g$. Усилия амортизаторов увеличились от значения 17,8 кН до 21,4 кН.

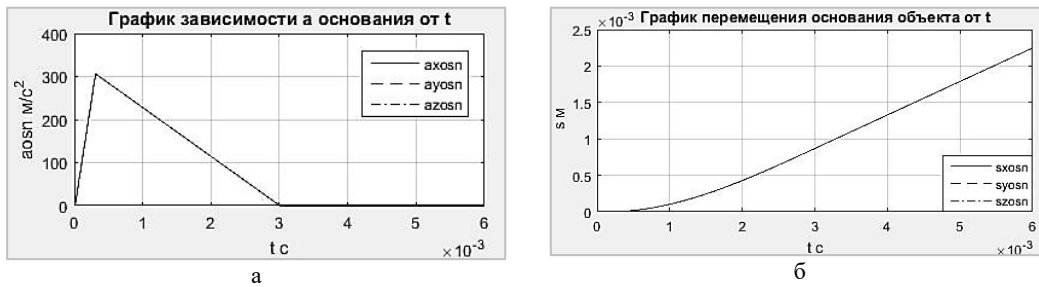


Рис. 6. Зависимость ускорения (а) и относительного смещения объекта (б) от времени при $a_{осн} = 30g$

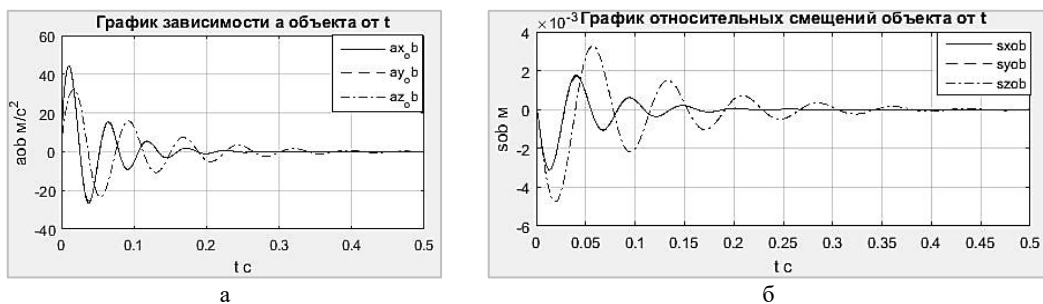


Рис. 7. Зависимость ускорения (а) и относительного смещения объекта (б) от времени при $a_{осн} = 30g$

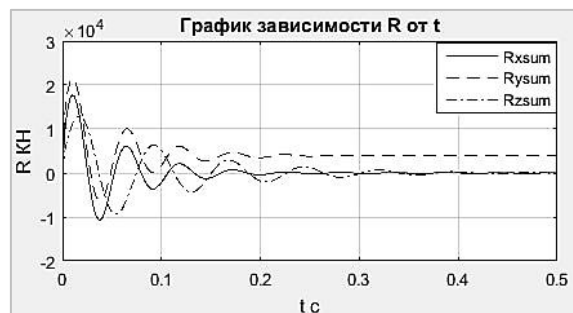


Рис. 8. Зависимость усилия от времени при $a_{осн} = 30g$

Рассмотрим третий случай, а именно зависимость коэффициента демпфирования на объект. Для этого уменьшим коэффициент демпфирования в 2 раза, а именно $\mu = 2000$. Воздействие примем как в первом случае (рис. 3). Результаты расчетов представлены на рис. 9 – 10.

Колебания будут затухать хуже, то есть система придет в состояние равновесия только через 1 секунду. Заметим, что начальные амплитуды параметров незначительно увеличились. Относительное смещение объекта и ускорение, соответственно равные $s_{об} = 4,1 * 10^{-3} м$, $a = 3,8$, не вышли за пределы требуемых значений. Усилия, воспринимаемые амортизаторами, увеличились до значения $R=19.1$ КН. Следовательно, система амортизации гасит кинетическую энергию не так хорошо, как в первом случае при коэффициенте демпфирования $\mu = 4000$. Однако несмотря на увеличение времени система прекрасно возвращается в исходное положение и не претерпевает больших перегрузок.

В данной работе были рассмотрены три случая воздействия на систему. В первом и третьем случаях объект выдержал внешнее воздействие, то есть параметры (ускорение и

относительное перемещение объекта) не превысили допустимых. Очевидно, что при увеличении коэффициента демпфирования время работы системы амортизаторов уменьшается. Если появится дополнительное требование по времени, то необходимо подобрать соответствующий демпфирующий элемент.

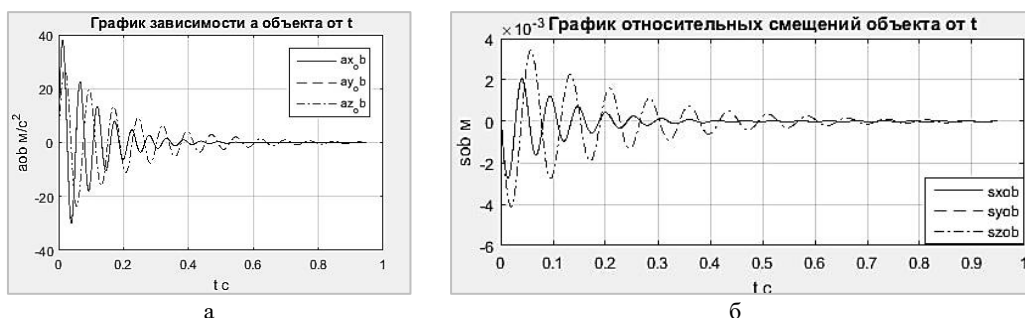


Рис. 9. Зависимость ускорения (а) и относительного смещения объекта (б) от времени при $a_{очн} = 25g$ и $\mu = 2000$.

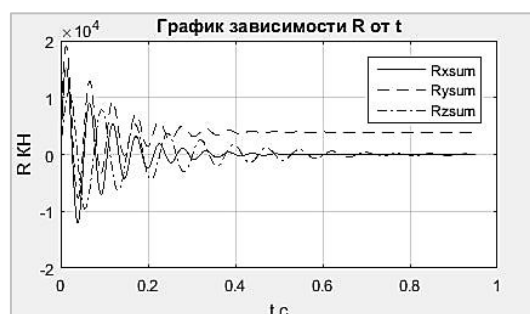


Рис. 10. Зависимость усилия от времени при $a_{очн} = 25g$ и $\mu = 2000$

Второй случай оказался нежелательным или даже недопустимым. Система амортизации в начальный момент времени не смогла погасить энергию колебаний до требуемых. В итоге получили задаваемые параметры, а именно ускорение и относительное перемещение объекта, выше критических. Это значит, что при увеличении внешнего воздействия необходимо подобрать другие амортизаторы., которые удовлетворят требованиям задачи.

Научный руководитель – доцент, к.т.н. В. Б. Синильщиков.

Библиографический список

1. Круглов Ю.А. Храмов Б. А., Кабанов Э. Н. Системы ударовиброзащиты ракет, аппаратуры и оборудования: учебное пособие, СПб: БГТУ «Военмех», 2010. 70 с.
2. Круглов Ю. А., Туманов Ю. А. Ударовиброзащита машин, оборудования и аппаратуры. Л.: Машиностроение, 1986. 221 с.
3. Яблонский А. А., Никифорова В. М. Курс теоретической механики. Учебное пособие для вузов: 13-е изд., исправ. М.: Интеграл-Пресс, 2009. 603 с.

ПРИСПОСОБЛЕНИЯ УДАРНОГО ВОЛНОВОДНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ВИБРОУДАРОУСТОЙЧИВОСТЬ

А. Ю. Колыванов

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

В наше время, задача испытания электронной компонентной базы (ЭКБ) на устойчивость к ударным и виброударным нагрузкам с пиковыми значениями ускорений порядка 10^4 G не потеряла своей актуальности. В электронной аппаратуре специального назначения для космической отрасли существует необходимость в применении ЭКБ, которая способна не выходить из строя и функционировать при воздействии ускорений, возникающих при срабатывании пиросредств.

Специфика пиротехнического удара заключается в том, что при подрыве пиросредства за очень малый период времени (активная фаза нагружения обычно составляет 10-30 мкс) высвобождается большое количество энергии. В результате получается короткий интенсивный ударный импульс, содержащий выраженную высокочастотную составляющую, что необходимо учитывать при задании нагрузок в процессе испытаний ЭКБ. Ударный импульс после нескольких пробегов по конструкции трансформируется в точках крепления оборудования в нестационарный по дисперсии и частоте быстрозатухающий переходной процесс, математическое ожидание которого близко к нулю.

Пиковое ускорение удара в ближней зоне часто превышает 10000g, а существенные, т.е. имеющие более высокий уровень, составляющие ударного спектра имеют место на частотах выше 10000 Гц[1].

Чтобы исключить затраты на выявление электронных компонентов, не выдержавших нагружения при испытании блока аппаратуры целиком, на этапе подбора ЭКБ необходимо проводить испытания компонентов по отдельности. Для этого подходят ударные волноводные стенды (УВС). Структурная схема УВС представлена на рис. 1. Они обеспечивают воспроизведение импульса ударного ускорения высокой амплитуды, при этом исключают большое перемещение испытуемого образца, что дает возможность точно контролировать параметры его работы в реальном времени. Для формирования виброударного воздействия, стенд может быть снабжен отскакивающими частями различных форм, создающими различный характер нагружения.

Амплитуда виброударного нагружения в данном случае задается изменением давления в разгонном устройстве ударника, а спектр воздействия определяется формой отскакивающей части.

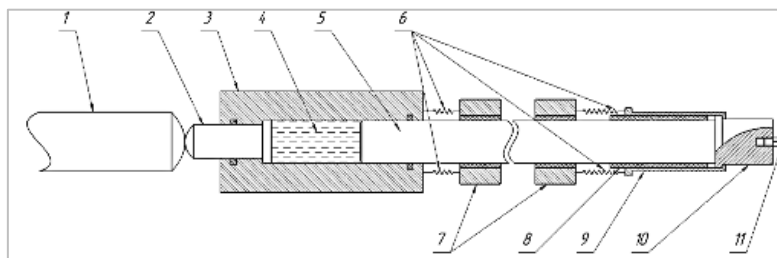


Рис. 1. Принципиальная схема ударно-волноводного стенда

- 1 – ударник; 2 – наковальня гидронасадки; 3 – корпус гидронасадки; 4 – масло; 5 – волновод;
6 – упругие элементы; 7 – амортизирующие держатели волновода; 8 – направляющая втулка; 9 – стакан;
10 – отскакивающая часть; 11 – испытуемый объект

Для проведения исследований были изготовлены несколько отскакивающих частей различной формы. Измерения производились при помощи устанавливаемого на их торец пьезоакселерометра ПИ-93-3, согласующего усилителя ПУ.НЖ-1-002 и цифрового осциллографа АКИП-4115/2А.

В случае, когда время прохождения волны по отскакивающей части значительно больше длительности ударного импульса, формируемого стендом, происходит следующее: упругая волна сжатия переходит из волновода в отскакивающую часть. По отскакивающей части, волна доходит до закрепленного на ней испытуемого изделия. Затем, отражаясь от торца, волна сжатия преобразуется в волну растяжения и, достигнув границы между волноводом и отскакивающей частью, вызывает ее отскок [2]. После отскока, волна продолжает перемещаться по отскакивающей части, и, со временем, затухает, создавая виброударную нагрузку на изделие, с периодом колебаний, равным удвоенному времени прохождения волны между ее торцами.

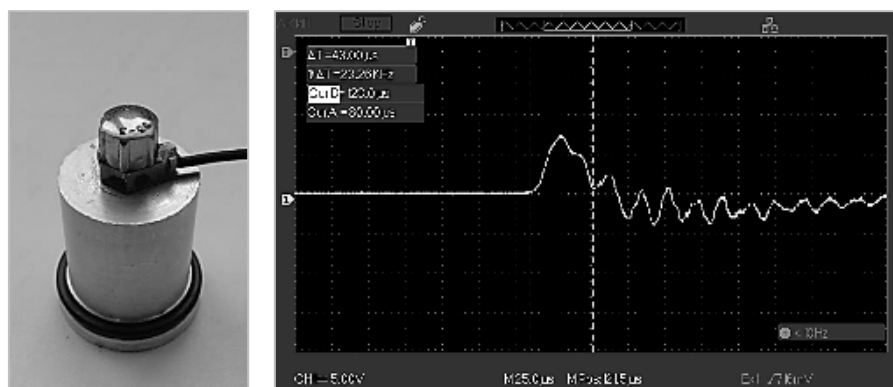


Рис. 2. Внешний вид обычной отскакивающей части и осциллограмма нагружения с ее применением

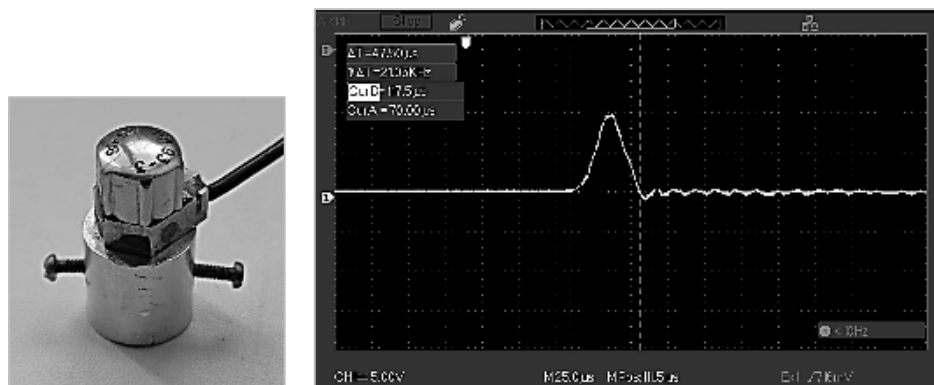


Рис. 3. Внешний вид уменьшенной отскакивающей части и осциллограмма нагружения с ее применением

В случае, когда время прохождения волны по отскакивающей части значительно меньше длительности ударного импульса, формируемого стендом, отскакивающая часть нагружается квазистатически. При этом, на отскакивающую часть и испытуемое изделие действует положительная полуволна ускорения, возникающего на торце волновода, и разгоняет их, в результате чего, по ее окончанию, отскакивающая часть отскакивает. Если при этом длина отскакивающей части приблизительно равна диаметру, то вибрация после отскока быстро

затухает (рис. 2, 3). В случае, если диаметр больше длины, а масса испытуемого изделия сосредоточена в центре, в отскакивающей части могут формироваться деформации не только сжатия, но и изгиба, вызывающие вибрацию (рис. 4).

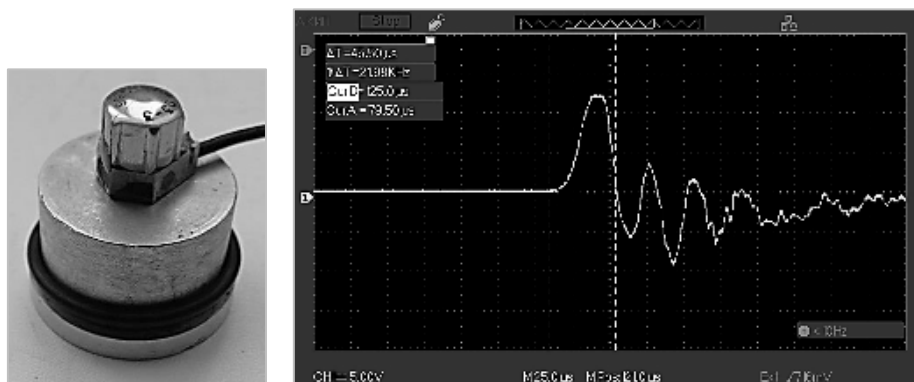


Рис. 4. Внешний вид укороченной отскакивающей части и осциллограмма нагружения с ее применением

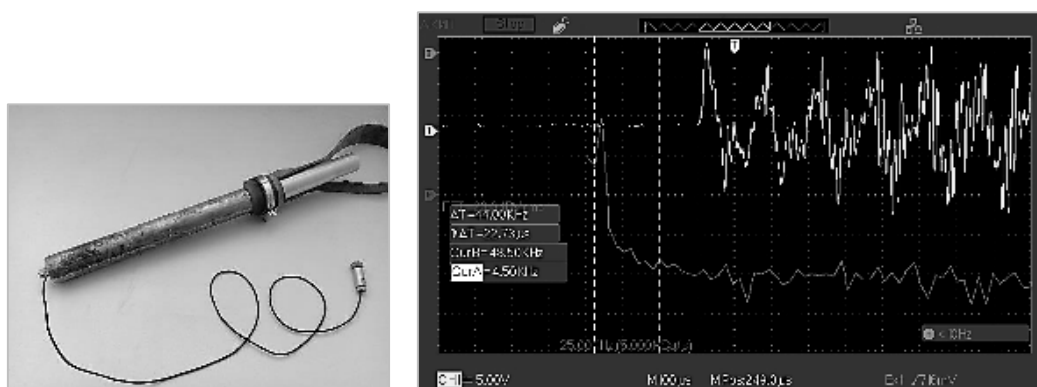


Рис. 5. Внешний вид отскакивающей части-концентратора №1 и осциллограмма нагружения с ее применением

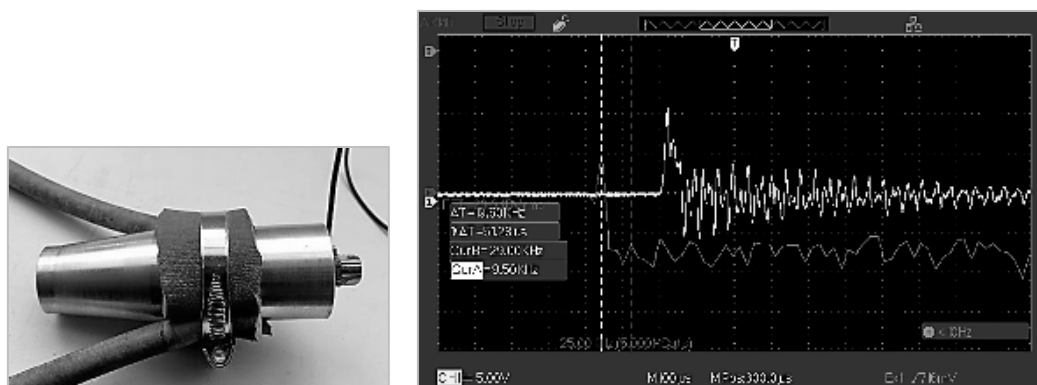


Рис. 6. Внешний вид отскакивающей части-концентратора №2 и осциллограмма нагружения с ее применением

В случае, когда время прохождения волны по отскакивающей части значительно больше длительности ударного импульса, формируемого стендом, а сечение отскакивающей части переменное и диаметр ее конца больше, чем начала, первый ударный импульс, действующий на испытуемое изделие, удлиняется. Также могут формироваться наложенные колебания. После отскока, волна также, как и в первом случае продолжает перемещаться по отскакивающей части (рис. 5, 6).

Таким образом, в зависимости от типа и спектра необходимого нагружения, возможно применить подходящую отскакивающую часть и проводить испытания ЭКБ, работающей в ближней зоне пиродара.

Библиографический список

1. *Пустобаев М. В.* Методика испытаний бортовой аппаратуры космических аппаратов на стойкость к ударным воздействиям от срабатывания пиросредств: автореф. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2015.

2. Способ регулирования ударного импульса при испытании изделия на стенде с волноводным формирователем импульса СССР: МПК G01M7/00, SU1186985A1 / Сорокин В. Ф., Вильдгрубе Ю. Н., Крылов Ю. Н., Румшевич В. Г.; заявл. 10.05.1984; опубл. 23.10.1985.

УДК 629.735.33

ПРИМЕНЕНИЕ, ОСОБЕННОСТИ И КОНСТРУКЦИЯ БПЛА-КОНВЕРТОПЛАНОВ

А. В. Кудринских, Л. А. Киселёва, А. С. Базанова

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

В настоящее время активно развивается авиационная техника и наиболее перспективным типом беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) является конвертоплан – летательный аппарат с поворотными двигателями, которые обеспечивают вертикальный взлёт и посадку. Этот ЛА сочетает в себе преимущества коптера и самолета, что делает рассматриваемый БПЛА универсальным и способным выполнять широкий спектр задач. Конвертопланы могут использоваться в таких областях, как мониторинг протяженных объектов, фотографирование с целью дистанционного наблюдения за землей и составление топографических карт, транспортировка грузов, а также медикаментов и биоматериалов [1].

Главная особенность БПЛА такого типа состоит в сочетании двух резко различающихся режимов полета, которое достигается системой поворота двигателей. Подобно вертолету или коптеру, конвертоплан имеет возможность производить вертикальный взлёт и посадку с помощью несущего пропеллера, а также зависать в воздухе, и, подобно самолёту, данный летательный аппарат (ЛА) способен развивать высокие скорости во время горизонтального полета, благодаря подъемной силе неподвижного крыла и силе тяги двигателя. Таким образом, конвертоплан может летать быстрее и преодолевать большие расстояния, чем вертолет. Ещё одним значимым плюсом данного ЛА является возможность взлёта и посадки с ограниченной и неподготовленной площадки – нет необходимости во взлетной полосе, как у самолета – потребность в такой возможности имеется уже давно как в военной авиации, так и в гражданской [2]. Но есть и недостатки, такие, как сложность конструкции и системы управления ЛА, тяжесть конструкции из-за механизма поворота двигателей, потеря эффективности лопастей, обеспечивающих подъемную силу, при горизонтальном полете, отставание от самолета по скорости в горизонтальном полете. Эти недостатки являются

основой для новых разработок и исследований этого необычного летательного аппарата. Для снижения влияния описанных и прочих недостатков на эффективность БПЛА-конвертопланов используются различные аэродинамические схемы [3].

Основным требованием при создании конвертоплана является снижение его веса, а также улучшение надежности и эффективности конструкции. В основном выделяются 4 схемы для создания конвертоплана:

1. Схема, где крыло поворачивается вместе с двигателем – тилтвинг. В этой схеме используются минимум 2 двигателя, расположенные симметрично относительно продольной оси корпуса.



Фотография из общественного достояния

Рис. 1. Тилтвинг «Hiller X-18». Крыло повернуто частично

2. Схема, в которой поворачивается только двигатель (крыло остаётся неподвижным) – тилтроттор. Данная схема является одной из наиболее распространенных.



<https://www.interpolitex.ru/media/news/novosti-vystavki/gospityaniya-besplotnika-konvertoplana-granat-5-nachnutsya-do-kontsa-2015-goda/>

Рис. 2. Российский БПЛА «Гранат-5» (выставка INTERPOLITEX)



At Patuxent River Naval Air Museum

Рис. 3. Американский БПЛА Bell «Eagle Eye»

3. Схема, где двигатели неподвижно прикрепляются к корпусу. В данной схеме подразумевается разграничение двигателей БПЛА на подъемные и тяговые, сами двигатели при этом не поворачиваются.

4. Схема с вращающимися лопастями. В данной схеме и крылья, и двигатели установлены неподвижно на корпус, а для перехода из вертикального полета в горизонтальный и наоборот поворачиваются только лопасти. Эта схема используется только в крупных конвертопланах.

Применяются и другие схемы – модернизированные версии четырех рассмотренных или совершенно новые. Данное направление летательных аппаратов сейчас на этапе развития,

поэтому возможно появление новых более технологичных аэродинамических схем БПЛА-конвертопланов.



<https://russiadrone.ru/catalog/bespilotnye-kompleksy/konvertoplan/konvertoplan-rikor-al-320/>

Рис. 4. «Рикор АЛ-320»

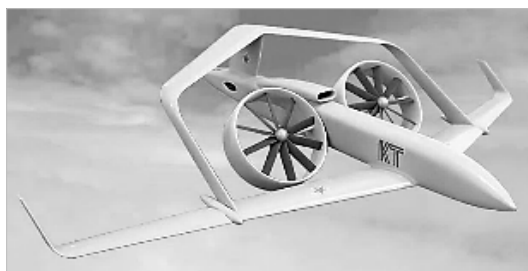


Steve Douglass 31.07.2018: <https://deepbluehorizon.blogspot.com/>

Рис. 5. Bell «V-280 Valor»

В настоящее время многие компании в России и в мире занимаются разработкой конвертопланов для выполнения множества разных задач. В сфере грузоперевозок возможно сокращения сроков доставки, доставка в труднодоступные места с неразвитой транспортной инфраструктурой, а также сокращение расходов на доставку малогабаритных грузов.

Использованием беспилотных летательных аппаратов для доставки грузов в первую очередь заинтересовались интернет-ритейлеры, например, Amazon. В декабре 2013 компания анонсировала новый и самый быстрый способ доставки покупок – Amazon Prime Air. Погрузка посылки осуществляется на предприятии, а разгрузка производится у двери заказчика. Также в использовании БПЛА для доставки грузов заинтересовались логистические компании, например, DHL. В процессе испытаний было выделено два варианта доставки. По первому варианту погрузку и разгрузку производят специальные люди – представители компании. Во втором варианте посылка доставляется на специальную автоматизированную почтовую станцию, на которой нет представителей компании, а груз забирает уже непосредственно заказчик. Механизмы «порта» в автоматизированном режиме загружают и разгружают БПЛА. На крыше станции находится небольшая вертолетная площадка. Испытания проходили в поселении в горах [4]. Примером конвертоплана, который используется для грузоперевозок может быть БПЛА «Фрегат» ($8 \times 12 \times 1,5$ м) с максимальной массой груза 1000 кг, доставляемого на расстояние до 1000 км [55] или же более компактный «Triada Mk. III», способный доставить до 50 кг полезного груза на расстояние до 300 км [66].



<https://avia.pro/blog/fregat-tehnicheskie-harakteristiki-foto>

Рис. 6. БПЛА «Фрегат»



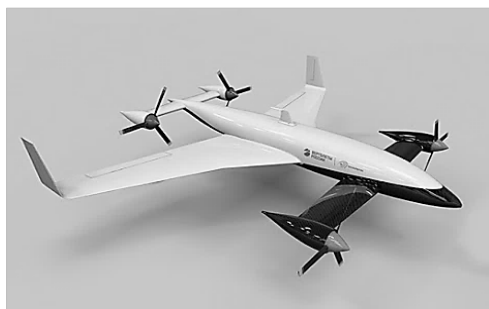
ada.aero

Рис. 7. БПЛА «Triada Mk. III»

Другим примером использования конвертопланов при перевозках грузов являются роботизированные беспилотные конвертопланы холдинга «Росэлектроника» (госкорпорация Ростех). Планируется серийное производство конвертопланов серии «Эра» компании Aeroxo.

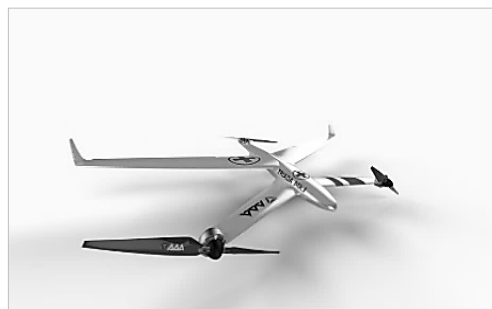
Их применение не ограничивается только перевозкой грузов, возможно использование для наблюдений в районе крайнего Севера или мониторинга протяжённых объектов. Конвертопланы данного семейства способны перевозить полезную нагрузку до 7 кг в течение более 3 часов. Известно, что для реализации данных планов подписано соглашение между концерном «Вега» (часть «Росэлектроники») и Aeroхо [77].

Другие возможные направления деятельности для конвертопланов – поиск полезных ископаемых, тушение и обнаружение пожаров, поиск людей, картография – связаны с применением оборудования для получения графической информации, то есть камеры или сенсоры для определённой работы. При этой работе важным становится возможность конвертоплана развивать большие скорости и взлетать с неподготовленной площадки, что ускоряет процесс сбора информации и позволяет работать в труднодоступных местностях. Примерами конвертопланов, используемых в данных сферах, являются российский RHV-30, способный участвовать в геодезических и картографических работах [8], российский ZALA 421-16EV, транслирующий изображение в HD-формате при мониторинге труднодоступных объектов [99], также конвертопланы серий Triada Mk. могут участвовать в поиске пропавших людей с помощью нейросетей и машинного зрения [10].



https://www.tadviser.ru/index.php/Продукт:ADA_Aerospace_Triada_Mk-серия_Беспилотные_конвертоплан

Рис. 8. Внешний вид БПЛА – конвертоплана RHV-30



Show Observer МАКС2017 – <http://www.ato.ru/content/bespilotnik-konvertoplan-ot-vr-tehnology>

Рис. 9. Исполнение Triada Mk. Для поиска пропавших людей

Для распространения использования конвертопланов в области грузоперевозок в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова разрабатывается БПЛА с более простым и надёжным устройством переключения режимов полёта. Было решено, что конвертоплан для грузоперевозок может выполнять и другие задачи, например, картографию: тогда в качестве груза будет выступать необходимая аппаратура.

Библиографический список

1. Ростех начнет производство беспилотных конвертопланов [Электронный ресурс] – URL: <https://rostec.ru/news/rostekh-nachnet-proizvodstvo-bespilotnykh-konvertoplanov/> – дата обращения: 24.01.21.
2. Бойко Е. Н., Григорьев М. Н., Кириллов А. А., Охочинский М. Н. Мобильная стартовая установка // В сб.: «Старт в будущее-2017». Труды конференции. СПб: АО «КБСМ», 2017. С. 72 – 75.
3. Абдулаев А. А. Тенденции развития беспилотных летательных аппаратов конвертопланового типа [Электронный ресурс]. URL: https://www.researchgate.net/publication/343714182_Tendencia_razvitiya_bespilotnyh_letatelnyh_apparatov_konvertoplanovogo_tipa_V_state_p_rivedeny_etapy_razvitiya_proizvodimyyh_pilotiruemyh_i_bespilotnyh_letatelnyh_apparatov_konvertopla_novogo_tipa_preimuse – дата обращения: 24.01.21.

4. Доставка беспилотниками грузов [Электронный ресурс] – URL: <http://robotrends.ru/robopedia/dostavka-bespilotnikami-gruzov> – дата обращения: 26.01.21.
5. Фрегат. Технические характеристики. Фото. [Электронный ресурс] – URL: <https://avia.pro/blog/fregat-tehnicheskie-harakteristiki-foto> – дата обращения: 26.01.21.
6. Бери больше, лети дальше: новый конвертоплан может преодолеть 300 км [Электронный ресурс] – URL: <https://iz.ru/824837/olga-kolentcova/beri-bolshe-leti-dalshe-novyi-konvertoplan-mozhet-preodolet-300-km> – дата обращения: 27.01.21.
7. «Росэлектроника» начнет производство беспилотных конвертопланов [Электронный ресурс] – URL: <http://www.ruselectronics.ru/news/?id=3487> – дата обращения 27.01.21.
8. Какие летающие новинки показали на выставке HeliRussia-2017 [Электронный ресурс] – URL: <https://rg.ru/2017/05/26/reg-cfo/kakie-letaiushchie-novinki-pokazali-na-vystavke-helirusia-2017.html> – дата обращения: 26.01.21.
9. Российская компания Zala Aero разработала БПЛА с возможностью вертикального взлета [Электронный ресурс] – URL: <https://tass.ru/obschestvo/8527703> – дата обращения: 27.01.21.
10. ADA Aerospace Triada Mk-серия Беспилотные конвертопланы [Электронный ресурс] – URL: https://www.tadviser.ru/index.php/Продукт:ADA_Aerospace_Triada_Mk-серия_Беспилотные_конвертоплан – дата обращения: 27.01.21.

УДК 621.454.2

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТОЛЩИНЫ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ВКЛАДЫША В ГОРЛОВИНЕ СОПЛА ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

С. С. Лихачева, В. В. Шекель

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

В космической сфере ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) нашли широкое применение для выполнения вспомогательных функций, таких как обеспечение аварийного спасения, мягкой посадки, перевода космического аппарата на орбиту спуска или захоронения и т.д. Для двигателей данной группы характерно непродолжительное время работы – от 2 до 15 секунд, что определяет особый подход к их тепловому проектированию.

Для защиты силовых стенок РДТТ от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания твердого топлива используют теплозащитные материалы. В критической зоне соплового блока, отличающейся наиболее жесткими условиями работы элементов конструкции, применяют специальные однослойные вкладыши. Выбор целесообразного материала и определение толщины теплозащитного вкладыша представляют основную задачу теплового расчета.

В настоящее время существует множество способов для решения данной задачи: использование аналитических методов решения дифференциальных уравнений теплопроводности, описывающих состояние конструкции [1, С.32-33; 2], а также применение специальных пакетов программ, использующих численные методы (например, метод конечных элементов). К недостаткам первых можно отнести ограниченность применения, обусловленную допущениями, принимаемыми при выводе уравнений, к недостаткам вторых – значительные затраты времени на подготовку к расчету (создание расчетной модели) и большое число исходных данных.

На начальном этапе проектирования двигателя, когда рассматривается несколько вариантов конструкций и имеется небольшое количество исходной информации, наиболее уместно использовать простую и в то же время достаточно точную модель, не требующую большого числа исходных данных.

Целью данной работы является разработка математической модели, не имеющей указанных недостатков, с помощью которой можно рассчитать необходимую толщину вкладыша, обеспечивающую нормальное тепловое состояние горловины сопла двигателя.

На рис. 1 упрощенно показано, как изменяется температура вдоль оси x поперечного сечения двухслойной стенки. Внутренняя поверхность вкладыша подвергается воздействию теплового потока продуктов сгорания с плотностью q_{Σ} и нагревается. По толщине вкладыша, от вкладыша к стенке и по толщине стенки тепло передается посредством теплопроводности. С внешней поверхности стенки тепло излучается в космическое пространство. За счет аккумуляирования тепла во всей своей массе, вкладыш снижает интенсивность теплового потока, передающегося в стенку.

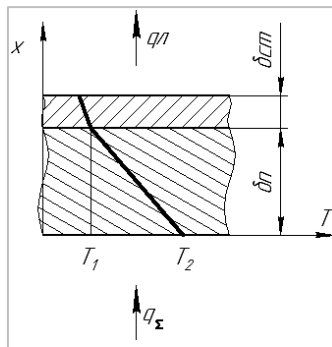


Рис. 1. Температурный профиль в двухслойной стенке в конце работы двигателя

В конце работы двигателя температура на поверхности вкладыша примет значение T_2 , на поверхности контакта вкладыша и стенки – T_1 (рис. 1). Условием нормальной в тепловом отношении работы элементов конструкции горловины сопла является не превышение температурами T_1 и T_2 допустимых значений для материала стенки и вкладыша соответственно. Исходя из этого условия определяют минимально необходимую толщину вкладыша.

Температурный профиль в двухслойной стенке в определенный момент времени можно найти из решения задачи нестационарной теплопроводности (решения системы уравнений, описывающих тепловое состояние конструкции).

Корпуса сопел двигателей со средним временем работы изготавливают, в основном, из сталей. В качестве материалов вкладышей используют вольфрамовые сплавы и графит [3, С. 88, 97-98]. Если материал обладает анизотропными свойствами (т.е. рассматривается графитовый вкладыш), то дифференциальное уравнение теплопроводности для данного слоя имеет вид:

$$\rho c \cdot \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda_x \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \lambda_y \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \lambda_z \frac{\partial^2 T}{\partial z^2}, \quad (1)$$

где ρ – плотность, c – теплоемкость и $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$ – теплопроводность материала в направлениях x, y и z соответственно.

В случае использования материала с изотропными свойствами, уравнение 1 упрощается:

$$\rho c \cdot \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda \cdot \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right).$$

Начальное условие – температура по толщине двухслойной стенки одинакова и равна начальной температуре: $t = 0 \rightarrow T(x, y, z) = T_{нач}$.

На внутренней поверхности вкладыша используют граничное условие третьего рода – равенство внешнего суммарного теплового потока потоку тепла, передаваемому теплопро-

водностью в глубь материала покрытия. Его математический вид также зависит от выбранного материала вкладыша:

$$\alpha_{\Sigma} \cdot (\Gamma - T) = \lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} + \lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} + \lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} \quad \text{или} \quad \alpha_{\Sigma} \cdot (\Gamma - T) = \lambda_{\Pi} \left(\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right).$$

На границе вкладыша и стенки подразумевают идеальный контакт, что определяет равенство тепловых потоков на границе для обоих материалов – граничное условие четвертого рода:

$$\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} + \lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} + \lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} = \lambda_{\text{ст}} \left(\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad \text{или} \quad \lambda_{\Pi} \left(\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right) = \lambda_{\text{ст}} \left(\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right).$$

Теплообмен с окружающей средой на внешней границе задается через граничное условие второго рода:

$$\lambda_{\text{ст}} \left(\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right) = q_{\text{л}}. \quad (2)$$

Так как рассматриваемый участок горловины имеет конечные размеры, то также необходимо задать через граничные условия второго рода теплообмен на боковых поверхностях вкладыша

$$\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} + \lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} + \lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} = q_{\text{п1}} \quad \text{и} \quad \lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} + \lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} + \lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} = q_{\text{п2}} \quad (3)$$

или

$$\lambda_{\Pi} \left(\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right) = q_{\text{п1}} \quad \text{и} \quad \lambda_{\Pi} \left(\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right) = q_{\text{п2}} \quad (4)$$

и стенки

$$\lambda_{\text{ст}} \left(\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right) = q_{\text{ст1}} \quad \text{и} \quad \lambda_{\text{ст}} \left(\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right) = q_{\text{ст2}}. \quad (5)$$

Для решения систем данных уравнений [4] использовался пакет ANSYS. Все расчеты данная программа проводит, основываясь на численном методе конечных элементов, суть которого состоит в замене непрерывного процесса дискретным как в пространстве, так и во времени. Рассматриваемая модель разбивается на множество малых элементов, взаимодействующих в узлах. Используя разложение функции в узловых точках в ряд, систему дифференциальных уравнений заменяют конечно-разностными аналогами и решают явными или неявными схемами [5].

Геометрические модели строились на основании эскиза горловины сопла, размеры которого указаны на рис. 2. Между геометрическими размерами устанавливалась связь через диаметр критического сечения $d_{\text{кр}}$:

- длина рассматриваемого участка горловины: $l = 0,7 \cdot d_{\text{кр}}$;
- радиус кривизны внутренней поверхности вкладыша: $R = 0,5 \cdot d_{\text{кр}}$.

Толщина вкладыша $\delta_{\text{н}}$, диаметр критического сечения $d_{\text{кр}}$ и толщина стенки сопла $\delta_{\text{ст}}$ задавались как независимые параметры.

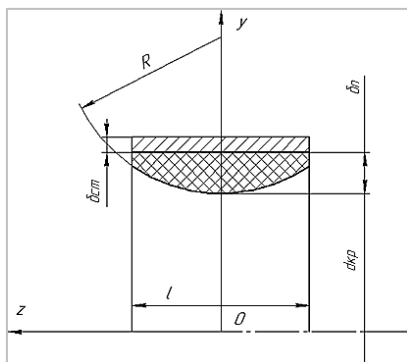


Рис. 2. Исполнение горловины сопла двигателя со средним временем работы

Характеристики материалов, используемых при создании моделей, приведены в таблице 1. Расчеты проводились для двух вариантов исполнения горловины сопла: стальная стенка с вольфрамовым вкладышем и стальная стенка с вкладышем из силицированного графита.

Таблица 1
Характеристики конструкционных материалов

Материал	$\lambda_{ст}$, Вт/(м·К)	$c_{ст}$, Дж/(кг·К)	$\rho_{ст}$, кг/м ³	$[T_{дон}]$, К
Сталь	45	460	7800	950
Вольфрамовый сплав	150	200	16900	3400
Силицированный графит	3 (150*)	700	2200	3000

* Теплопроводность материала вдоль продольной оси z .

Начальная температура конструкции для всех случаев принималась равной $T_{нач} = 293$ К.

На внутренней поверхности вкладыша задавался конвективный теплообмен с продуктами сгорания через температуру газа T_g и суммарный коэффициент теплоотдачи от газа к стенке α_g . Так как в области горловины сопла распределение суммарного коэффициента теплоотдачи существенно непостоянно, то он задавался в виде функции от продольной координаты z . Максимальное значение коэффициента теплоотдачи в критическом сечении являлось входным параметром. При $z = l/2$ и $z = -l/2$ (рисунок 2) величина коэффициента определялась как: $\alpha_g(z) = 0,8 \cdot \alpha_{g0}$. Для остальных координат z значения α_g рассчитывались из уравнения параболы.

На всех остальных внешних поверхностях вкладыша и стенки задавалось отсутствие теплообмена. Тепловой контакт между вкладышем и стенкой учитывался на этапе построения сетки.

Для проведения анализа для каждого из вариантов исполнения горловины принимались базовые значения независимых параметров (таблица 2): $\delta_{ст}$, δ_n , $d_{кр}$, t , α_g и T_g . Так же в таблице указана максимальная температура стенки T_{l0} , получаемая при равенстве значений всех варьируемых параметров базовым.

Таблица 2
Базовые значения характерных параметров

Параметр	Вольфрамовый вкладыш	Графитовый вкладыш
$\delta_{ст}$, м	0.001	0.001
δ_n , м	0.012	0.008
$d_{кр}$, м	0.018	0.020
t , с	3	7
α_{g0} , Вт/(м ² ·К)	6000	8000
T_g , К	3000	3000
T_{l0} , К	715	762

Определение максимальной температуры нагрева стенки T_1 и вкладыша T_2 проводилось при различных значениях независимых параметров, при этом один из них предполагался варьируемым, а остальные приравнивались к базовым значениям. Диапазоны изменения параметров следующие: $\delta_{ст} \in [0,001;0,003]$ м, $\delta_n \in [0,005;0,015]$ м, $d_{кр} \in [0,008;0,020]$ м, $t \in [2;15]$ с, $\alpha_{g0} \in [6000;8000]$ Вт/(м²·К), $T_g \in [2500;3000]$ К.

При расчете принимались следующие допущения:

- излучение с внешней поверхности стенки в окружающую среду отсутствует вследствие ее малой температуры нагрева (правая часть граничного условия (2) равна нулю);
- теплообмен с примыкающими элементами сопла при расчете не учитывался по причине небольших времен работы двигателя и малых размеров поверхностей контакта (правые части граничных условий (3–5) равны нулю).

Полученные результаты показали, что даже при самых теплонпряженных условиях работы конструкции максимальная температура вкладыша T_2 не превышает допустимого значения. Поэтому разработка модели осуществлялась с учетом выполнения только условия $T_1 \leq [T_{дон}]$, так как условие $T_2 \leq [T_{дон}]$ выполняется автоматически в рамках данной модели.

На рис. 3 представлена зависимость максимальной температуры стенки от толщины графитового вкладыша при временах работы $t = 2$ с, $t = 7$ с, $t = 14$ с. Значения остальных характерных параметров взяты из таблицы 2. Горизонтальной линией на графике обозначена допустимая температура нагрева материала стенки. Полученные зависимости позволяют сделать следующие выводы:

- во всем диапазоне величин t и δ_n характер изменения температуры поверхности отвечает физической модели теплопроводности;
- снижение температуры за счет утолщения вкладыша наиболее эффективно при больших временах работы;
- при небольших временах работы двигателя ($t \leq 4$ с) температура стенки не превышает допустимую $[T_{дон}] = 950$ К при толщине вкладыша $\delta_n = 0,005$ м;
- для случая самой продолжительной работы двигателя $t = 14$ с необходимая толщина вкладыша составляет $\delta_n = 0,01$ м. Здесь стоит подчеркнуть, что расчет проводился для наиболее теплонпряженных условий работы двигателей рассматриваемой группы (температура газа и суммарный коэффициент теплоотдачи максимальны).

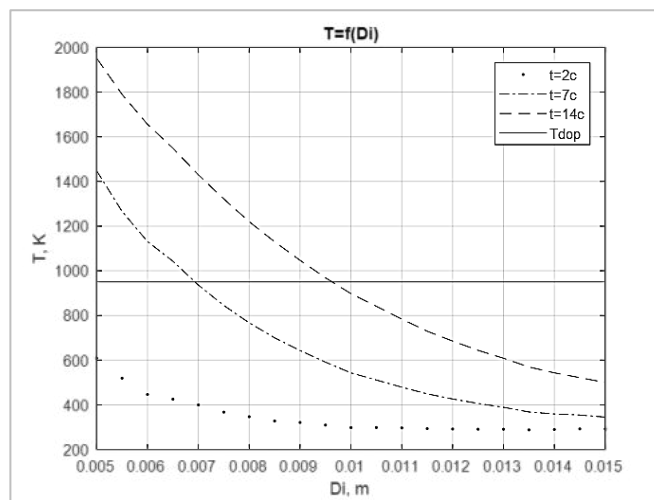


Рис. 3. Зависимость температуры внутренней поверхности стенки от толщины графитового вкладыша

При исследовании теплового состояния конструкций с вольфрамовым вкладышем использовались наименьшие значения для температуры газа $T_g = 2500$ К и суммарного коэффициента теплоотдачи $\alpha_\Sigma = 6000$ Вт/(м²·К) из указанных ранее диапазонов, поскольку вольфрам обладает высокой теплопроводностью, из-за чего стенка горловины греется намного сильнее, чем в случае использования графитового вкладыша. Зависимости максимальной температуры стенки от толщины вольфрамового вкладыша при временах работы $t = 2$ с, $t = 5$ с, $t = 7$ с представлены на рис. 4.

На основании полученных результатов можно дать следующие рекомендации по использованию вольфрамового вкладыша. Применение вкладыша целесообразно при температуре газа $T_g \leq 2500$ К, суммарном коэффициенте теплоотдачи $\alpha_\Sigma \leq 6000$ Вт/(м²·К) и времени работы двигателя $t \leq 10$ с, при этом потребная толщина вкладыша не превышает 3 см. В противном

случае, в силу чрезвычайно высокой плотности вольфрама, масса вкладыша будет слишком большой.

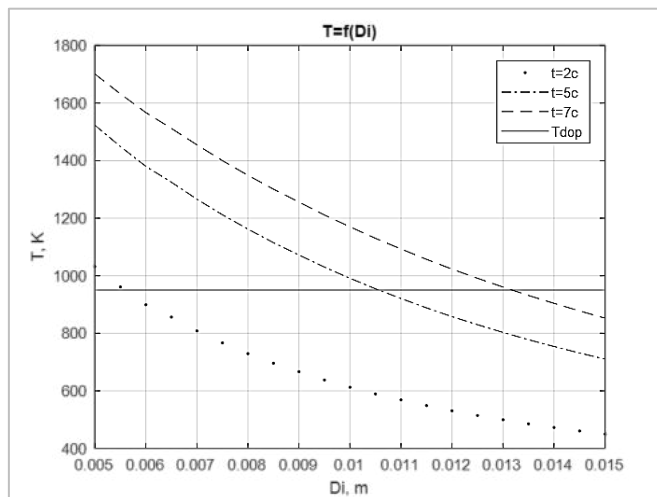


Рис. 4. Зависимость температуры внутренней поверхности стенки от толщины вольфрамового вкладыша

На основании полученных данных о зависимости максимальной температуры стенки горловины сопла при различных значениях характерных параметров (δ_n , t , α_Σ , $d_{кр}$, δ_{cm} , T_δ) осуществлялась разработка математической модели, которая подразделялась на следующие этапы:

- получение зависимости приращения температуры стенки относительно базового значения ($T_l - T_{l0}$) от каждого из характерных параметров в отдельности путем аппроксимации полученных данных теплового расчета;
- получение результирующей зависимости максимальной температуры стенки горловины сопла путем сложения базового значения и поправок, полученных на предыдущем этапе.

Выражение для определения температуры T_l складывается из базового значения и поправок по каждому характерному параметру:

$$T_l = T_{l0} + \Delta T_{T_r} + \Delta T_t + \Delta T_{\alpha_\Sigma} + \Delta T_{d_{кр}} + \Delta T_{\delta_n} + \Delta T_{\delta_{cm}}, \quad (6)$$

где T_{l0} – базовое значение температуры стенки T_l для рассматриваемого случая, ΔT_{T_r} , ΔT_t , ΔT_{α_Σ} , $\Delta T_{d_{кр}}$, ΔT_{δ_n} , $\Delta T_{\delta_{cm}}$ – поправки, учитывающие отличие значений температуры газа, времени работы двигателя, суммарного коэффициента теплоотдачи, диаметра критического сечения, толщины вкладыша и стенки от базовых соответственно.

Обработка результатов численного расчета теплового состояния конструкции при различных значениях характерных параметров проводилась в среде MATLAB. Для определения коэффициентов аппроксимирующих функций приращения температуры от значений каждого из характерных параметров использовалась функция polyfit. Критерием выбора степени аппроксимирующего полинома являлась точность результирующей зависимости – отличие между истинным значением и полученным с помощью функции не должно превышать 10 К.

Для случая использования графитового вкладыша аппроксимационные зависимости для каждой составляющей будут иметь вид:

$$\Delta T_{T_r} = 0,17 \cdot T_r - 519 \quad (7)$$

$$\Delta T_{\alpha_\Sigma} = -1,07 \cdot 10^{-6} \alpha_\Sigma^2 + 0,032 \cdot \alpha_\Sigma - 186 \quad (8)$$

$$\Delta T_{\delta_{cm}} = 2,7 \cdot 10^7 \delta_{cm}^2 - 1,9 \cdot 10^5 \delta_{cm} + 165 \quad (9)$$

$$\Delta T_{d_{кр}} = -4,7 \cdot 10^7 d_{кр}^3 + 2,4 \cdot 10^6 d_{кр}^2 - 2,3 \cdot 10^4 d_{кр} - 116 \quad (10)$$

$$\Delta T_t = -0,04 \cdot t^3 - 0,7 \cdot t^2 + 93,2 \cdot t - 607 \quad (11)$$

$$\Delta T_{\delta_n} = -1,1 \cdot 10^9 \delta_n^3 + 4,7 \cdot 10^7 \delta_n^2 - 6,9 \cdot 10^5 \delta_n + 3066 \quad (12)$$

Для случая применения вольфрамового вкладыша поправки от каждого из характерных параметров имеют вид:

$$\Delta T_{T_1} = 0,16 \cdot T_1 - 468 \quad (13)$$

$$\Delta T_{\alpha_\Sigma} = -1,8 \cdot 10^{-6} \alpha_\Sigma^2 + 0,07 \cdot \alpha_\Sigma - 366 \quad (14)$$

$$\Delta T_{\delta_{ct}} = 2,9 \cdot 10^6 \delta_{ct}^2 - 5,2 \cdot 10^4 \delta_{ct} + 48 \quad (15)$$

$$\Delta T_{d_{kp}} = -3,5 \cdot 10^5 d_{kp}^2 + 2,2 \cdot 10^4 d_{kp} - 285 \quad (16)$$

$$\Delta T_t = 0,17 \cdot t^3 - 8 \cdot t^2 + 178 \cdot t - 467 \quad (17)$$

$$\Delta T_{\delta_n} = -4,2 \cdot 10^8 \delta_n^3 + 1,9 \cdot 10^7 \delta_n^2 - 3,3 \cdot 10^5 \delta_n + 1902 \quad (18)$$

Алгоритм расчета толщины вкладыша с использованием полученных формул следующий:

1. Выбрать с учетом исходных данных и указанных выше рекомендаций материал вкладыша: вольфрамовый или графитовый.

2. Зная значения характерных параметров (t , α_Σ , d_{kp} , δ_{ct} , T_1), рассчитать с использованием формул (7 – 11) для графитового или (13 – 17) для вольфрамового вкладыша поправки температуры T_1 и подставить их числовые значения в уравнение (6).

3. Подставить вместо T_1 допустимую температуру нагрева материала стенки – стали – $[T_{дон}] = 950$ К, вместо $T_{1б}$ – базовую температуру стенки из таблицы 2 для соответствующего случая.

4. Подставить соответствующее выражение для поправки T_1 от толщины стенки в полученное выражение.

Решив полученное уравнение третьей степени относительно δ_n , можно получить необходимую толщину вкладыша, обеспечивающую нормальное тепловое состояние конструкции горловины сопла.

Стоит отметить, что полученные формулы не зависят от свойств материалов (λ , c , ρ), поэтому они справедливы для материалов с указанными в таблице 1 характеристиками или близкими к ним. Также необходимо учитывать, что определение толщины вкладыша из формулы (6) с достаточной точностью возможно лишь в пределах рассмотренных диапазонов изменения характерных параметров: время работы от 2 до 15 с, суммарный коэффициент теплоотдачи от 6000 до 8000 Вт/(м²·К), температура продуктов сгорания от 2500 до 3800 К, толщина стенки от 1 до 3 мм, толщина вкладыша от 5 до 15 мм, диаметр горловины от 8 до 20 мм – для случая использования графитового вкладыша и от 14 до 18 мм – для вольфрамового вкладыша.

Библиографический список

1. Белов В. П. Тепловая защита элементов конструкции ракетных двигателей на твердом топливе: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2010. 51 с.
2. Лыков А. В. Теория теплопроводности. М.: Высшая школа, 1967. 600 с.
3. Фахрутдинов И. Х. Ракетные двигатели твердого топлива. М.: Машиностроение, 1981. 223 с.
4. Theory Reference for the Mechanical APDL and Mechanical Applications / Ed. by Peter Kohnke. 2009. P. 836 – 837.
5. Полежаев А. В., Юревич Ф. В. Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392 с.

**МОДЕРНИЗАЦИЯ РАКЕТНОГО НОСИТЕЛЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО
ОБОРУДОВАНИЯ****О. А. Мальцева, В. Э. Юденков, О. И. Голованских, А. Ф. Митько***Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*

Рабочей группой СКБ «ВОЕНМЕХ» была разработана ракета-носитель измерительного оборудования (РНИО) «РН-Д1». После проведения летных испытания «РН-Д1» и выявления конструктивных недостатков был изготовлен летный образец модернизированной РНИО «РН-Д2».

Ракета-носитель «РН-Д1» – сверхлёгкая неуправляемая твёрдотопливная одноступенчатая ракета вертикального старта, предназначенная для выведения атмосферных зондов массой до 1 кг на высоту 2,5 км за 22 секунды. Для обеспечения запаса статической устойчивости ракеты «РН-Д1» при её создании была выбрана схема с хвостовыми стабилизаторами. В качестве двигателя был выбран твёрдотопливный ракетный двигатель РДК-2000 производства компании Real Rockets [1], имеющий массу 2,8 кг, полный импульс 2,4кНс, среднюю тягу 400Н и время работы 6с.

В качестве материала корпуса был выбран углепластик. Трубы для корпуса РНИО были изготовлены участниками рабочей группы СКБ «ВОЕНМЕХ». Остальные детали «РН-Д1» были изготовлены с использованием аддитивных технологий на 3D-принтере Zav-Pro V3 [2] с применением таких пластиков, как нейлон, армированный углеволокном, ABS, PETG.

Основные характеристики сверхлёгкой неуправляемой твёрдотопливной одноступенчатой ракеты «РН-Д1»:

- | | |
|---|--------------------|
| 1. Длина ракеты | – 1402 мм |
| 2. Диаметр мишеля | – 110 мм |
| 3. Стартовая масса ракеты | – 5,8 – 6,5 кг |
| 4. Масса полезной нагрузки (атмосферного зонда) | – 0,3 – 1 кг |
| 5. Внутренний объем, предназначенный под ПН | – 2 л |
| 6. Максимальная высота подъема ракеты | – 2,5 км |
| 7. Максимальная скорость подъема ракеты | – 300 м/с |
| 8. Подготовка к пуску | – не более 15 мин. |
| 9. Стоимость пуска | – 24 тыс. руб. |

«РН-Д1» является блочно-модульной, что позволяет оперативно заменять элементы конструкции.

Осенью 2020 года были проведены первые тесты «РН-Д1», в том числе и её запуск. Подготовка к запуску прошла в штатном режиме. Пуск был проведён с первой попытки. На этапе работы двигателя полёт прошёл штатно. В начале пассивного участка полёта преждевременно сработала система отстрела полезной нагрузки, что привело к разрушению РНИО.

В результате испытаний были отмечены следующие недостатки, требующие доработки:

1. Ошибки в алгоритмах работы электроники;
2. Конструкция крепления системы спасения при срабатывании была выполнена так, что имела возможность повредить отсек полезной нагрузки;
3. Недостаточная жесткость стабилизаторов и их креплений.

В рамках проведения работ по модернизации РНИО «РН-Д1» вышеперечисленные недостатки были устранены. Была полностью переделана бортовая электроника, отвечающая за отделение полезной нагрузки, раскрытие системы спасения и запись данных о полете ракеты.

Модернизация стабилизаторов состояла в увеличении их жесткости для того, чтобы избежать появления на них флаттера с последующим разрушением. В РНИО «РН-Д1» для уменьшения аэродинамического сопротивления ракеты были применены стабилизаторы с

аэродинамическим профилем *NACA 0006* [3]. Данное решение привело к недостаточной жесткости стабилизаторов в районе задней кромки. В «РН-Д2» было принято решение не применять аэродинамический профиль для увеличения жесткости стабилизаторов, но для снижения аэродинамического сопротивления передняя и задняя кромка стабилизаторов были скруглены с радиусом закругления 30 мм.

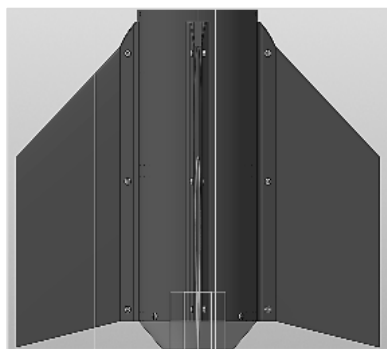


Рис. 1. Профиль стабилизаторов на РН-Д1

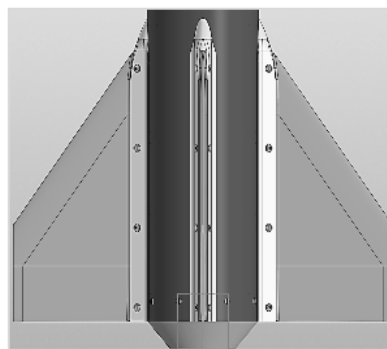


Рис. 2. Профиль стабилизаторов на РН-Д2

Ширина креплений стабилизаторов была увеличена с целью повышения их жесткости. Также был изменен материал данных деталей. В «РН-Д1» материал, из которого были изготовлены крепления – нейлон, наполненный рубленым углеродным волокном, от компании *ESUN* [4]. В «РН-Д2» материал креплений – термопластик *ESUN PETG* [5]. Кроме того, количество точек креплений данных деталей к корпусу было увеличено до четырех.

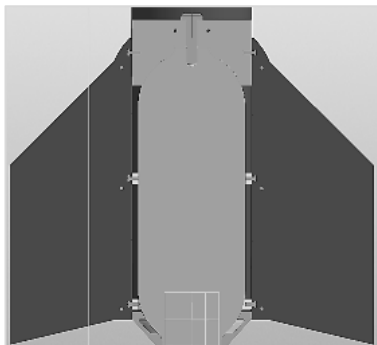


Рис. 3. Крепление к корпусу РН-Д1

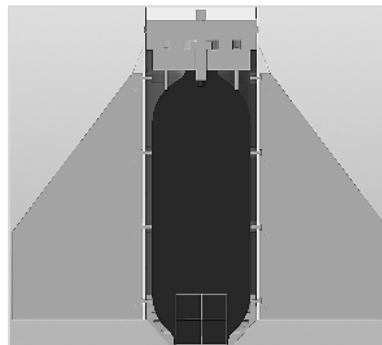


Рис. 4. Крепление к корпусу РН-Д2

В «РН-Д1» в креплении системы спасения была выявлена конструктивная ошибка. При раскрытии системы спасения стальной трос, с помощью которого крепился парашют, оказывал превышающие усилие на стенку корпуса отсека полезной нагрузки. Данная ошибка могла привести к аварийному пуску ракеты или к невозможности оперативного повторного использования РНИО из-за повреждения отсека. В «РН-Д2» был разработан специальный канал для троса, задача которого равномерно распределить нагрузку от троса на корпус РНИО.

На РНИО «РН-Д2» на упоре двигателя был дополнительно установлен тензодатчик. Для работы датчика используется специальный толкатель, передающий нагрузки от двигателя к тензодатчику. Данная миссия позволяет изучить характер распределения тяги двигателя во время полета РНИО.

Весной 2021 года были проведены первые тесты «РН-Д2», в том числе и её запуск.

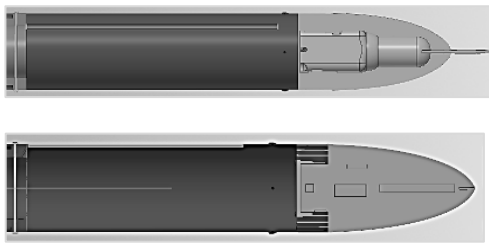


Рис. 5. Канал для троса «РН-Д1» (сверху) и «РН-Д2»

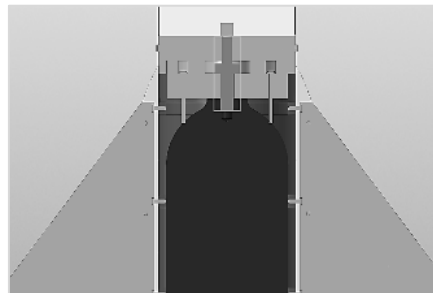


Рис. 6. Толкатель для передачи усилия от двигателя на тензодатчик

Пуск был проведён на специально выделенном полигоне. Подготовка к запуску прошла в штатном режиме. Полёт прошёл штатно.

По результатам этого полёта были получены данные с бортовой электроники. По радиоканалу на частоте 433 МГц были переданы данные о барометрической высоте, ускорениях по трем осям координат и данные GPS для последующего поиска изделия. Также эти данные были записаны на информационный носитель, находящийся на борту РНИО на случай потери сигнала по каналу радиосвязи. По результатам анализа полученных данных были рассчитаны перегрузки, действующие на «РН-Д2» в момент старта, построены графики высоты полета относительно времени и траектории полета по координатам GPS.



Рис. 7. «РН-Д2» перед пуском



Рис. 8. «РН-Д2» во время старта

Таким образом, ракетный носитель измерительного оборудования «РН-Д2» был модернизирован. Были проведены различные тесты для нахождения новых, ещё не выявленных, недостатков и проверки принятых решений. Первые тесты прошли удачно. Рабочая группа обнаружила незначительные недостатки в системе передачи данных и в системе поиска РНИО. На данный момент проводится доработка электроники «РН-Д2» и её подготовка к новым тестовым пускам.

Библиографический список

1. Real Rockets [Электронный ресурс]. URL: <http://real-rockets.ru/> (дата обращения – 08.11.2020).

2. Zav-Pro V3 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.zav3d.ru/products/39837907/> (дата обращения – 08.11.2020).

3. NASA 0006 [Электронный ресурс]. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0006-il> (дата обращения – 08.03.2021).

4. ESUN EPA-CF [Электронный ресурс]. URL: <https://www.esun-3d.ru/catalog/inzhenernyy/3102/?oid=3099> (дата обращения – 08.03.2021).

5. ESUN PETG [Электронный ресурс]. URL: <https://www.esun-3d.ru/catalog/petg/3074/?oid=5612> (дата обращения – 08.03.2021).

УДК 629.78

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ РАЗГОННОГО БЛОКА «ТОР» В СОСТАВЕ ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПО ВЫВОДУ МАЛЫХ КА НА ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ

К. Ю. Меркушев, В. В. Солодова

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

Развитие микроминиатюризации и нанотехнологий в космической отрасли приводит к расширению функциональных возможностей малогабаритной аппаратуры, и, как следствие, к значительному увеличению количества разрабатываемых малоразмерных космических аппаратов ([1], с. 80). Запуск таких аппаратов, а также формирование из МКА многоспутниковых группировок требует решения ряда специфических задач. Если для запуска более тяжелых КА могут быть использованы существующие ракеты-носители легкого и среднего классов, то для развертывания, наращивая и поддержания группировок МКА, а также для точного выведения единичных спутников необходимы сверхлегкие РН, рассчитанные на выведение на низкую околоземную орбиту полезной нагрузки массой до 200 – 300 кг.

Место сверхлегких РН на рынке пусковых услуг определяется:

- возможностью оперативных запусков КА, не привязанных к пускам тяжелых РН;
- широким спектром высот и наклонов целевых орбит МКА, которые невозможно удовлетворить при попутном выведении;
- перспективами использования РН сверхлегкого класса для решения задач восполнения многоспутниковых группировок ([2], с. 64).

В настоящее время активное внимание уделено задаче создания в России сверхлегкой РН, однако, несмотря на все преимущества этого класса ракет, диапазон решаемых ими задач ограничен. Значительно расширить диапазон высот и наклонов целевых орбит МКА позволило бы использование совместно с ракетой-носителем разгонного блока довыведения КА [3, 4].

В 1990-х годах в КБ «Арсенал» им. М.В. Фрунзе велись работы по разработке малого космического разгонного блока «Тор» (рис. 1).

РБ «Тор» планировалось создать на базе твердотопливного ракетного двигателя 17Д712, который серийно изготавливался Машиностроительным заводом «Арсенал» с 1989 года и многократно использовался в составе спутников серии «Космос». Использование серийного твердотопливного двигателя позволило бы обеспечить высокую надежность и малую стоимость образца, а также автономность функционирования РБ и простоту эксплуатации. Масса одноступенчатого РБ «Тор» согласно проекту составляет не более 24 кг, масса топлива – 8 кг, длина – 0,4 м, диаметр – 0,4 м ([5], с. 59).



Рис. 1. Вид РБ «Тор»

Малый разгонный блок «Тор» предназначался для межорбитальной транспортировки космических аппаратов классов микро-, нано- и пикоспутников, включая:

- перевод МКА с опорной орбиты, на которую его вывела РН, на целевую орбиту;
- расстановку МКА в требуемые орбитальные позиции при групповом запуске;
- увод МКА или возвращаемых капсул с рабочей орбиты после завершения программы полета.

Данный проект не был реализован в связи с отсутствием финансирования, однако на данный момент в связи с повышением спроса на выведение малых космических аппаратов представляется актуальным возобновление работ над РБ «Тор» для его использования в составе ТКС со сверхлегкой ракетой-носителем.

В представленной работе поставлена задача оценить возможности транспортной космической системы, состоящей из РН СЛК и РБ «Тор», по выводу малых КА на целевые орбиты. Была рассмотрена задача вывода МКА ($m = 200$ кг) на целевую орбиту с использованием РН, выводящей КА на промежуточную базовую орбиту с последующим перелетом на целевую орбиту при использовании РБ «Тор». Таким образом, задача заключалась в выборе оптимальных параметров сверхлегкой РН доставляющей заданную полезную нагрузку на целевую орбиту при минимальной начальной массе РН. Проектные характеристики: высота круговой орбиты – 200 км (высота опорной орбиты), масса полезной нагрузки – 200 кг.

Решение задачи осуществлялось при помощи программы оптимизации ППП BGTURB в соответствии с ее формулировкой. Стоит отметить, что будучи созданным для решения задач выбора параметров РН в диапазоне от легкого до тяжелого класса, пакет прикладных программ BGTURB должен быть адаптирован к задачам, связанным с РН СЛК. Таким образом, на основе анализа результатов работы программы и сравнения их с характеристиками существующего прототипа сверхлегкой РН, была проведена адаптация пакета и синтезированы параметры и характеристики РН сверхлегкого класса.

Результатом решения задачи оптимального проектирования стали следующие проектные параметры РН:

1. Относительная масса топлива I – 0,747;
2. Тяговооруженность I – 2,097;
3. Относительная масса топлива II – 0,790;
4. Тяговооруженность II – 1,408.

Полученные тактико-технические характеристики РН:

1. Стартовая масса – 10700 кг;
2. Длина – 16,6 м;
3. Диаметр – 1,13 м.

Ракета-носитель с такими параметрами обеспечивает выведение связки РБ + КА на опорную орбиту высотой 200 км. Был исследован диапазон возможных целевых орбит МКА, обеспечиваемых РБ «Тор» при старте с этой опорной орбиты. Для расчетов была использована математическая модель, представленная в методическом пособии В. В. Никольского [6].

РБ «Тор» может использоваться как в одноступенчатом, так и в многоступенчатом вариантах. Использование многоступенчатого РБ увеличивает его энергетические возможности и расширяет диапазон доступных схем межорбитальных перелетов. Например, при переводе КА с круговой орбиты на околокруговую может использоваться двухступенчатый РБ с последовательным расположением ступеней. В этом случае осуществляется Гомановский перелет - первый импульс дается на опорной орбите и обеспечивает перевод РБ на переходную орбиту. В апогее переходной орбиты срабатывает II ступень, а первая может быть отделена. В случае отделения масса связки значительно уменьшается, и второй импульс обеспечивает значительный прирост высоты апогея конечной орбиты – КА может быть выведен на эллиптическую орбиту (рис. 2). Для уменьшения эксцентриситета и создания околокруговой орбиты первая ступень РБ после выгорания топлива не отделяется [7].

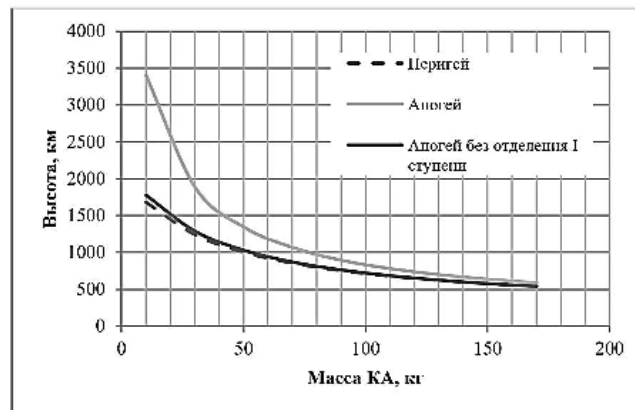


Рис. 2. Зависимость высоты целевой орбиты от массы КА (двухступенчатый РБ)

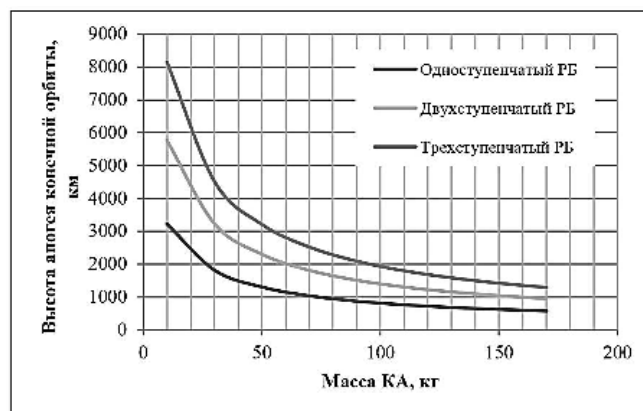


Рис. 3. Зависимость высоты апогея целевой орбиты от массы КА

На рис. 3 представлены результаты оценки баллистических возможностей РБ «Тор» при высоте опорной орбиты 200 км. Так, использование одноступенчатого разгонного блока в данном случае позволяет выводить КА массами до 170 кг на целевые орбиты с апогеем до 3000 км. При использовании двух РБ, соединенных последовательно, апогей конечных орбит выведения может достигать 5500 км. В трехступенчатом варианте РБ «Тор» способен обеспечить высоту апогея целевой орбиты до 8000 км.

Из представленных графиков видно, что данный разгонный блок обладает широкой номенклатурой возможных задач выведения. Его использование обеспечит большую свободу выбора орбит малых космических аппаратов при минимальных затратах и высокой надежности выведения.

Выше были рассмотрены случаи, когда сверхлегкая РН обеспечивала выведение связки «разгонный блок и космический аппарат» массой 200 кг на НОО ($H_{нач} = 200$ км). Однако на практике массы выводимых КА или кластеров МКА варьируются. В зависимости от этого ракета-носитель может обеспечить различные опорные орбиты для РБ с КА (рис. 4).

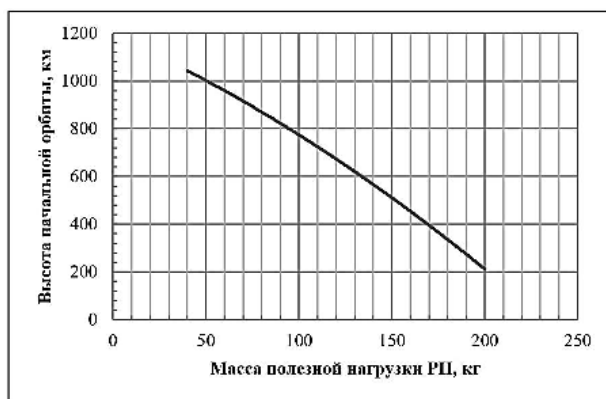


Рис. 4. Зависимость высоты опорной орбиты от массы полезной нагрузки РН

Исследуем возможности ТКС, состоящей из РН сверхлегкого класса и РБ «Тор» при различных массах полезной нагрузки транспортной системы. Результаты исследования представлены на рис. 5 и 6.

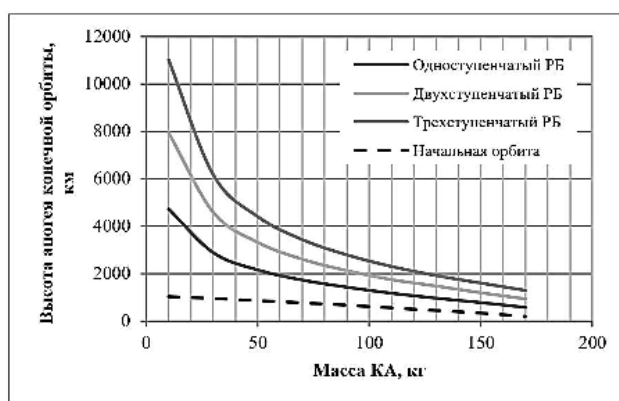


Рис. 5. Зависимость высоты апогея целевой орбиты от массы КА

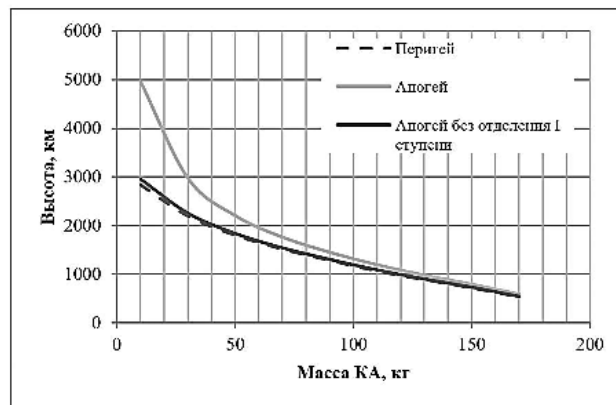


Рис. 6. Зависимость высоты целевой орбиты от массы КА (двухступенчатый РБ)

Из данного исследования видно, что при использовании всего энергетического потенциала сверхлегкой ракеты-носителя возможные высоты целевых орбит МКА, выводимых ТКС, значительно увеличиваются. Так, для КА массой 90 кг возможная высота целевой околокруговой орбиты увеличивается на 70% (с 765 км до 1300 км).

Результаты исследований показывают, что РБ «Тор» в составе ТКС способен решать актуальную задачу обеспечения межорбитальной транспортировки малых КА с изменением высоты до нескольких тысяч километров. Использование научно-технического задела КБ «Арсенал», полученного при проектировании данного блока, позволит в короткие сроки реализовать создание недорогого компактного РБ, совместимого с любыми МКА и ракетами-носителями сверхлегкого класса. Сверхлегкая РН в связке с таким РБ обеспечит удовлетворение возрастающих потребностей рынка услуг по выведению малых КА.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (проект «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», № FZWF-2020-0015).

Научный руководитель – к.т.н., доцент В. Н. Гусева.

Библиографический список

1. Сенькин В. С. Оптимизация проектных параметров ракеты-носителя сверхлегкого класса // Техническая механика. 2009. № 1. С. 80 – 88.
2. Ключников В. Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты // Воздушно-космическая сфера. 2019. №3. С. 58 – 71.
3. Полетаев Б. И., Сапожников В. И., Кислицкий М. И. Малые космические разгонные блоки // Космонавтика и ракетостроение. 2002 г. №1(26). С. 83 – 89.
4. Kisilitsky M. I. Low cost small space boosters // Acta Astronautica. 2003. V. 52. № 9-12. P. 947 – 955.
5. Кислицкий М. И., Черепанов В. А., Голованова В. В. Создание унифицированного модульного малого космического разгонного блока «Тор» на основе серийного ракетного двигателя твердого топлива // Решетневские чтения. 2009. С. 59.
6. Никольский В. В. Основы проектирования автоматических космических аппаратов: учебник. СПб: БГТУ «Военмех», 2007. 230 с.

7. Исторический обзор создания ракетно-космической техники на Санкт-Петербургском «Арсенале» / Под ред. А. П. Ковалева и В. Л. Седых. СПб: КБ «Арсенал», 2016. 216 с.

УДК 629.78

ОПЕРАТИВНЫЙ ДВУХИМПУЛЬСНЫЙ ОРБИТАЛЬНЫЙ ПЕРЕХОД В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ЦЕЛЕВОЙ ОРБИТЫ

В. А. Михайлов

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

В настоящее время космические аппараты (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) нашли широкое практическое применение для решения различных социально-экономических задач, среди которых целесообразно выделить такие как получение оперативной информации с районов чрезвычайных ситуаций или районов со слаборазвитой наземной инфраструктурой. Существенным недостатком современных орбитальных группировок КА ДЗЗ является низкая оперативность получения информации с заданного района земной поверхности. Существующие способы повышения оперативности наблюдения заданного района земной поверхности предполагают значительное наращивание численного состава орбитальных группировок. Однако их реализация требует значительных экономических затрат. Поэтому актуальным является разработка новых способов снижения периодичности получения информации.

Для снижения периодичности получения информации при ограниченном количестве КА в орбитальной группировке в [1] предложен двухрежимный способ наблюдения земной поверхности. Данный способ предусматривает использование в процессе функционирования КА ДЗЗ режима глобального наблюдения (плановое периодическое наблюдение значительной части поверхности Земли) и режима регионального наблюдения (оперативное наблюдение заданного района поверхности Земли с малой периодичностью). Для этого осуществляют переход с орбиты глобального наблюдения (ОГН) – кратной геосинхронной орбиты на орбиту регионального наблюдения (ОРН) – близкую компланарную суточно-синхронную орбиту, обеспечивающую ежесуточное повторение трассы. Наиболее предпочтительным является использование в качестве таковых круговых орбит высотой 561,4 км и 621,7 км соответственно [1].

Традиционно КА стараются маневрировать по энергетически оптимальным гомановским схемам перелёта. При этом для обеспечения попадания КА в нужную точку целевой орбиты необходимо ожидать момента, когда фазовый угол между КА и целевой (рабочей) точкой позволит осуществить такой перелёт.

В связи с тем, что высоты орбит, используемых в рассматриваемом случае, близки, относительная угловая скорость между КА и рабочей точкой (РТ) низкая, следовательно, потребуются существенные затраты времени на фазирование, и применение гомановского перехода в данном случае становится неприемлемым.

Уменьшить время совершения маневра возможно, применяя переход с использованием орбиты фазирования. Суть этого перехода заключается в том, что требуемое взаимное расположение КА и рабочей точки на ОРН осуществляется на дополнительной высокой круговой орбите – орбите фазирования, позволяющей сократить время фазирования, а в результате и время совершения всего маневра. В работе [1] показано, что орбита фазирования позволяет существенно сократить затраты времени, но жёстких требований оперативности для исследуемых орбит данный способ маневрирования полностью обеспечить не может.

Общим основным недостатком рассмотренных выше схем является то, что большая часть времени на осуществление манёвра уходит на фазирование орбит. Поэтому исследование

возможностей других схем перелёта, отвечающих требованиям энергетико-временных затрат, является актуальной задачей.

Соответственно существенной экономией времени будет исключение этого этапа перелёта, например, используя оперативный двухимпульсный переход.

Перелёт КА в рабочую точку по оперативной двухимпульсной схеме описывает следующая математическая модель [2]:

$$r_r = \frac{p}{1 + e \cos(\vartheta_{КА0})} \quad (1)$$

$$r_p = \frac{p}{1 + e \cos(\vartheta_{КА1})} \quad (2)$$

$$\vartheta_{КА1} = \vartheta_{КА0} + \phi_{PT} + \phi_0 \quad (3)$$

$$e = \frac{r_{ан} - r_{ин}}{r_{ан} + r_{ин}} \quad (4)$$

$$a = \frac{r_{ан} + r_{ин}}{2} \quad (5)$$

$$p = \frac{2 * r_{ан} * r_{ин}}{r_{ан} + r_{ин}} \quad (6)$$

$$E_{КА0} = 2 * \arctg \left[\operatorname{tg} \left(\frac{\vartheta_{КА0}}{2} \right) * \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \right] \quad (7)$$

$$E_{КА1} = 2 * \arctg \left[\operatorname{tg} \left(\frac{\vartheta_{КА1}}{2} \right) * \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \right] \quad (8)$$

$$t_{КА} = \sqrt{\frac{a^3}{\mu_3}} [E_{КА1} - E_{КА0} - e * (\sin(E_{КА1}) - \sin(E_{КА0}))] \quad (9)$$

$$t_{PT} = \sqrt{\frac{(r_p)^3}{\mu_3}} * \phi_{PT} \quad (10)$$

$$t_{КА} = t_{PT} \quad (11)$$

где r_r – радиус ОГН; r_p – радиус ОРН; $r_{ан}$ – радиус апогея переходной орбиты; $r_{ин}$ – радиус перигея переходной орбиты; μ_3 – гравитационный параметр земли; p – фокальный параметр переходной орбиты; e – эксцентриситет переходной орбиты; a – большая полуось переходной орбиты; $\vartheta_{КА0}$, $\vartheta_{КА1}$ – истинная аномалия точек приложения первого и второго импульсов; $E_{КА0}$, $E_{КА1}$ – эксцентрическая аномалия точек приложения первого и второго импульсов; ϕ_{PT} – угловое перемещение рабочей точки за время перелета КА; ϕ_0 – угол между КА и рабочей точкой в начальный момент времени; t_{PT} – время, за которое РТ перемещается на угол ϕ_{PT} ; $t_{КА}$ – время движения КА по переходной орбите

Соотношения для расчёта энергетических затрат:

$$V_{п1} = \sqrt{2 * \mu_3 * \left(\frac{1}{r_r} - \frac{1}{r_{ан} + r_{ин}} \right)} \quad (12)$$

$$V_{п2} = \sqrt{2 * \mu_3 * \left(\frac{1}{r_p} - \frac{1}{r_{ан} + r_{ин}} \right)} \quad (13)$$

$$V_{ин} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{ин}}} * \sqrt{\frac{2 * r_{ан}}{r_{ан} + r_{ин}}} \quad (14)$$

$$\cos(\theta_1) = \frac{r_{ин} * V_{ин}}{r_r * V_{п1}} \quad (15)$$

$$\cos(\theta_2) = \frac{r_{ин} * V_{ин}}{r_p * V_{п2}} \quad (16)$$

$$V_r = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_r}} \quad (17)$$

$$\Delta V1 = \sqrt{V_r^2 + V_{п1}^2 - 2 * V_r * V_{п1} * \cos(\theta_1)} \quad (18)$$

$$V_p = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_p}} \quad (19)$$

$$\Delta V2 = \sqrt{V_p^2 + V_{п2}^2 - 2 * V_p * V_{п2} * \cos(\theta_2)} \quad (20)$$

$$\Delta V_{\text{хар}} = \Delta V1 + \Delta V2 \quad (21)$$

где $V_{п1}, V_{п2}$ – скорость на переходной орбите в точках приложения первого и второго импульсов; $V_{пп}$ – скорость в перигее переходной орбиты; θ_1, θ_2 – траекторные углы между вектором скорости и трансверсалью на переходной орбите соответственно в точках приложения первого и второго импульсов; V_r, V_p – скорость КА на ОГН и ОРН; $\Delta V1, \Delta V2$ – первое и второе импульсное изменение скорости; $\Delta V_{\text{хар}}$ – суммарные затраты характеристической скорости на совершение манёвра.

Анализ модели показал, что имеется бесконечное множество решений, которые можно получить только численными методами, задавая координатами точек положения КА и РТ целевой орбиты в момент старта перехода (радиусами орбит и углом φ_0). Важным является выбор из множества решений такого, которое отвечает заданным требованиям оперативности и минимуму энергетических затрат, рассчитанных по формулам (12 – 21). Решение системы уравнений (1 – 11) напрямую, причём для множества вариантов орбит, связано с большими вычислительными трудностями, и прежде всего из-за того, что координата точки назначения перелёта зависит от времени перехода. Поэтому целесообразно найти алгоритм, облегчающий получение решения.

Предлагается на первом этапе решения задаваться углом $\phi_{КА}$, определяющим угловое перемещение КА за время перелёта, а затем рассчитать соответствующий ему угол $\phi_{РТ}$ (рис. 1).

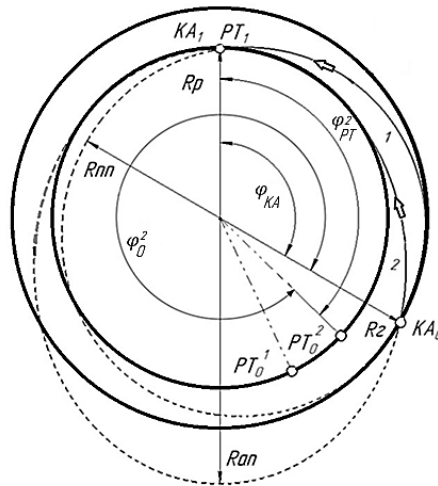


Рис. 1. Краевые случаи оперативного двухимпульсного перелёта:

KA_0, KA_1 – положение космического аппарата в начале и конце манёвра; PT_0^1, PT_0^2 – положение рабочей точки в начале манёвра по переходной орбите 1 и 2 соответственно; PT_1 – положение рабочей точки в конце манёвра; $R_{пп}$ – радиус перигея переходной орбиты 1; $R_{ап}$ – радиус апогея переходной орбиты 2; $\varphi_{РТ}^2$ – угол перемещения рабочей точки за время перелёта КА по переходной орбите 2; φ_0^2 – угол между КА и РТ для переходной орбиты 2; $\varphi_{КА}$ – угол между начальным и конечным положением КА

Варьируя радиусом апогея переходной орбиты от значения, которое соответствует траектории 1 до значения для траектории 2 (см. рис. 1), находят параметры всех возможных орбит перелёта для заданного значения угла $\phi_{КА}$.

Траектории возможных двухимпульсных переходов целесообразно разделить по типам в зависимости от положения точек начала и конца манёвра. Алгоритм расчёта параметров орбит выбирается с учётом типа траектории перелёта.

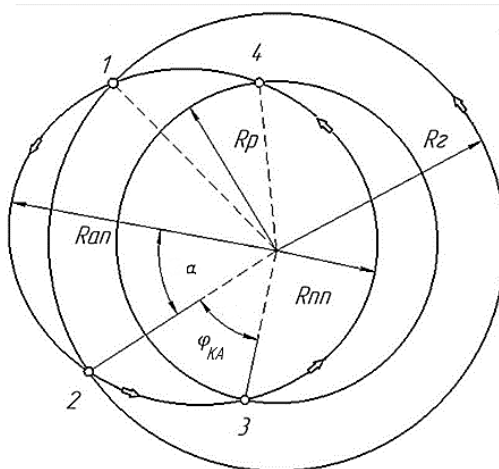


Рис. 2. Варианты расположения точек начала и конца манёвра:
 α – угол между направлением на точку 2 и радиусом апогея; $\varphi_{КА}$ – угол между начальным и конечным положением КА

Траектории *первого типа* (2-3 на рис. 2) рассчитываются наиболее просто, так как угол $\varphi_{КА}$ не зависит от радиуса апогея переходной орбиты и появляется возможность отдельного их варьирования. Поэтому предлагается начать расчёт параметров траекторий именно для этого типа.

Для определения параметров траекторий *второго типа* (2-4 на рис. 2) необходимо лишь изменить на противоположный знаки истинных аномалий точек конца манёвра, полученных для траекторий 2-3, и затем пересчитать значение угла $\varphi_{КА}$, вычитая из координаты точки конца манёвра координату точки начала. Для получения параметров траекторий *третьего типа* (1-3 на рис. 2) необходимо заменить на противоположный знаки истинных аномалий точек начала манёвра, полученных для траекторий 2-3, и пересчитать значение угла $\varphi_{КА}$, суммируя его с удвоенным значением вспомогательного угла α .

Для получения параметров траекторий *четвёртого типа* (1-4 на рис. 2) необходимо заменить на противоположный знаки истинных аномалий точек начала и конца манёвра, полученных для траекторий 2-3, и пересчитать значение угла $\varphi_{КА}$ вычитанием его из 360° .

На следующем этапе решения, среди полученных вариантов перелётов проводится выборка орбит, имеющих заданный угол начального фазового отклонения КА и РТ. Это позволяет определить области применимости типов траекторий, а также выбрать оптимальные по энергетическим затратам перелёты при заданном ограничении на время перехода.

В результате проведенных исследований для заданных высот ОГН и ОРН получены следующие результаты:

1. Перелёт *первого типа* можно осуществить только при углах φ_0 близких к углу, при котором обеспечивается гомановский переход. При этом время перелёта зависит от энергетических затрат. Графическая зависимость приведена на рис. 3.

2. Траектории *второго типа* предпочтительны для применения при малых углах φ_0 (от -1 до 10°), когда фазирование ждать крайне долго. В этом случае скорость КА на перигейном участке позволяет сократить рассогласование между РТ и КА. Зависимости энергетических и временных затрат от угла смещения и радиуса апогея переходной орбиты для этой траектории приведены на рис. 4 – 7. Оптимальной по критерию минимальности энергетических затрат для каждого значения угла φ_0 (см. рис. 7) является траектория с радиусом апогея несколько выше радиуса ОГН.

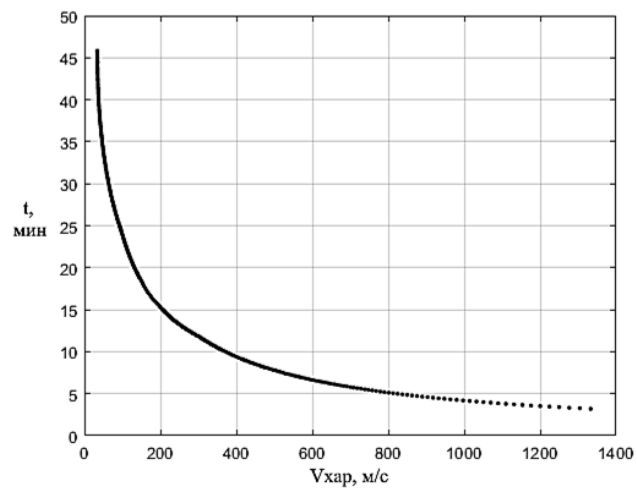


Рис. 3. Зависимость времени перелёта от энергетических затрат для траекторий 1 типа

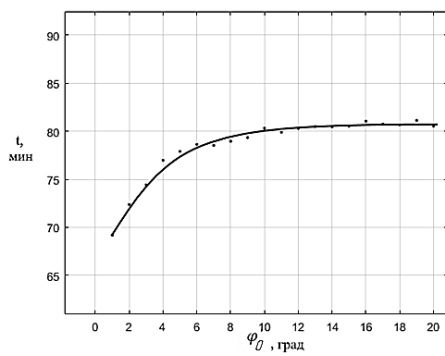


Рис. 4. Зависимость времени перелёта от угла ϕ_0 для траекторий 2 типа

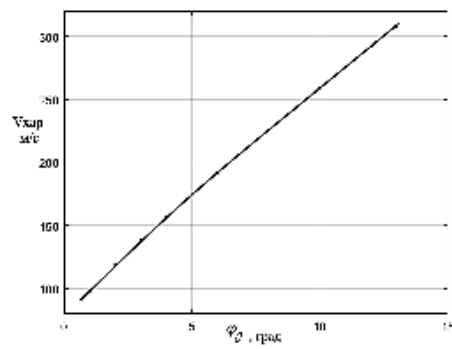


Рис. 5. Зависимость энергетических затрат от угла ϕ_0 для траекторий 2 типа

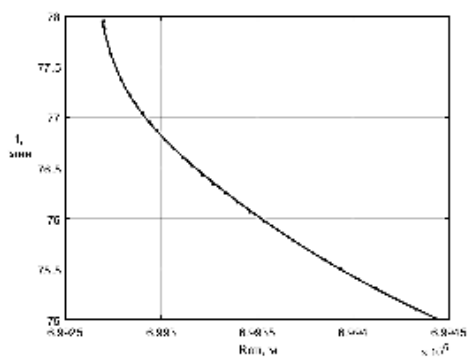


Рис. 6. Зависимость временных затрат от радиуса переходной орбиты для траекторий 2 типа

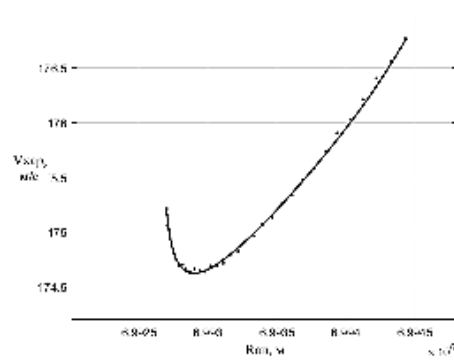


Рис. 7. Зависимость энергетических затрат от радиуса переходной орбиты для траекторий 2 типа

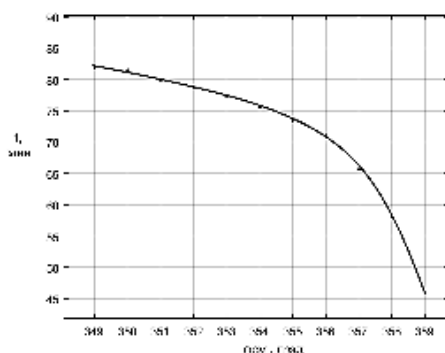


Рис. 8. Зависимость времени перелёта от угла φ_0 для траекторий 3 типа

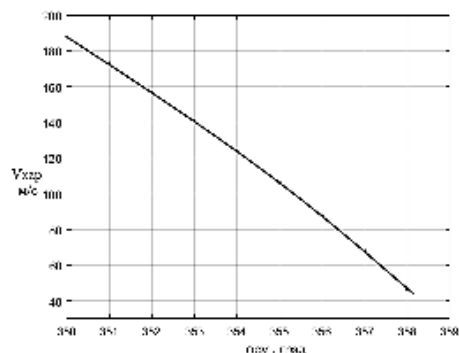


Рис. 9. Зависимость энергетических затрат от угла φ_0 для траекторий 3 типа

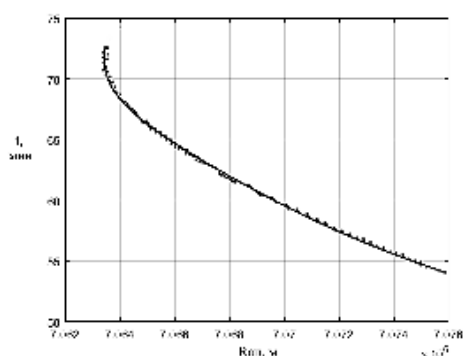


Рис. 10. Зависимость временных затрат от радиуса переходной орбиты для траекторий 3 типа

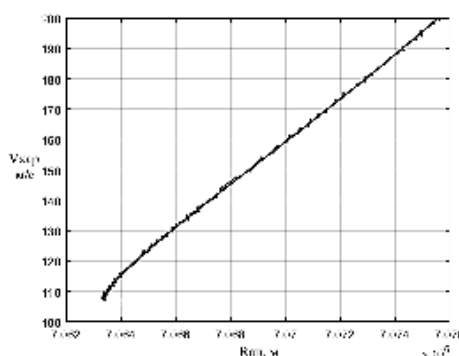


Рис. 11. Зависимость энергетических затрат от радиуса переходной орбиты для траекторий 3 типа

3. Траектории *третьего типа* предпочтительны для применения при больших углах φ_0 (от 350 до 359°), графические зависимости приведены на рис. 8 и 9. Низкоскоростной апогейный участок способствует сокращению углового рассогласования между РТ и КА.

Изменение энергетических и временных затрат в зависимости от радиуса апогея переходной орбиты представлены на рис. 10 и 11. Видно, что с увеличением радиуса время перехода монотонно уменьшается, а энергетические затраты монотонно увеличиваются.

4. Траектории *четвертого типа* можно из рассмотрения исключить, поскольку они по всем показателям будут уступать всем траекториям, рассмотренным выше.

Научный руководитель – Н. К. Матвеев.

Библиографический список

1. Цируль Д. Г., Ермолаев В. И. Двухрежимный способ наблюдения земной поверхности и анализ возможности его применения при функционировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вестник СибГАУ, 2017. Т. 18. № 1. С. 176 – 186.

2. Механика космического полёта / М.С. Константинов [и др.]; под ред. В. П. Мишина. М.: Машиностроение, 1989. 408 с.

РАЗРАБОТКА ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОГО БПЛА

И. И. Никулин, П. Д. Родин, А. С. Санаров

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

Целью проекта является разработка беспилотного летательного аппарата, летающего в замкнутом объеме сложной конфигурации при наличии большого количества препятствий. Разрабатываемый летательный аппарат будет наиболее стабильным, маневренным и скоростным в замкнутых пространствах по сравнению с квадрокоптерами. Данный аппарат будет являться универсальной платформой для разведки и мониторинга

Аппараты дисковидной формы начали проектироваться в 1930-х гг. Особенно большую популярность они получили в 1960-х – 1980-х гг., появились такие дисколеты как AVRO VZ-9V, AESIR (рис. 1). Они летают за счет отклонения струи к закруглённой внешней поверхности корпуса. В результате такого взаимодействия создается разрежение, что способствует созданию подъемной силы летательного аппарата.



Рис. 1. AVRO VZ-9V



Рис. 2. Аппарат Смирнова

За основу проектируемого аппарата взят дисколет инженера Смирнова (рис 2). Он состоит из полусферы, обтекателя, компрессора, подающего воздух по трубкам в канал между полусферой и обтекателем, полезной нагрузки, совмещенной с компрессором и системой управления, размещенной в основании. Подъемная сила у аппарата образуется за счет обтекания полусферы, имеющей профиль в виде крыла, потоком, образованным компрессором. Направление потока регулируется с помощью верхнего обтекателя.

В конструкцию были внесены существенные изменения: увеличен размер верхнего обтекателя, компрессор установлен в основании полусферы с целью создания ламинарного потока, обтекающего профиль. Для компенсации момента вращения аппарата от компрессора используется второй винт, являющийся частью преднасоса для повышения давления в канале, а также подшипник, на который устанавливается двигатель компрессора. Компрессор также является гиродином, с помощью которого можно задать на старте положение аппарата во время полета.

Управление аппаратом по высоте происходит с помощью регулирования угловой скорости компрессора, по крену- отклонением по оси прецессии с помощью открытия одного из 4 клапанов, расположенных на обтекателе, тем самым, повышая давление на верхней кромке крыла одного из 4 секторов, создавая при этом момент отклонения. После окончания перемещения аппарат за счет гиродина стабилизируется в исходном положении.

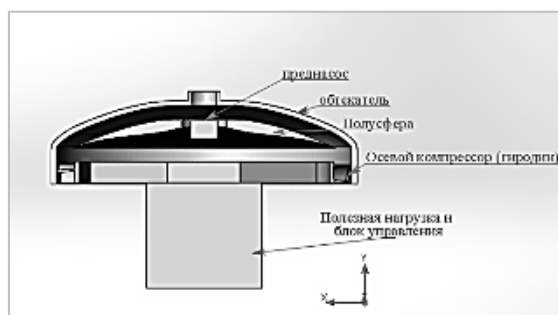


Рис. 3. Схема аппарата

Обтекатель и полусферу планируется изготовить с применением композитных материалов, а лопаточные механизмы – аддитивными методами. Состав электроники: контроллер, плата разводки, аккумулятор, 2 бесколлекторных мотора, GPS+компас, 2 регулятора скорости, пульт управления. Управление происходит по радиоканалу оператором, взлет осуществляется с любой плоской поверхности или с рук.

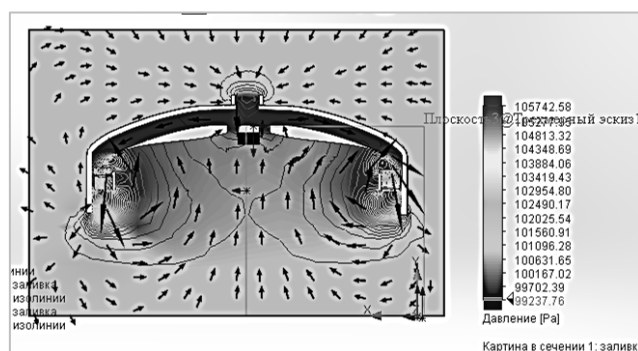


Рис. 4. Результат продувки

Для удобства испытаний взят аппарат с габаритными размерами: внешний диаметр 40 см, высота 35 см. В ходе продувки аппарата подъемная сила составила 22 Н при весе 700 г, что доказывает его работоспособность. В дальнейшем планируется создание испытательного стенда для сравнения полученных теоретических результатов с реальными.

Научный руководитель: старший преподаватель кафедры А1 С. А. Чириков.

Библиографический список

1. Макушев Ю. П., Корнеев С. В., Рындин В. В. Агрегаты наддува двигателей. Учебное пособие. Омск: Изд-во СибАДИ, 2006. 58 с.
2. Kurt Schreckling. Model turbines/ Hong Kong: Wa Fai Graphic Arts Printing, 2005. 105 с.
3. Летающие тарелки. [Электронный ресурс]. URL: evgars.narod.ru/hatton.htm (дата обращения 10.12.2020).
4. Пушинская К. В. Использование эффекта Коанда в летательных аппаратах. [Электронный ресурс]. URL: Использование эффекта Коанда в летательных аппаратах – Пятнадцатая олимпиада (2017/18 уч.год) – Архив работ – Каталог статей – Олимпиада по истории авиации и воздухопл (as-club.ru) (дата обращения 10.12.2020).

УДК: 629.787

РАЗРАБОТКА ДВУХКОМПОНЕНТНОГО ТОРОВОГО БАКА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ПРОЕКТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А. В. Петров, К. Н. Барышников, Е. В. Лоскутова, Р. А. Пешков

*Южно-Уральский государственный университет
(национальный исследовательский университет)»*

На сегодняшний день полным ходом идет освоение космического пространства и ресурсов. Таким образом, возникает необходимость в создании космических аппаратов (КА), которые смогли бы двигаться не только в открытом космосе, но и осуществлять посадку на космические тела, в том числе и на тела с низким гравитационным полем. Такой КА в настоящее время разрабатывается на базе ЮУрГУ молодежным конструкторским бюро «Астероид», целью которого является доставка полезного груза (ПГ) на астероид Апофиз. Одним из вариантов исполнения является КА, выполненный с отделяемым спускаемым модулем (рис. 1).

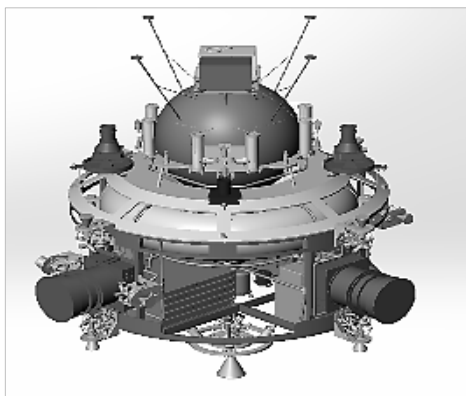


Рис. 1. Общий вид КА

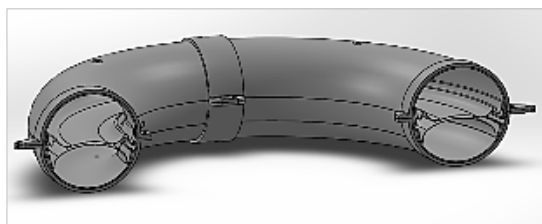


Рис. 2. Конструктивная силовая схема двухкомпонентного торового бака из АМг-6 и АД-1

Данный аппарат состоит из спускаемого аппарата (СА) и орбитального блока, служащего для доставки спускаемого аппарата к космическому объекту на этапе сближения КА и исследуемого объекта. СА выполняет роль доставщика полезного груза к поверхности астероида. Орбитальный блок предназначен для доставки СА на некоторое расстояние от космического объекта, при этом обеспечивая сохранность СА и ПГ на всем пути следования. Орбитальный блок включает в себя: корпус, двигательную установку, систему энергообеспечения, бортовой комплекс управления (БКУ), систему терморегулирования. Питание двигательной установки обеспечивается топливной парой НДМГ и АТ из торового бака, форма которого выбиралась с целью обеспечения плотности компоновки.

При проектировании аппарата, одним из направлений работы было обеспечение минимальной массы конструкции путем применения в ней композиционных материалов (КМ). В ходе работы над этим направлением узлом изготавливаемым из КМ выбран двухкомпонентный топливный торовый бак с некриогенными компонентами топлива (НДМГ и АТ) (рис. 2).

Для того, чтобы произвести выбор композиционного материала необходимо проанализировать эксплуатационные условия и требования к конструкции (таблица 1). В качестве наполнителя для торового бака может выступать большой перечень материалов, следовательно, необходимо произвести выбор наполнителя исходя из физических критериев.

Распространение в практике создания конструкции из КМ получили стальные, стеклянные, борные, углеродные, полиамидные, кремниевые, органические волокна. Также в настоящее время исследуется вопрос о применении базальтовых волокон.

Для формирования критериев сравнения материалов волокон проанализированы требования, предъявляемые к изделию:

1. При нагружении внешним давлением при вакуумировании основной характеристикой работоспособности является жесткость.

2. При нагружении внутренним рабочим давлением основной характеристикой, определяющей работоспособность, является предельная прочность.

Характеристика армирующих волокон представлены в таблице 2.

Таблица 1

Обобщение условий эксплуатации конструкции и требований к ней

Условия эксплуатации	
Эксплуатационный диапазон температур	+10°...+30°С.
Влажность	<40%
Нагрузки при транспортировке	Ж/Д, не более 40 суток, $n_{\text{max}}=2$.
Внешние воздействия: – тепловые. – Внешнее избыточное давление – Внутреннее избыточное давление	Тепловой поток плотностью 1621 Вт/м ² за 1 час 81кПа (0,8 атм) 2,5 МПа(25атм).
Коррозионное действие	НДМГ при 20 ⁰ С
Требования	
Масса компонента	$M_{\text{оэапр}}=24,84\pm 0,117=24,957$ кг. $m_{\text{гзапр}}=13,679\pm 0,105=13,784$ кг
Форма	Торическая
Масса силовой оболочки не более	6,21кг.
Конструктивные требования: – Диаметр штуцера газа наддува – Диаметр штуцера забора компонента – Тип соединения с корпусом КА – Тип СОЗ ЖРД	Ø5 мм Ø5 мм Болтовое Вытеснительная мембрана

Таблица 2

Характеристики армирующих волокон

Марка волокна	Прочность, ГПа	Модуль упругости, ГПа	Плотность, г/см ³	Диаметр волокна, мкм
Сталь	2 – 3	200	7,8	3 – 25
Стекловолокно	3,5 – 4,6	72 – 110	2,5 – 2,9	80
Ар. полиамид	3,8 – 5,5	120 – 185	1,43 – 1,47	10 – 12
Полиэтилен	2 – 3,5	50 – 125	<1	30 – 35
Углеволокно (высокопрочное)	3,6 – 7,2	300	1,8	5 – 10
Углеволокно (высокомодульное)	2,5 – 3,25	500 – 800	1,8 – 2,2	5 – 10
Карбид кремния	3,1 – 4	410 – 450	2,7 – 3,4	100 – 140
Боровые волокна	3,45	400	2,6	100 – 200

На основании сравнения представленных вариантов, принято решение выбрать углеволокно в виду того, что это волокно обладает наибольшими пределом прочности и модулем Юнга при сравнительно малой плотности в отличии от стекловолокна имеющего достаточно высокую плотность (2400...2600 кг/м³) и высокую теплопроводность, что является большим недостатком при работе с изделиями, работающими в космическом пространстве. Также углеволокно превосходит по характеристикам органоволокно, обладающее большей плотностью (2500...2900 кг/м³) и меньшим модулем упругости, при условии большей стоимости органоволокна.

Так как создание связующего является сложной химической задача, то в ходе проектирования рассматривались существующие связующие (таблица 3).

Таблица 3
Сравнение характеристик отечественных эпоксидных смол

Свойства	Смолы						
	ЭДТ-10	ЭДТ-69	ЭТФ	ЭП	5-211-6	ЭХД	ВС-2526
ρ , кг·м ³	1230	1210	1230	1220	1220	1240	1250
E , ГПа	3	2,8	3,5	3,9	3,45	5	4
σ +, МПа	75	80	60	40	80	70	95
ϵ , %	3,5	2,9	2	1,7	2,4	3,5	4
ν_{12}	0,37	–	0,3	0,45	0,35	0,34	0,35
α , 10 ⁻⁶ 1/°C	65	62	72	69	72	63	63
T_c , °C	100	125	–	110	120	155	160

В результате выбрана марка связующего ЭХД, так как оно обладает низкой вязкостью, что исключает введение разбавителей.

Для определения параметров монослоя задавались следующие допущения:

1. Связь волокно – связующее идеальная.
2. Волокно и связующее линейно упруги.
3. Однонаправленный материал состоит из чередующихся элементов со свойствами волокна и связующего, с объемными их долями, как у реального материала.

Из условия равновесия выделяемого элемента слоя и совместности деформаций получены простейшие соотношения для упругих характеристик слоя через характеристики волокон и связующего.

$$E_1 = \vartheta_f E_f + (1 - \vartheta_f) E_m;$$

$$E_2 = \frac{E_m E_f}{\left[\vartheta_f E_m + (1 - \vartheta_f) E_f \right]};$$

$$\nu_1 = \vartheta_f \nu_f + (1 - \vartheta_f) \nu_m;$$

$$\nu_2 = \frac{\nu_1 E_2}{E_1}.$$

Характеристики прочности монослоя (рис. 3) можно определить, воспользовавшись правилом аддитивности, которое, для максимального растягивающего напряжения будет иметь вид:

$$\sigma_{экс} = \sigma_f \vartheta_f + \sigma_m \vartheta_m.$$

Характеристики полученного монослоя приведены в таблице 4.

В качестве станка для намотки торового бака может быть использован станок марки СНТ-2, он может осуществлять намотку КМ на оболочку сосуда торовой формы имеющего эллиптическую, круглую или произвольную форму сечения радиальным и спиральным спосо-

бом. Также такой станок может быть использован для осуществления одновременной продольно-поперечной намотки КМ на обечайку бака, схема намотки и расчетная схема полу-ченного бака представлена на рис. 4 и 5 [10, 11].

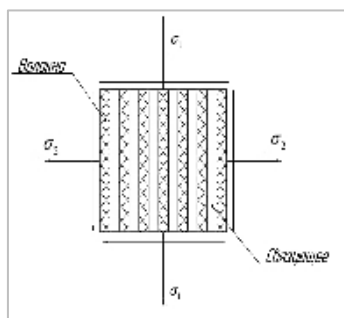


Рис. 3. Элемент слоя

Таблица 4
Характеристики монослоя

Модуль упругости E_1 , ГПа	161
Модуль упругости E_2 , ГПа	8,23
Коэффициент Пуассона ν_1	0,256
Коэффициент Пуассона ν_1	0,0102
Предел прочности при растяжении, МПа	2072

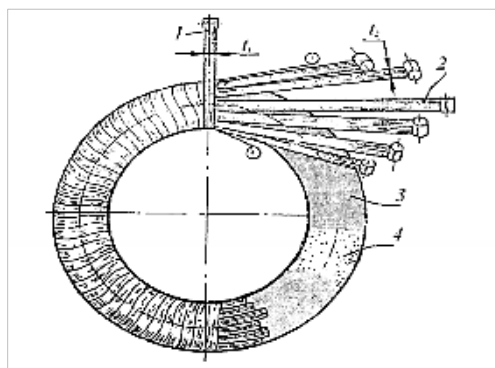


Рис. 4. Схема намотки слоев композитной оболочки торового баллона
1 – нити (лента) поперечного слоя,
2 – нити (лента) продольного слоя,
3 – герметизирующая оболочка-лейнер,
4 – песчано-полимерная оправка

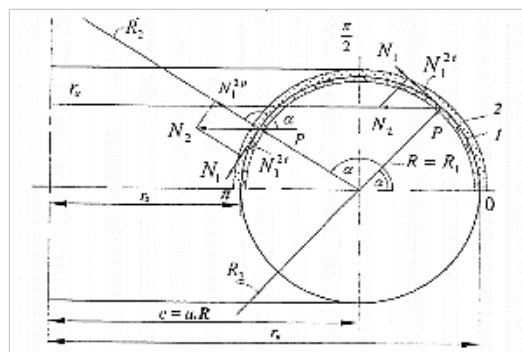


Рис. 5. Расчетная схема

На основе найденных параметров получена конструкция бака в первом приближении (рис. 6). Так как бак должен находиться длительное время в ампулизированном состоянии, следовательно, возникает необходимость исключения проницаемости КМ для жидкой фазы компонентов топлива.

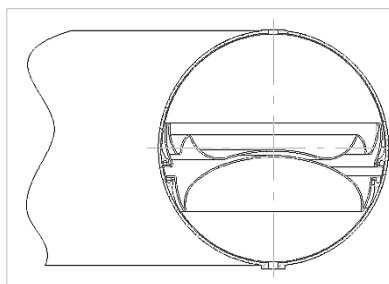


Рис. 6. Конструкция торового бака из КМ в первом приближении

Результатом работы стал торовый бак частично выполненный из КМ – такое исполнение обусловлено двумя проблемами, возникающими в следствии того, что бак должен обеспечить герметичность и исключить просачивание через стенки бака компонентов топлива, а также обеспечить закрепление вытеснительных мембран. Таким образом, с целью выполнения этих требований решением для двух этих проблем является использование лайнера, который обеспечит непроницаемость при толщине 0,7мм и сможет обеспечить закрепление металлической мембраны на оболочке бака.

Библиографический список

1. Балабанов А. Н. Краткий справочник технолога-машиностроителя. М.: Издательство стандартов, 1992.
2. Бондалетова Л. И., Бондалетов В. Г. Полимерные композиционные материалы. НИТПУ. Томский политехнический институт. 2013. 117 с.
3. Электронный ресурс: URL: <https://docplayer.ru/41731749-Uglerodnye-volokna-na-osnove-poliakrilonitrila-pan-86-96-5-s-t-s2.html> (дата обращения 22.11.2020)/
4. Справочник по композиционным материалам. Книга 1. Под ред. Дж. Любина. М.: Машиностроение, 1988. 448с.
5. Справочник по композиционным материалам. Книга 2. Под ред. Дж. Любина. М.: Машиностроение, 1988. 580с
6. Палатов И. В. Эластичные вытеснительные устройства топливных баков тов// Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3.
7. Азаров А. В., Бабичев А. А., Синьковский Ф. К. Проектирование и изготовление композитного бака высокого давления для космического аппарата // Композиты и наноструктуры. 2013. №4.
8. Буланов И. М., Воробей В. В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: Учебник для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. 516 с.
9. Михайлин Ю. А. Волокнистые полимерные композиционные материалы в технике. СПб: Научные основы и технологии, 2019. 720 с.
10. Пат. №2243091 Российская Федерация - Устройство для изготовления изделий торообразной формы. Патентообладатель Колганов В. И.; Заявл. 12.03.2004г.; опубл. 27.12.2004 г.
11. Комков М. А., Тхань Ч. Н. Композитный торовый баллон для дыхательных аппаратов с продольно-поперечной схемой армирования силовой оболочки // Известие вузов. Машиностроение: сб. науч. тр. М.: МГТУ им. Баумана. 2006.

К ВОПРОСУ О ПОВРЕЖДЕНИЯХ УЗЛОВ ГТД И НАЗЕМНОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

Е. А. Пешкова

Омский государственный технический университет

Газотурбинный двигатель (ГТД) представляет собой крайне сложную систему, состоящую из огромного количества деталей и сборочных единиц. В настоящее время ведутся разработки, связанные как с созданием новых двигателей, так и с усовершенствованием существующих конструкций. Это связано с необходимостью устранения недостатков существующих конструкций, которые приводят к отказам машин и снижению их надежности [1].

Довольно широкое распространение в различных отраслях промышленности получили газотурбинные установки (ГТУ), некоторые из них созданы на базе авиационных двигателей путем конвертирования их в наземные установки [2]. В связи с этим, повреждения и дефекты, встречающиеся в конструкциях ГТД, наблюдаются и при работе ГТУ. При этом, они могут иметь и «свои» специфические дефекты, связанные с: изменением условий работы конструкции, конструктивными особенностями установки и монтажа изделия, условиями эксплуатации.

Ниже приведены основные повреждения и дефекты, которые наиболее часто имеют место в вышеупомянутых конструкциях (рис. 1).

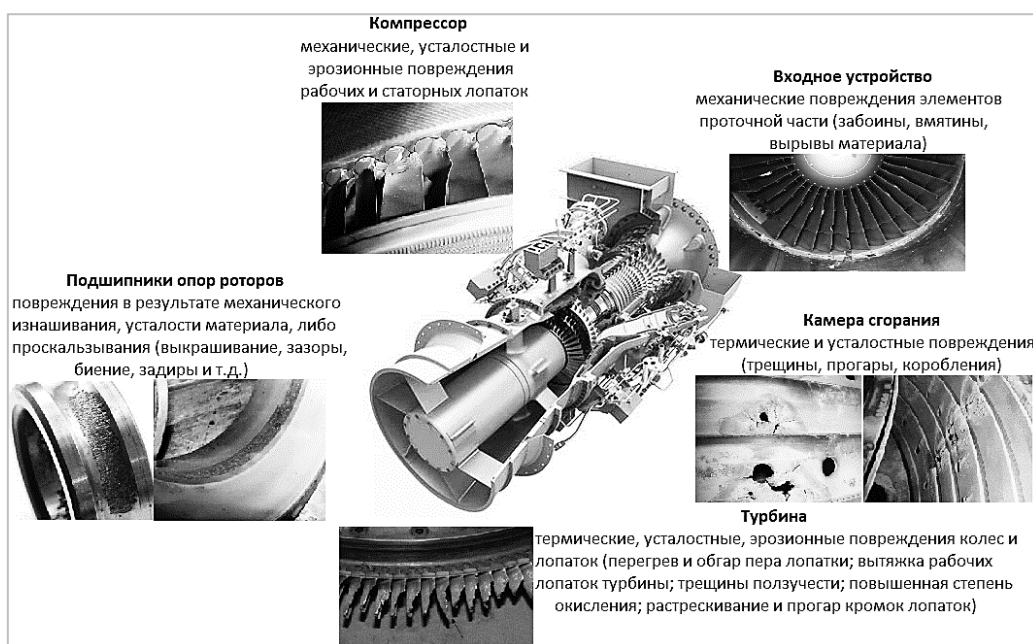


Рис. 1. Основные характерные повреждения узлов ГТД

Работоспособность лопаток компрессора снижается во время эксплуатации по нескольким причинам: усталость материала, которая связана с вибрациями и знакопеременными нагрузками, эрозия при попадании в воздушный тракт мелких частиц, таких как песок, коррозия материала. Кроме того, износ материала двигателя и унос этих частиц в полости компрес-

сора, попадание града и других предметов понижает прочность в связи с образованием забоин [3]. Также попадание крупных посторонних предметов приводит к серьезным повреждениям.

Нужно отметить, что для воздушного компрессора ГТУ, помимо вышеописанных повреждений, характерны загрязнения и засорения деталей узла и зазоров между ними, которые связаны напрямую с условиями эксплуатации, а также с различными климатическими условиями. Кроме загрязнений, повреждения могут нанести и абразивные моющие и чистящие средства, используемые для очистки воздушного тракта от этих загрязнений [4].

Типовыми считаются некоторые повреждения, обнаруживаемые во время эксплуатации или при обслуживании и ремонте ГТУ. К ним можно отнести повреждения опорно-упорного подшипника, повреждения проточной части и камеры сгорания, корпусов (таблица 1) [5].

Таблица 1
Сводная таблица основных узлов ГТУ, имеющих эксплуатационные дефекты [5]

Узел ГТУ	SGT5-2000E/ ГТЭ-160	GT-26	AE64.3A	SGT5-4000F
Опоры роторов	13 случаев	1 случай	–	2 случая
Проточная часть	12 случаев	1 случай	4 случая	5 случаев
Камера сгорания	Многочисленные	1 случай	Многочисленные	9 случаев
Внутренний корпус турбины	14 случаев	Не предусмотрен конструкцией	Не предусмотрен конструкцией	Не предусмотрен конструкцией
Выхлопная часть	Многочисленные	–	–	2 случая

Примечание: Наибольшее количество дефектов ГТУ типа SGT5-2000E/ ГТЭ-160 статистически связано с большим количеством данных турбин в парке ООО «Газпром энергохолдинг» и их высокой наработкой.

Также повреждения могут возникнуть и в части турбины ГТУ. Они могут быть связаны с прогарам, обгарам по кромкам, а также с деформацией спинки лопатки. На текущий момент времени остаются перспективными по усовершенствованию охлаждаемых лопаток турбины [6, 7]. Так, в источнике [8] где приведены схема, расчет и описание модернизированной сопловой лопатки первой ступени турбины высокого давления (ТВД) с применением квазитрехмерных методик. Представленные результаты модернизации схемы охлаждения позволили уменьшить расход охлаждающего воздуха, обеспечить равномерность распределения тепла по перу и полкам лопатки. Кроме того, в исследовании отмечается, что у наземных газотурбинных установок поток газа за камерой сгорания более неравномерный и может иметь большую температуру, чем у авиационного двигателя.

Кроме того, повреждения могут быть обнаружены и на дисках компрессора и турбины как авиационного двигателя, так и наземной ГТУ. Работа [9] посвящена исследованию дефектов в дисках, здесь же указываются следующие причины появления дефектов: металлургические, производственные и эксплуатационные; описываются механизмы образования тех или иных дефектов. Например, риски, образующиеся при механической обработке, могут привести к быстрому росту трещин, что само по себе является опасным явлением. Во время эксплуатации на дисках могут возникать усталостные трещины, связанные с износом в местах наибольших напряжений.

Наиболее распространенными повреждениями камеры сгорания (КС), возникающими при работе двигателя (ГТД или ГТУ), являются прогары, коробления, и трещины [10]. В связи с неполнотой сгорания топлива, на внешних торцевых поверхностях топливных форсунок образуется нагар, который приводит к искажению теплового потока, изменению факела, перераспределению температурных полей, что, в свою очередь, приводит к образованию нагара, перегреву стенок жаровой трубы, ухудшению условий ее охлаждения, а это влечет за собой

прогар и коробление с образованием трещин. Кроме того, трещины могут образовываться за счет циклических тепловых нагрузок – периодического температурного расширения материала при нагреве и его сужения – при охлаждении. Также образованию трещин способствуют слишком острые кромки отверстий поясов охлаждения, неточности геометрии деталей и их сборки. Трещины могут появляться в зонах, ослабленных сварным швом. Немаловажным является разрушение – выкрашивание и растрескивание – теплозащитного покрытия КС.

В источнике [11] описаны основные характерные для ГТУ дефекты жаровых труб КС, возникающие при эксплуатации. Повреждения рассмотрены на примере ГТУ PGT-10 – двухвальной стационарной установки, предназначенной для привода нагнетателей, общий вид которой показан на рис. 2.

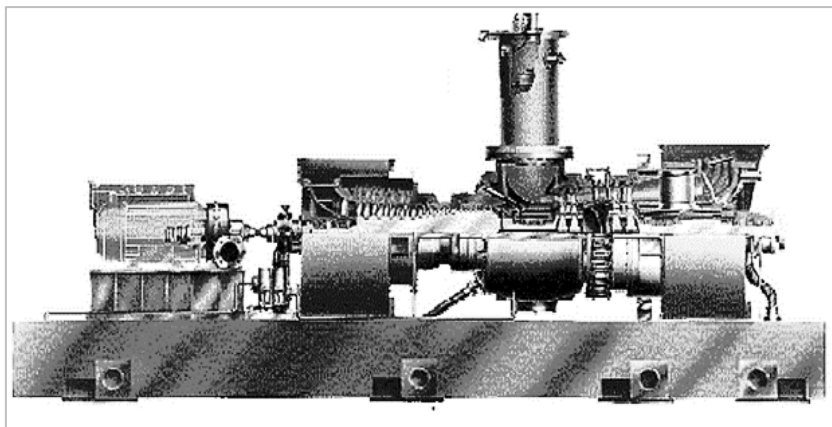


Рис. 2. Общий вид ГТУ PGT-10

Помимо дефектов камеры сгорания, указанных выше и возникающих как во внешнем корпусе КС, так и на внутреннем, в ГТУ может встречаться износ концевых участков жаровой трубы в месте контакта с газосборником (и износ газосборника в месте контакта с жаровой трубой), что связано с колебаниями потока в газоздушном тракте [11]. Кроме повреждения деталей по данному стыку, наблюдаются также повреждения других деталей и соединений КС, в том числе по месту соединения форсунки и завихрителя, в результате чего возникает повышенный износ деталей в соединении, увеличение зазоров, вибраций [12]. Все это может приводить к значительным повреждениям КС (рис. 3). При этом трещины подлежат ремонту (при определенных условиях), а детали, имеющие слишком большой износ подлежат замене.



Рис. 3. Разрушение головки жаровой трубы КС

В источнике [13] приведено исследование неустойчивости горения в КС с вихревой стабилизацией, работающей на обедненной смеси воздуха и топлива. Здесь рассматривается влияние различных факторов на устойчивость факела: геометрия жаровой трубы, условия работы при горении, конфигурация форсунки и завихрителя. Важно отметить, что неустойчивость горения особенно опасна для обедненных топливовоздушных смесей, так как приводит к большим амплитудам и опасным частотам колебаний газа внутри жаровой трубы, ее корпуса, образованию нагара и к прогарам. Кроме того, есть вероятность появления обратных токов газа в сторону форсунки, что способствует усилению колебаний деталей жаровой трубы и повлечет за собой повышенный износ в местах крепления жаровой трубы и КС в целом.

Таким образом, исследование причин износа деталей в месте соединения «форсунка-завихритель-жаровая труба» является актуальным и требует изучения факторов, приводящих к разрушению. Анализ причин износа позволит внести изменения в данное соединение, будь то усиление имеющейся конструкции и перераспределение нагрузок, или же создание новой конструкции, способствующей повышению надежности, а значит и времени безотказной работы, что позволит уменьшить затраты на эксплуатацию таких ГТУ.

Научный руководитель – к. т. н., доцент К. И. Жариков.

Библиографический список

1. *Ануров Ю. М., Коваль В. А., Халатов А. А., Хоменко А. И., Спицын В. Е., Романов В. В., Ковалева Е. А.* Обеспечение показателей ресурса и надежности ГТД стационарного применения // ВЕЖПТ. 2011. №10 (51).
2. *Гриценко Е. А., Данильченко В. П., Лукачев С. В., Резник В. Е., Цыбизов Ю. И.* Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения. Самара: СНЦ РАН, 2004. 266 с.
3. *Чичков Б. А.* Рабочие лопатки авиационных ГТД часть 1. Эксплуатационная повреждаемость рабочих лопаток: учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 2004. 73 с.
4. *Ночовная Н. А., Никитин Я. Ю.* Современное состояние вопроса в области очистки проточной части компрессора ГТД от эксплуатационных загрязнений (обзор) // Электронный научный журнал «Труды ВИАМ». 2017. №3. [Электронный ресурс]: URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sovremennoe-sostoyanie-voprosa-v-oblasti-ochistki-protocnoy-chasti-kompressora-gtd-ot-ekspluatatsionnyh-zagryazneniy-obzor> (дата обращения: 28.03.2021 г.)
5. *Мухаметов С. Ф.* Опыт промышленной эксплуатации энергоблоков ПГУ на объектах генерации ООО «Газпром Энергохолдинг» // LXV науч.-технич. сессия по проблемам газовых турбин и парогазовых установок «Фундаментальные проблемы исследований, разработок и реализации научных достижений в области газовых турбин в российской экономике»: сборник докладов, г. Санкт-Петербург, 18-19 сентября 2018 г., ОАО «ВТИ», 2018. С. 22 – 25.
6. *Ярославцев Н. Л., Викулин А. В., Ремчуков С. С.* Использование вихревых матриц в конструкции лопаток высокотемпературных газовых турбин // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2019. Т. 21. №1. С. 172 – 177.
7. *Ярославцев Н. Л., Викулин А. В., Ремчуков С. С.* Оптимизация конструкции передней полости лопатки полупетлевой схемы охлаждения // Авиационная промышленность. 2017. №4. С. 10 – 16.
8. *Сендюров С. И., Самохвалов Н. Ю., Бажин С. В.* Совершенствование систем охлаждения сопловых лопаток высокотемпературных турбин // LXV науч.-технич. сессия по проблемам газовых турбин и парогазовых установок «Фундаментальные проблемы исследований, разработок и реализации научных достижений в области газовых турбин в российской экономике»: сборник докладов, г. Санкт-Петербург, 18-19 сентября 2018 г., ОАО «ВТИ», 2018. С. 58 – 65.

9. Калашикова А. И., Гуманов Н. В., Лаврентьева М. А., Воробьева Н. А., Артамонова Н. А. Исследование дефектов в дисках авиадвигателей // Новые решения и технологии в газотурбостроении. Москва 26-28 мая 2015 г. Сборник тезисов докладов. М.: ЦИАМ, 2015. С. 226 – 228.
10. Лоцицкий Л. П. и др. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей. М.: Воздушный транспорт, 1992. 535 с.
11. Рудаченко А. В., Чухарева Н. В. Газотурбинные установки для транспорта природного газа: учебное пособие второе издание переработанное: учебное пособие. Томск: Изд-во ТПУ, 2012. 213 с.
12. Зырянов А. В., Сенюшкин Н. С., Харитонов В. Ф. Разработка метода диагностики камер сгорания ГТД на основе математического моделирования их рабочего процесса // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2012. Т. 16. № 2(47). С. 98 – 105.
13. Ying Huang, Vigor Yang, Dynamics and stability of lean-premixed swirl-stabilized combustion, Progress in Energy and Combustion Science, Volume 35, Issue 4, 2009, Pages 293-364. [Электронный ресурс] URL: <https://doi.org/10.1016/j.pecs.2009.01.002> (<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0360128509000094>)

УДК 661.961.62

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИФFUЗИОННОГО ГОМОГЕННОГО ГОРЕНИЯ В ЖАРОВОЙ ТРУБЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Д. В. Ременный

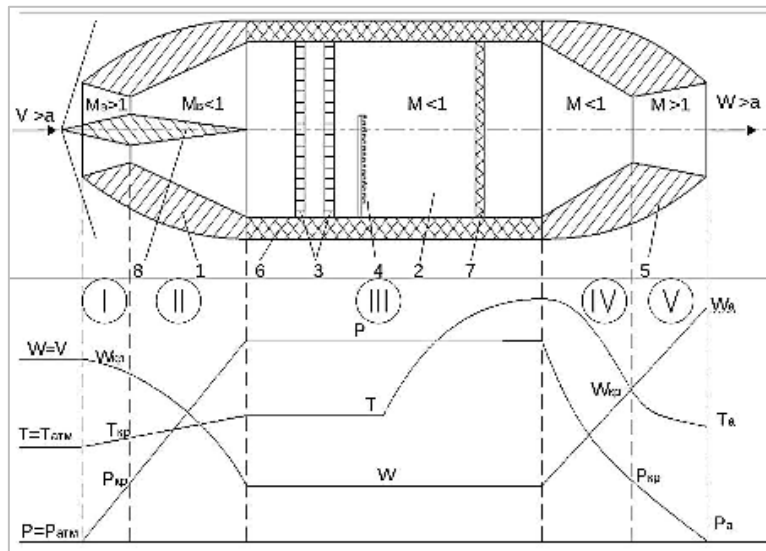
Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель является самым простым двигателем в своем роде, в нем процессы протекают непрерывно, а также отсутствуют подвижные части, такие как компрессор и турбина. Их задачу на себя берет диффузор, который в свою очередь осуществляет торможение потока при сверхзвуковой скорости полета, достигая нужной для КС степени повышения давления.

Простота конструкции ПВРД сильно сказывается на условиях, при которых данный двигатель может наиболее эффективно работать. То есть ПВРД не способен функционировать при малой скорости полёта, для чего приходится использовать стартовые ускорители или самолеты-носители. Для наглядности рассмотрим принципиальную схему ПВРД рис.1, где объект разделен сечениями на 5 рабочих зон, в каждой из которых протекает процесс создания ускоренной струи рабочего тела, для достижения заданной тяги двигателя [3].

Рассматривая схему слева направо, процесс начинается с воздухозаборного устройства (зона 0–1), где встречный поток воздуха на высоких скоростях устремлен в диффузор. Поскольку набегающий поток обладает скоростью $M > 1$, то возникает косой скачок уплотнения за счет центрального тела конической формы. Вследствие этого явления получаем изменение входных параметров. Затем уже изменившийся поток, в котором давление p и температура T стали выше, а скорость V ниже, пройдя критическое сечение воздухозаборника, попадают в диффузор (зона 1–2), где параметры так и продолжают возрастать и убывать до своих предельных значений. В (зоне 2–3) располагается камера сгорания, в которую поступает уже сжатый за счет кинетической энергии набегающего потока нагретый воздух, что благополучно сказывается на эффективности КС и всего двигателя в целом. И замыкающим звеном всей конструкции является сопло (зона 5), где рабочее тело ускоряется с преобразованием энергии теплосодержания в кинетическую энергию потока [1].

Перечислив все принципиально важные моменты, перед тем как перейти к расчётной части, следует учесть всю сложность процессов газодинамики, термохимии и теплообмена. Для эффективной работы такого двигателя требуется грамотная организация течений входящих газов и исходящего из топливного коллектора горючего. Решить данную задачу можно посредством стабилизирующих и турбулизирующих элементов.



Ри. 1. Схема ПВРД.

- 1 – диффузор; 2 – камера сгорания; 3 – турбулизирующие решетки ; 4 – форсунки; 5 – сопло;
6 – корпус; 7 – стабилизатор; 8 – центральное тело

На рис. 2 мы можем увидеть подробное устройство модели камеры сгорания ПВРД в изометрической проекции, которая будет рассчитана согласно всем требуемым данным.

А также на рис. 3. приведена геометрия для предварительного расчёта, и выяснения условий для наилучшей постановки задачи. На рис. 3 представлена насадка, расположенная в направлении потока (а), и против потока (б).

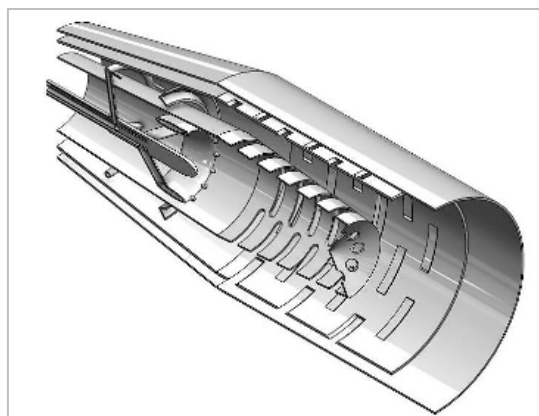


Рис. 2. Камера сгорания в изометрической проекции.

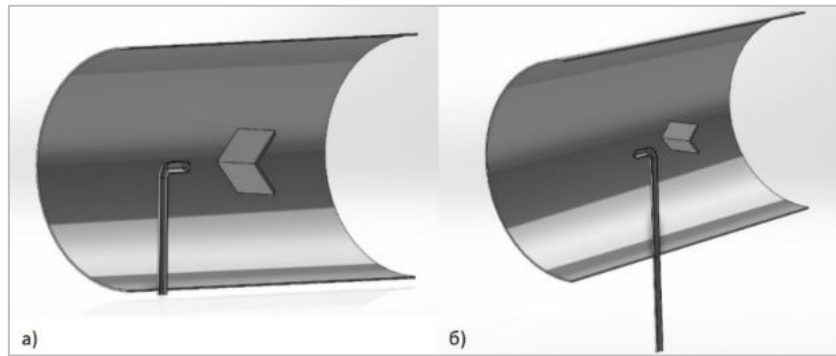


Рис. 3. Геометрия для предварительного расчета.

Все расчеты будут проводиться в вычислительном пакете «ANSYS Fluent». Для решения задач гидродинамики «ANSYS Fluent» использует метод СС-FVM (метод конечных объемов). Данный метод пространственной дискретизации отличается тем, что позволяет производить вычисления в центре геометрической ячейки с высокой точностью интегрирования по объему. В нашем случае расчет будет производиться в центре каждой элементарной ячейки с выполнением всех нижеперечисленных законов:

- Закон сохранения массы – $\iiint_{\tau} \left[\frac{d\rho}{dt} + \rho \bar{v} \right] d\tau = 0$
- Закон сохранения энергии – $\iiint_{\tau} [\rho \{dE\} dt - \bar{\tau}_x \cdot \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} - \bar{\tau}_y \cdot \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} - \bar{\tau}_z \cdot \frac{\partial \bar{v}}{\partial z} - \varepsilon dt = \iint_S t_n dS$
- Закон сохранения импульса – $\frac{d}{dt} \iiint_{\tau} \rho \bar{v} d\tau = \iiint_{\tau} \rho \bar{F} d\tau + \iint_S \bar{\pi}_n dS$

Также уравнения Навье–Стокса одни из важнейших в гидромеханике, применяющиеся для математического моделирования различных природных явлений, в том числе и горения:

$$\nabla \cdot \bar{v} = 0$$

$$\frac{\partial \bar{v}}{\partial t} = -(\bar{v} \cdot \nabla) \bar{v} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 \bar{v} + \bar{f}$$

Для наиболее точного расчета, как в пристеночных областях, так и на удалении от стенок, была взята модель переноса касательных напряжений $k - \omega$ “SST”:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho k v_j}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \rho P_k - \rho C_{\mu} k \omega$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial \rho \omega v_j}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + (1 - F_1) 2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \alpha_3 \frac{\omega}{k} \rho P_k - \rho \beta_3 \omega^2$$

Учтем уравнение состояния совершенного газа и ED модель, которая предполагает собой использование уравнений переноса для многокомпонентной жидкости:

$$\frac{\partial(\rho Y_l)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_j Y_l)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\zeta_l \frac{\partial Y_l}{\partial x_j} \right) + S_l$$

$$p = \rho RT$$

Перед тем как начать расчет задачи горения в КС ПВРД необходимо на простом примере выяснить какая постановка горелок будет выгоднее для нас (рис. 3, а, б). Также следует оговорить тот факт, что модель переноса частиц “Spices transport” не предполагает собой работу с жидким топливом, таким образом смесь, используемая в расчете “керосин-воздух”, является однородной смесью. В связи с этим мы исключаем из рассмотрения процесс распада струи на отдельные капли, их нагрев и дальнейшее испарение с горением.

Результат численного моделирования:

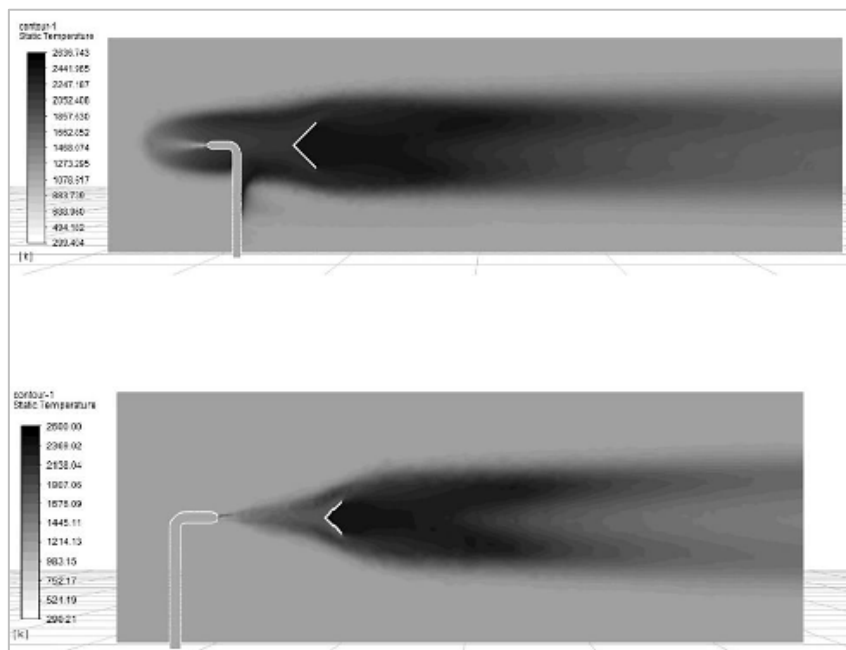


Рис. 4. Поле температур а) и б) компоновок.

С точки зрения эффективности распыла жидкого топлива, наилучшим образом показывает себя конфигурация (б). Но в нашем случае уже готовым парам керосина дается больше времени для смешения с окислителем, инициируя преждевременное горения, что не лучшим образом скажется на долговечность такого стабилизатора. Конфигурация (а) позволяет сохранить низкую температуру на лобовой стороне и более высокую на тыльной [3].

Учитывая полученную информацию, произведем расчет $\frac{1}{4}$ части нашей модели, соблюдая следующие граничные условия.

Опорные величины:

- $H = 10000\text{м}$
- $P_B = 26500\text{Па}$
- $T_B = 223\text{К}$
- $M_{II} = 2,3$

Параметры после скачка уплотнения, полученные с использованием изоэнтропических формул:

- $P_0 = 331363\text{Па}$
- $T_0 = 458\text{К}$

Условия входа и выхода в КС:

- $Inlet - air$ (вход воздуха) = 170 м/с.
- $Inlet - fuel$ (вход топлива в коллектор пилотной горелки) = 0,7 МПа.
- $Inlet - fuel$ (вход топлива в коллектор основной горелки) = 1,2 МПа.
- $Outlet = 0,32\text{МПа}$

Результат численного моделирования процессов в камере сгорания с учетом стабилизатора (рис. 5 – 8).

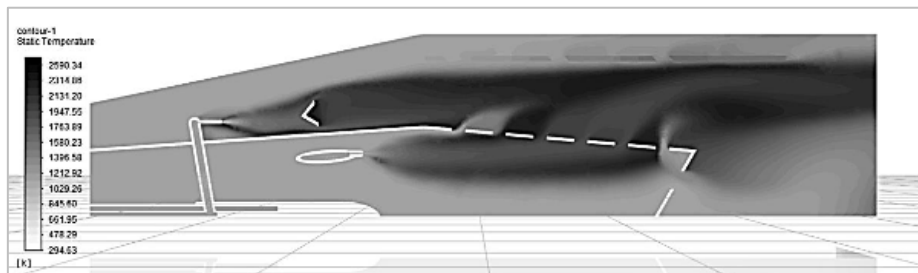


Рис. 5. Поле температур (со стабилизатором)

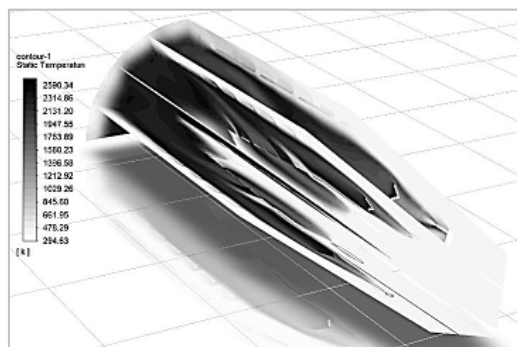


Рис. 6. Поле температур в изометрии (со стабилизатором)

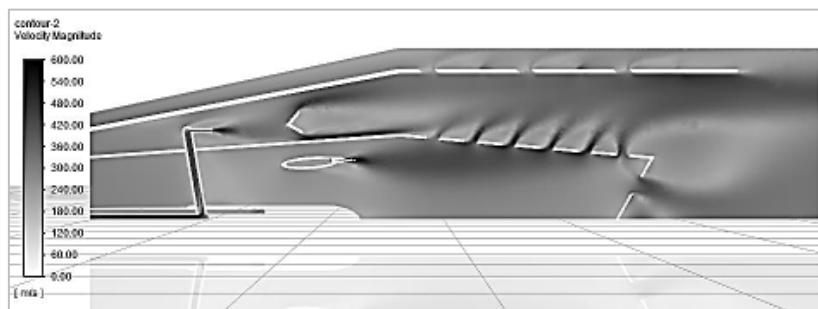


Рис. 7. Поле скорости (со стабилизатором)

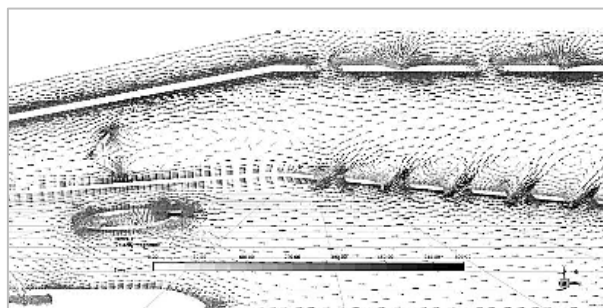


Рис.8. Векторное поле скорости (со стабилизатором)

Результаты численного моделирования процессов в камере сгорания без учета стабилизатора:

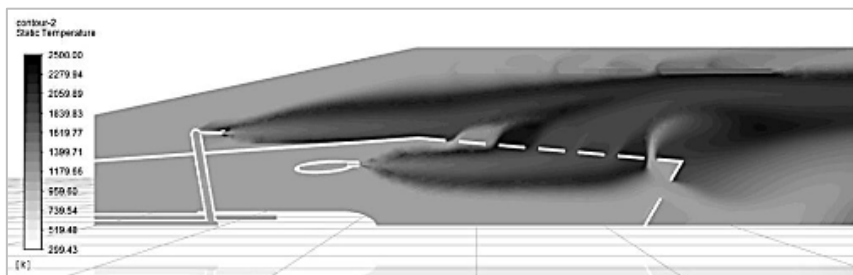


Рис. 9. Поле температур (Без стабилизатора)

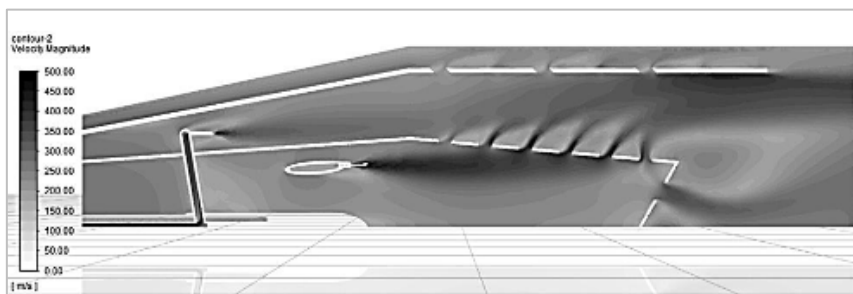


Рис. 10. Поле скорости (Без стабилизатора)

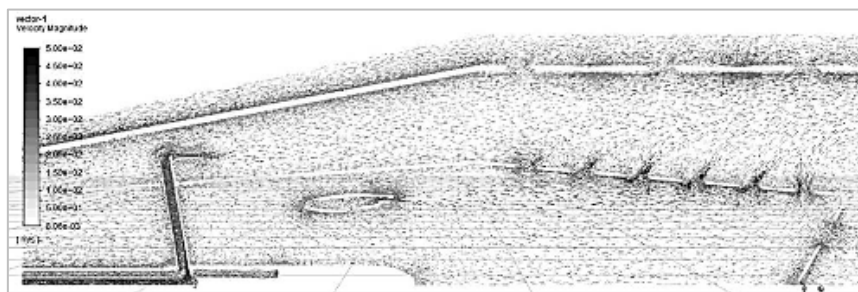


Рис. 11. Векторное поле скорости (со стабилизатором)

Построим график температуры от расстояния для двух случаев: со стабилизатором и без него (рис. 12 – 13).

В нашем исследовании (рис. 5 – 13) мы рассматриваем две принципиально схожие геометрии: с использованием кольцевого стабилизатора конической формы и без него. При обтекании острых кромок такого стабилизатора происходит срыв струй, сопровождающийся интенсивным вихреобразованием. За счет такого явления мы можем интенсифицировать процесс возгорания в рециркуляционной зоне за стабилизатором. Попавшие туда массы горючей смеси будут возгораться, обогащаясь поступлением новой топливовоздушной смеси, и непрерывно предавать нужное количество теплоты горючему вперед по потоку путем турбулентного теплообмена.

В рамках работы было приведено сравнение камер сгорания одного типа в двух постановках. Были вычислены искомые данные, такие как: средняя температура жаровой трубы,

температура на выходе, массовый расход топлива, скорость смеси и продуктов сгорания. Выполнено моделирование газодинамики и определено влияние стабилизирующего элемента на процесс горения в КС.



Рис. 12. График температуры от расстояния (со стабилизатором)



Рис. 13. График температуры от расстояния (без стабилизатора)

Библиографический список

1. Зуев В. С., Макарон В. С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. М.: Машиностроение, 1971. 368 с.
2. Акимов В. М., Бакулев В. И., Курзинер Р. И. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. Учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1987. 568 с.
3. Бондарюк М. М., Ильяшенко С. М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели / Под ред. Рожин В. П. М.: Гособорониздат, 1958. 394 с.
4. Блинов Е. А. Топливо и теория горения. Раздел: подготовки и сжигание топлива: Учебно-методический комплекс (учебное пособие). СПб.: Изд-во СЗТУ, 2007. 119 с.
5. Сахин В. В. Устройство и действие энергетических установок. Кн. 2. Газовая турбина. Теплообменные аппараты: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2015. 133 с.

УДК 623.467.8

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ПОДВОДНОГО ПУСКА НА БАЗЕ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО ТОЛКАТЕЛЯ И ПОРОХОВОГО АККУМУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ

О. В. Ржонцов, М. А. Маков, Д. В. Кедров

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

Отличительная особенность данной системы от классической в том, что для раздвижения секций телескопического толкателя вместо воздуха высокого давления используется газ, сгенерированный пороховым аккумулятором давления. Это позволяет увеличить скорость выхода изделия, а также снизить габариты пусковой установки.

Принцип работы механической системы пуска на базе телескопического толкателя состоит в следующем. Автономный необитаемый подводный аппарат, предназначенный для изучения мирового океана, находится в исходном положении (рис.1). Под действием газа, сгенерированного пороховым аккумулятором давления, секции телескопического толкателя раздвигаются (рис.2) и автономному необитаемому подводному аппарату сообщается импульс, достаточный для осуществления выхода за пределы транспортно-пускового контейнера.

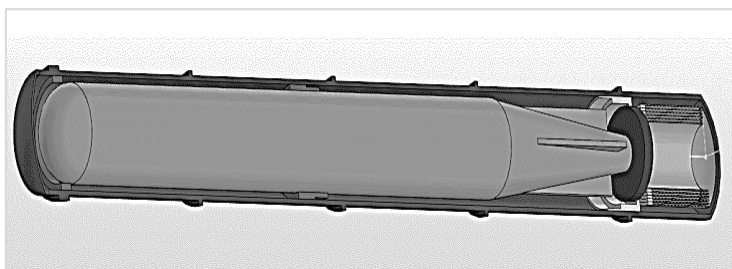


Рис. 1. Исходное положение системы пуска

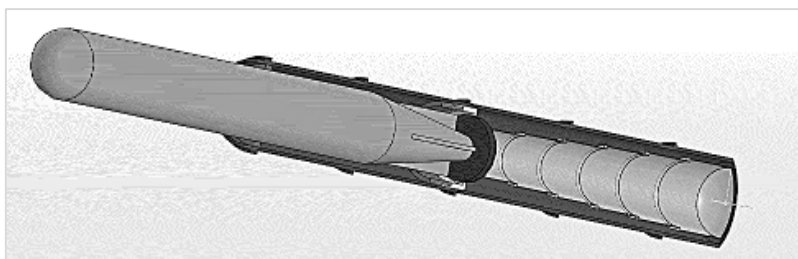


Рис. 2. Конечное положение системы пуска

Система пуска (рис. 3) представляет собой цилиндрический транспортно-пусковой контейнер, заполненный жидким ингибитором коррозии. Спереди он герметично закрыт разрушаемой передней крышкой. Пусковое устройство включает в себя телескопический толкатель с поршнем, пороховой аккумулятор давления, а также вспомогательные элементы продольной и поперечной фиксации автономного необитаемого подводного аппарата и тормозное устройство.

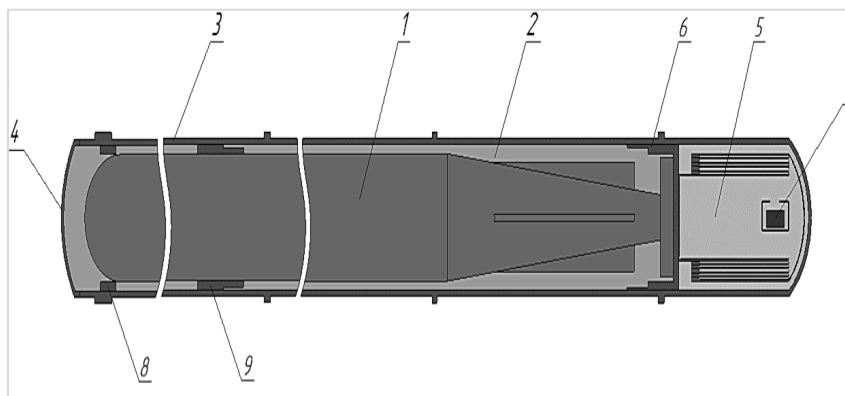


Рис. 3.Схема системы пуска

1 – АНПА; 2 – полость пусковой трубы; 3 – пусковая труба; 4 – передняя разрушаемая крышка; 5 – телескопический толкатель; 6 – поршень; 7 – газогенератор; 8 – кольцо обтюрации; 9 – тормозное устройство

Пусковая труба – основная несущая часть транспортно-пускового контейнера (далее – ТПК). Пусковая труба является одним из двух основных базовых элементов контейнера, формирующих его геометрию и служащих для размещения других элементов ТПК. Совокупность пусковой трубы, поршня и разрушаемой передней крышки создает герметичную полость, заполненную жидким ингибитором коррозии. Данная мера предназначена для продления срока хранения изделия.

Кольцо обтюрации имеет вид кольцевого элемента, наружный диаметр которого равен внутреннему диаметру пусковой трубы, а внутренняя часть расточена под диаметр автономного необитаемого подводного аппарата.

Функции кольца обтюрации:

1. Исключать поперечное перемещение изделия в походном положении;
2. Направлять изделие в процессе его пуска из контейнера;
3. Обеспечивать в процессе пуска обтюрацию калиброванной части изделия, ограничивая расход жидкости из полости пусковой трубы, что обуславливает создание в ней избыточного по сравнению с забортным давлением, выталкивающего изделие.

Поршень имеет цилиндрическую форму, при этом его наружная поверхность свободно посажена внутрь пусковой трубы. Для обеспечения герметичности на внешней поверхности поршня выполнены канавки, предназначенные для размещения уплотнительных колец, в передней части, выполненной под калибр изделия и предназначенной для его фиксации, – продольные пазы, в которые входят челноки изделия. Внешняя передняя часть выполнена в виде кольцевого плунжера, определяющего при его входе в демпфирующую полость тормозного устройства торможение и остановку поршня по окончании пуска изделия [1].

Функции поршня в пусковой системе ТПК:

1. Обеспечение поперечной фиксации и продольного направления движения при пуске;
2. Разделение полостей пусковой трубы;
3. Обеспечение герметичности;
4. Исключение передачи силового импульса на элементы изделия при пуске, что достигается распределением нагрузки по внешней оболочке изделия ввиду достижения ею (нагрузкой) опасных для него величин, определяемых большими ускорениями на малой длине разгона;

Тормозное устройство обеспечивает торможение и остановку поршня в завершающей стадии пуска за счет дросселирования жидкости.

Передняя разрушаемая крышка разрывается при выходе изделия из ТПК. Для этого на поверхности крышки имеются концентраторы напряжения. Также обеспечивает герметичность полости пусковой трубы, заполненной нейтральной жидкостью, обеспечивает уравнивание давления забортной воды и жидкости, которой заполнена внутренняя полость пусковой трубы.

Телескопический толкатель представляет собой конструкцию, состоящую из пяти раздвижных секций, в качестве конструкционного материала используется коррозионностойкая, жаростойкая сталь ЭП678У-ВД.

Пороховой аккумулятор давления имеет форму многоканального моноблока, бронированного по наружной и торцевым поверхностям. Расход газа представляет собой линейную возрастающую функцию. [2]

На рисунке 4 упрощенно представлена расчетная схема для проведения предварительного расчета параметров стартового ПАД.

Основные допущения предварительного расчёта:

1. Движение запускаемого объекта до момента выхода из пусковой установки считаем равноускоренным;
2. После отделения АНПА от ТТ его движение считается равномерным, без учета сил гидродинамического сопротивления;
3. Струйные течения и ударно-волновые процессы не рассматриваются;
4. Тепловые потери в объемах установки учитываются интегральными коэффициентами $\chi_{п}$ и $\chi_{кС}$, характеризующими тепловые потери;
5. Рассматривается одномерное движение запускаемого объекта;
6. Запускаемый объект представляет из себя неупругое тело;
7. Трение постоянно на пути движения объекта.

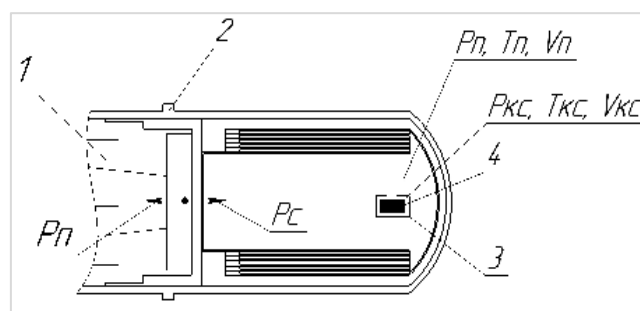


Рис. 4. Расчетная схема

В результате проведенных исследований были определены основные конструктивные параметры системы подводного пуска на базе телескопического толкателя и порохового аккумулятора давления.

Библиографический список

1. Красильников А. В., Красильников Р. В., Мартынов В. Л., Маштаков А. П. Проектирование и испытания малогабаритных подводных пусковых устройств: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2017. 126 с.
2. Борисенко К. П., Ефимов О. И., Красильников Е. П. Торпедные аппараты подводных лодок: учебное пособие. СПб: Изд. центр СПбГМТУ, 2002. 75 с.

УДК 621.383

**ПЕРСПЕКТИВЫ ТЕХНОЛОГИИ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ
ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ МЕЖДУ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ
ПРИ ПОМОЩИ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ**

В. И. Светличный, Е. А. Горбуленко

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

Современные космические аппараты и, в том числе, микроспутники, для получения электрической энергии, обеспечивающей выполнение требуемых функций, обычно используют технологию преобразования светового потока в электричество при помощи солнечных панелей. Тем не менее, по причине компактных размеров микроспутников, энергии, генерируемой от солнечных батарей, как правило, бывает недостаточно для питания энергозатратных задач. Новейшие применяемые солнечные панели по-прежнему не удовлетворяют требованиям желаемых применений. К примеру, недавно разработанная солнечная панель для микроспутника CubeSat под названием NaWK (высокая мощность в килограмм), имеющая два варианта eNaWK и zNaWK, обеспечивающих пиковую мощность 84 Вт и 36 Вт соответственно. Однако, даже этой энергии все еще недостаточно для установления высокоскоростной линии связи между данным спутником и наземной станцией на любой заданной несущей частоте.

Традиционно, когда космические аппараты находятся в тени Солнца, для питания они используют аккумуляторные батареи. Спутник на орбите 600 км от земли обычно завершает один цикл за 90 минут, из них находясь примерно 35 минут в тени и используя собственные аккумуляторные батареи. Подобная частая разрядка и зарядка батарей сильно ограничивает их срок службы.

Хранение генерируемых электрической мощности в микроспутниках – настоящая проблема. С момента успеха двух марсоходов-близнецов, запущенных в 2003 году: Spirit и Opportunity, наиболее предпочтительным вариантом хранения энергии стали литий-ионные батареи. Литий-ионные – это общее название множества типов батарей с различным химическим составом, включающие соединения лития на аноде. В таблице 1 дано сравнение наиболее широко используемых аккумуляторов.

Следует отметить, что большинство литий-ионных аккумуляторов обеспечивают низкую производительность в суровых условиях космоса, таких как низкое давление, перепады температуры и радиация космического пространства. За время, пока микроспутник находится в тени, его температура может упасть до -40°C , что может быть достаточно, чтобы вывести такую батарею из строя.

Производительность аккумуляторных батарей с уверенностью можно назвать важнейшим фактором, ограничивающий диапазон выполняемых функций микроспутников. Кроме того, аккумуляторы и прилагаемый к ним системы управления питанием, как правило, являются самой тяжелой частью микроспутников, что экспоненциально увеличивает стоимость их развертывания. Постоянно растущий спрос на энергозатратное оборудование, такое как различные датчики, магнитометры, устройства маневрирования и камеры соответственно нуждается в продвинутых системах питания.

С другой стороны, из-за большего свободного пространства на крупном спутнике или космической станции, возможно сохранить гораздо больше электроэнергии, используя соответствующие аккумуляторные батареи. Более крупные аппараты так же могут оснащаться огромными солнечными панелями или активными генераторами энергии как, например, радиоизотопные генераторы.

В качестве потенциального решения вышеупомянутых проблем возможно использовать беспроводную передачу энергии от более крупного спутника или космической станции, например, от МКС. При этом, электроэнергия может передаваться на цель с помощью

лазерного излучения. Передача энергии из космоса на Землю исследуется в литературе с начала 90-х годов. По оценкам, количество испускаемой солнечной энергии за один год почти равняется энергоемкости всех запасов нефти на Земле.

Таблица 1
Сравнение наиболее используемых в микроспутниках типов аккумуляторов

Наименование технологии аккумулятора	Номинальное напряжение, В	Гравиметрическая емкость, Втч/кг	Циклов перезарядки	Примечание
Никель-кадмиевый (NiCd)	1.25 – 1.3	40 – 60	1500	Низкое напряжение, очень низкая емкость, высокая мощность, эффект памяти и безопасен в использовании
Никель-металлогидрид (NiMH)	1.25 – 1.3	60 – 120	300 – 500	Низкое напряжение, низкая емкость, хорошая мощность, эффект памяти, безопасен в использовании
Никель водородный (NiH ₂)	1.25 – 1.3	55 – 75	>20000	Низкое напряжение, низкая емкость, высокая мощность и отличный срок службы
Литий-кобальт диоксидный (LCO)	3.6 – 3.7	150 – 200	500 – 1000	Низкая скорость заряда / разряда, опасность пользования, низкая температура теплового пробоя
Литий-марганец оксидный (LMO)	3.7 – 3.8	100 – 150	300 – 700	Низкая стоимость, высокая мощность и безопасен в использовании
Литий-никель марганец-кобальт диоксидный (NMC)	3.6 – 3.7	150 – 220	1000 – 2000	Низкая скорость заряда / разряда, низкое сопротивление и безопасен в использовании
Литий-железо фосфатный (LFP)	3.2 – 3.3	90 – 120	>2000	Очень высокая способность разрядки, максимально безопасны в использовании и имеют хороший срок службы.
Литий никель кобальт алюминий оксидный(NCA)	3.6	200 – 260	500	Высокая энергия, низкий срок службы и низкая мощность.

В рамках предложенной концепции (рис. 1) каждый раз, когда потребитель будет входить в радиус действия излучателя, то сможет быстро зарядить свои аккумуляторы и получать необходимое количество энергии от более крупного космического аппарата, удовлетворяя свою потребность в большом количестве электроэнергии.

Количество энергии, передаваемой на спутник – потребитель зависит от множества факторов: мощность излучателя, расстояние между орбитами космических аппаратов, расстояние прямой видимости между ними, а также КПД приемного преобразователя излучения лазера. При тщательном контроле этих параметров, количество передаваемой электроэнергии может быть увеличено. Преимуществом такого способа передачи является то, что атмосфера между низкими околоземными орбитами настолько разрежена, что позволяет пренебречь атмосферными эффектами, такими как рассеяние и поглощение.

Лазерное излучение имеет очень узкую диаграмму направленности в сравнении с передачей в микроволновом диапазоне, следовательно, больше энергии может быть эффективно направлено на целевой приемник. К тому же, микроспутники, оборудованные солнечными панелями, смогут напрямую принимать лазерное излучение без необходимости изменения текущих электрических/электронных систем. При использовании микроволнового диапазона передачи потребовалась бы установка громоздких, тяжелых и дорогих электронных систем.

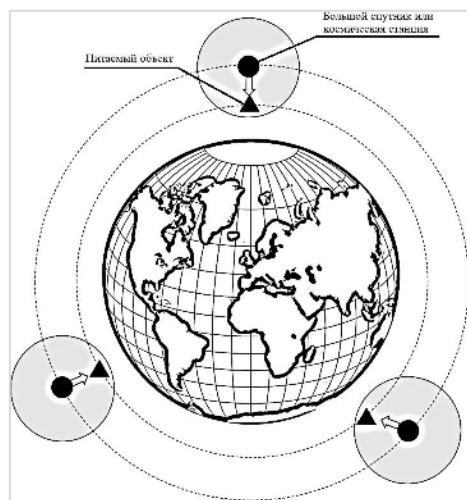


Рис. 1. Иллюстрация оптической беспроводной передачи энергии между космическими аппаратами

Современные космические аппараты и больших, и малых размеров получают солнечную энергию с помощью бортовых солнечных панелей. Дешевые солнечные элементы на основе кремния достигают КПД 14%–19%, что недостаточно для космического применения. Солнечные элементы на основе арсенида галлия являются более предпочтительными и используются в космических аппаратах с 1965 года, поскольку они имеют больший КПД и меньше подвержены колебаниям температуры, а также менее чувствительны к космической радиации. В настоящее время разрабатываются новые технологии солнечных элементов, например, на основе перовскита и органических ячеек. Наибольшая достигаемая эффективность однопереходных тонкопленочных солнечных фотоэлементов на основе перовскита составляет 24,2%. Одна из лучших современных технологий солнечных фотоэлементов на основе многосвязных структурированных ячеек арсенида галлия-индия фтора имеет КПД 35,8% в космическом пространстве (тогда как в наземных условиях 38,8%).

Фотоэлементы на микроспутниках можно оптимизировать под длину волны лазерного излучателя для повышения эффективности преобразования. Самый высокий достигнутый КПД для такого преобразования сегодня составляет 66%. Наиболее эффективные лазерные источники имеют КПД 74%, и ожидается, что в ближайшем будущем будет достигнут уровень в 85%. При этом, наилучшей длиной волны излучения для преобразования является диапазон 500–1000 нм.

В отличие от атмосферной оптики, беспроводная передача энергии в условиях низкой околоземной орбиты позволяет достичь гораздо большей дальности видимости, поскольку таких атмосферных явлений как туман, снег или дождь в космосе попросту не существует. По этой причине вся излучаемая энергия гарантированно достигнет приемного фотоэлемента вся передаваемая мощность. Требуемый угол расходимости при заданной дальности и размере пятна этом вычисляется как:

$$\theta = \frac{D_{\text{пятна}}}{L} \quad (1)$$

Получаемая приемным аппаратом мощность может быть выражена следующей формулой:

$$P_{\text{пол}} = \frac{P_{\text{пер}} A_{\text{пр}} \tau_{\text{атм}}}{4 L^2 \theta^2} \times \text{КПД}_{\text{пр}} \quad (2)$$

где $P_{\text{пер}}$ – передаваемая мощность, $A_{\text{пр}}$ – эффективная площадь приемной апертуры, $\tau_{\text{атм}}$ – коэффициент пропускания атмосферы, L – расстояние прямой видимости между приемником и излучателем, θ – угол расходимости.

На основании формулы (1), можно оценить, что при требуемом радиусе пятна в 10 см и расстоянии прямой видимости между космическими аппаратами в 25 км, необходимый угол расходимости лазерного источника составляет 4 мрад.

На рис. 2 приведен график зависимости полученной на приемнике мощности, в зависимости от расстояния и мощности излучателя, полученный на основании формулы (2).

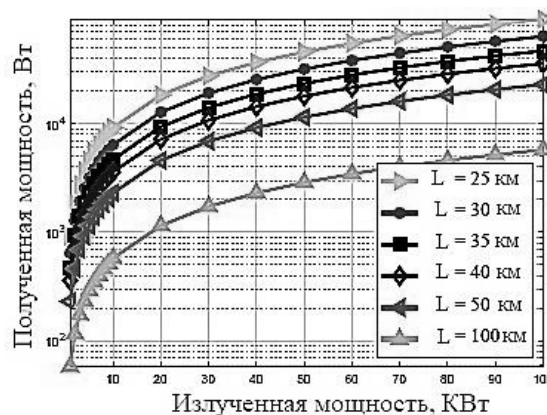


Рис. 2. Мощность на приемнике при различном расстоянии до излучателя.

Имеющиеся технологии получения и хранения электроэнергии на микроспутниках недостаточны, особенно для высокоскоростной связи или множественных научных измерений. В данной статье представлена и смоделирована идея оптической беспроводной передачи электроэнергии, что, при использовании современных технологий может уменьшить вес, габариты и упростить конструкцию малых спутников, что соответственно сильно уменьшит стоимость их запуска и развертывания.

Библиографический список

1. *T. Miyamoto*, «Optical wireless power transmission using VCSELs» in Proc. SPIE, vol. 10682, May 2018.
2. *Kuperman, I. Aharon*, «Battery-ultracapacitor hybrids for pulsed current loads: A review», Renew. Sust. Ener. Rev., vol. 15, no. 2, 2011.
3. *Борейшо А. С., Ивакин С. В.* Лазеры: устройство и действие: Учебное пособие, СПб: Лань, 2016. 304 с.
4. *F. Kalil*, «Optical and microwave communications-A comparison», NASA technical note, 1966.
5. *N. Saeed, A. Elzanaty, H. Almorad, H. Dahrouj, T. Y. Al-Naffouri, and M. Alouini*, «Cubesat communications: Recent advances and future challenges», To appear in IEEE Communications Surveys Tutorials, 2020.

УДК.629.785

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПЕРЕЛЕТОВ

Е. А. Сушонкова

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

В настоящее время активно развивается концепция дальних космических перелетов. Но использование химического топлива для таких передвижений совсем не актуально, ведь рано или поздно его запасы на борту попросту иссякнут. В связи с этим встает вопрос о поисках альтернативных неиссякаемых источников энергии. Одним из таких источников и является Солнце. В данной статье будут рассмотрены устройства, которые уже используют солнечную энергию для полетов в космическом пространстве.

Солнечный парус. Солнечный парус (также называемый фотонным парусом) – это устройство, которое использует давление солнечного света на зеркальной поверхности для движения космического корабля.

Множественные частицы, фотоны, которые составляют солнечный свет, попадают на твердую поверхность, создавая давление, которое может толкать объекты в определенном направлении. Но силы фотонов недостаточно, чтобы толкнуть большие спутники. Вследствие этого перед учеными встала задача создания спутника наименьшего размера. Также возник ряд требований к самому солнечному парусу: он должен быть очень тонким, иметь отражающую поверхность и оставаться работоспособным в космических условиях.

Потребовались десятилетия, чтобы создать кубсаты, наноспутники размером 10×10×11 см. Несмотря на свои небольшие размеры, у них есть все, чтобы наблюдать за Землей. Было решено сделать солнечные паруса из майлара, пленки на основе синтетического полиэфирного волокна. Этот материал прочный, термостойкий, светостойкий и хорошо отражает фотоны.

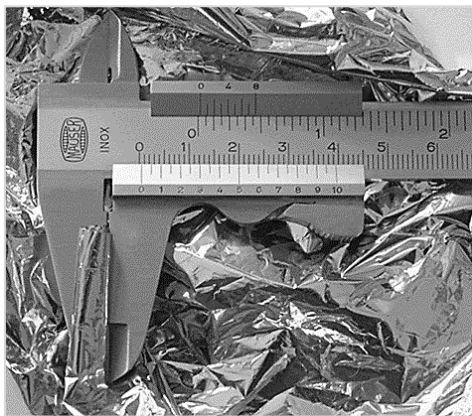


Рис. 1. Майлар (толщиной в 32 слоя)

Первое разворачивание солнечного паруса в космосе было проведено на грузовом корабле «Прогресс М-15» 24 февраля 1993 года в рамках проекта «Знамя-2». После взлета и маневрирования «Прогресс» успешно развернул парус недалеко от станции «Мир». Отражатель создал световое пятно шириной 8 км (из-за рассеяния света), которое пересекало Европу от южной Франции до западной России со скоростью 28 800 км/час. Пятно света имело яркость, примерно эквивалентную полной Луне.

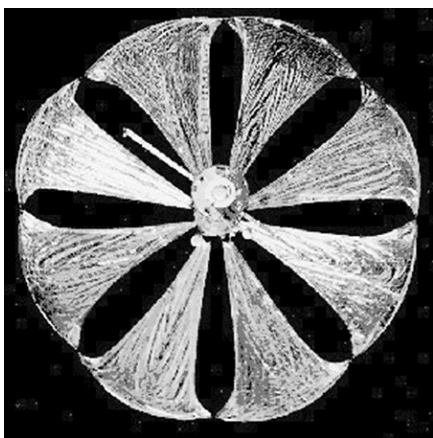


Рис. 2. Парус проекта «Знамя-2»

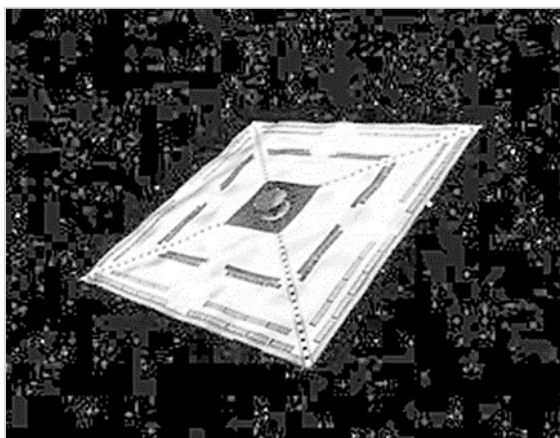


Рис. 3. IKAROS

Японский космический аппарат IKAROS был запущен 21 мая 2010 года. Двадцатиметровый парус начал разворачиваться, когда он вышел на орбиту, и завершил процесс всего через неделю после его начала. С помощью этого паруса и солнечного света устройство могло регулировать направление своего движения. Однако аппарат ушел в тень и перешел в «спящий режим», поэтому эксперимент пришлось прекратить.

Но это не остановило ученых, и космический аппарат LightSail-2 был выведен на орбиту 25 июня 2019 года. Через несколько недель он открыл свой солнечный парус – его площадь составляет 32 м², поэтому его можно увидеть с Земли. Это устройство имело меньший прототип под названием LightSail-1. Он был выведен на орбиту 20 мая 2015 года и развернут для навигации 7 июня. Через 7 дней он совершил свой испытательный полет, который длился не более суток. Оба спутника были созданы планетарным сообществом.

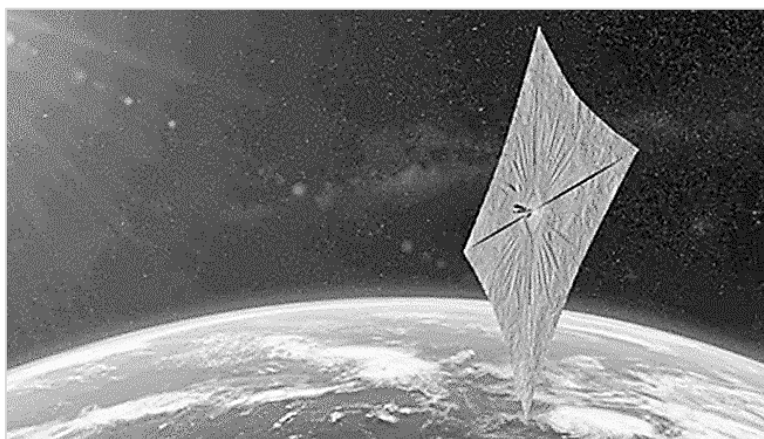


Рис. 4. LightSail-2

Говоря о скорости солнечных парусов, следует отметить, что она полностью зависит от размеров спутника и самого паруса. Например, LightSail-2 в начале своей эксплуатации совершил полный оборот вокруг Земли за 90 минут, а за месяц мог разогнаться до 549 км/час. Если бы он оставался работоспособным со дня раскрытия, его скорость могла бы составить около 27 000 км/час, а это скорость Международной космической станции.

Преимуществом солнечных парусов является их простота – на самом деле это растянутое зеркальное полотно. Не нужно тратить на производство двигателя и покупку дорогостоящего топлива, парусу оно не нужно.

Поскольку работа солнечных парусов напрямую зависит от частиц света, они не могут использоваться за пределами Солнечной системы. Хотя в остальной части Вселенной, вероятно, будут другие источники света, и в очень отдаленном будущем солнечные паруса пригодятся (но не факт, что эти источники света не имеют совершенно другую природу).

Электрический парус. Электрический парус – это тип космического двигателя, который использует импульс ионов солнечного ветра в качестве источника тяги.

Солнце испускает не только фотоны, но и электроны, протоны и ионы. Эти частицы образуют так называемый солнечный ветер. Миллионы тонн космической материи, разбросанной на миллиарды километров, могут быть использованы для путешествий в космосе.

Первый электрический парус был изобретен в 2006 году доктором Финского метеорологического института Пеккой Янхуненом. Его парус имел мало общего с солнечным парусом: он состоял из нескольких длинных тонких проводов, похожих на колесо без обода, и бортовой электронной пушки. Принцип работы заключался в следующем: с помощью электронной пушки, которая излучает пучок электронов в направлении, противоположном движению аппарата, тросы приобретают положительный заряд, которым начинают отталкивать ионы солнечного ветра, что приводит к ускорению спутника.

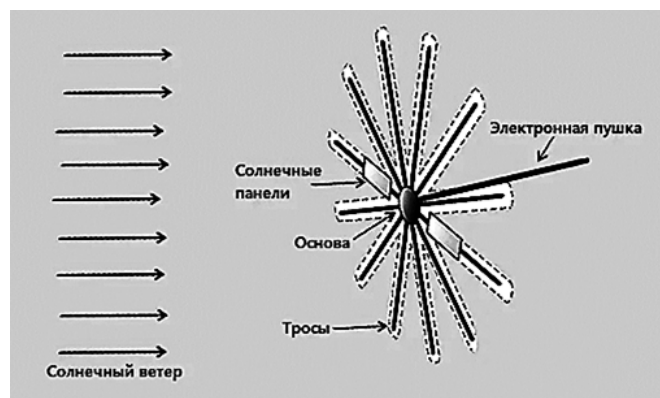


Рис. 5. Схема электрического паруса

Первым спутником, использовавшим электрический парус, стал эстонский спутник ESTCube-1. Тросы спутника были изготовлены из алюминия и имели длину 15 м. Спутник был запущен в космос 7 мая 2013 года. К сожалению, после запуска парус не смог открыться, и без ускорения спутник сократит свою орбиту примерно через 23 года, пока не сгорит в атмосфере Земли.

Вторая попытка, состоявшаяся 23 июня 2017 года, увенчалась успехом. На орбиту был выведен финский спутник Aalto-1, также использующий электрический парус. Данный аппарат функционирует до сих пор.

Электрический парус имеет несколько преимуществ перед солнечным парусом: его легче проектировать, разворачивать и эксплуатировать; благодаря своей меньшей поверхности он более устойчив к метеоритным частицам; он позволяет аппарату двигаться в обоих направлениях (от и к источнику частиц).

Однако есть один существенный недостаток, который перевешивает все преимущества: тяга электрического паруса почти в 200 раз меньше, чем у солнечного паруса тех же размеров.

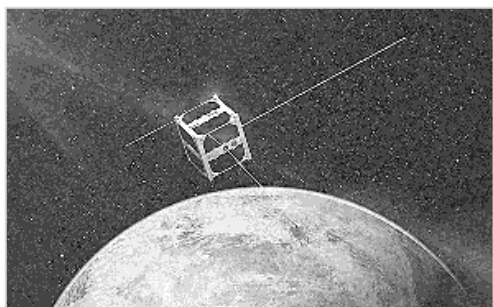


Рис. 6. Спутник ESTCube-1



Рис. 7. Aalto-1

Команда Брюса Вигмана активно работает над устранением этого пробела в рамках миссии Heliosphere Electrostatic Rapid Transit System (HERTS). Их парус будет состоять из заряженных алюминиевых проводов (10 – 20 штук), берущих начало от космического аппарата, которые будут отталкивать протоны солнечного ветра. Каждый провод будет иметь толщину 1 мм и длину почти 20 км. Вращение устройства вокруг своей оси будет удерживать провода в нужном положении. Также будет спроектирована электронная пушка с характеристиками, необходимыми для поддержания положительного заряда проводов. Со временем сила солнечного ветра ускорит устройство до 540 000 км/час.

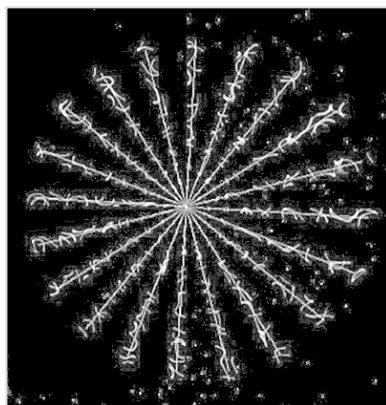


Рис. 8. Электрический парус НАСА

По мнению создателей, полет такого паруса продолжится вплоть до 16 – 20 астрономических единиц, что в 3 раза выше потенциала солнечного паруса.

Гелиопауза и водород. На границе Солнечной системы присутствует зона уравнивания давлений солнечного ветра и межзвездной среды – гелиопауза. Она обусловлена наличием большого количества солнечной плазмы, которую теоретически можно собрать, сжать и разогнать для совершения межзвездных перелетов. Если в пределах гелиопаузы построить станцию, собирающую и сжимающую плазму в емкостях определенных размеров, то можно будет перезаправлять аппараты с плазменными двигателями непосредственно на границе Солнечной системы.

Также предполагается наличие зоны между головной ударной волной и гелиопаузой, наполненной горячим водородом, так называемой водородной стены. Теоретически газ также можно собирать и использовать для получения тяги двигателей космических аппаратов.

Солнечная энергия – увлекательное поле для космических исследований. Небольшой взгляд на то, что технологии и инновации помогли достичь, показывает, что эта область все еще находится в зачаточном состоянии. По мере дальнейшего изучения этой идеи становятся возможными новые и лучшие способы использования солнечной энергии для покорения космоса. Более того, идея исследования нашей галактики и того, что находится за ее пределами, может стать реальностью.

Библиографический список

1. *Заболоцкий М.* Солнечный парус. [Электронный ресурс]. URL: <https://spacegid.com/solnechniy-parus.html/> (дата обращения: 25.03.2021).
2. *Королёв В.* На всех парусах. Первый в истории частный спутник на солнечном парусе вышел на орбиту. [Электронный ресурс]. URL: <https://nplus1.ru/material/2015/05/22/Solar-sail/> (дата обращения: 25.03.2021).
3. *Мильников П.* Микроспутник с парусом. [Электронный ресурс]. URL: <https://metkere.com/2014/07/sailtelite.html/> (дата обращения: 25.03.2021).
4. *Ализар А.* Электрический парус НАСА: первая проверка концепции. [Электронный ресурс]. URL: <https://habr.com/ru/post/393001/> (дата обращения: 25.03.2021).
5. *Кешелава Т., Кузнецов С.* Выйти из пузыря. [Электронный ресурс]. URL: <https://nplus1.ru/material/2019/11/12/voyager-conundrum/> (дата обращения: 25.03.2021).

УДК 533.6

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ В КАНАЛАХ РДТТ

М. Д. Тихонов, Е. П. Чернов, Н. А. Брыков

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

В работе рассматриваются газодинамические процессы, сопровождающие запуск ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ). Главной задачей исследования является численное моделирование газодинамических процессов, которые характеризуются нестационарностью, большими градиентами термодинамических параметров, и определяют характеристики двигателя в момент запуска. Одной из особенностей течений в РДТТ является возникновение вихревых структур, связанное с эжектированием продуктов сгорания твердого топлива в проточный канал и начала их истечения по сопловому каналу. Образующиеся вихри взаимодействуют со стенками двигателя, могут быть источниками переноса твердых частиц и являются необходимым элементом для корректного моделирования процессов, происходящих в двигателе на старте.

В работе проводятся исследования внутренней газодинамики в трактах РДТТ методами численного моделирования движения вихревых структур в Эйлеровой и Лагранжевой постановках. Данная задача может быть рассмотрена в разных пространственных масштабах, в зависимости от необходимости детализации процесса. В случае необходимости детализации всех газодинамических характеристик потока необходимо рассматривать трехмерную постановку. Такая постановка задачи представляется сложной даже для современных специализированных вычислительных пакетов. Задачу, где основной акцент будет сделан на определяющих процессах можно рассмотреть с меньшей степенью детализации.

Постановка задачи. На рис.1 представлена постановка задачи. Рассмотрим канал с постоянным сечением из которого истекает поток с постоянной скоростью в покоящуюся среду. В месте мгновенного расширения канала будут образовываться вихревые структуры,

которые могут продолжить свое движение совместно с потоком как отдельно друг от друга, так и в форме вихревого кольца.

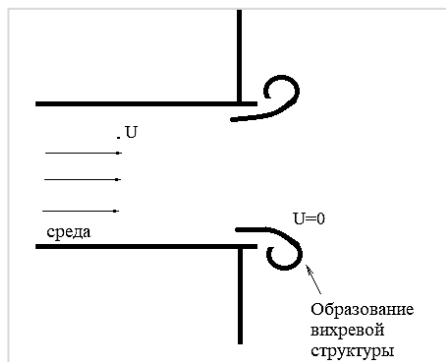


Рис. 1. Постановка задачи

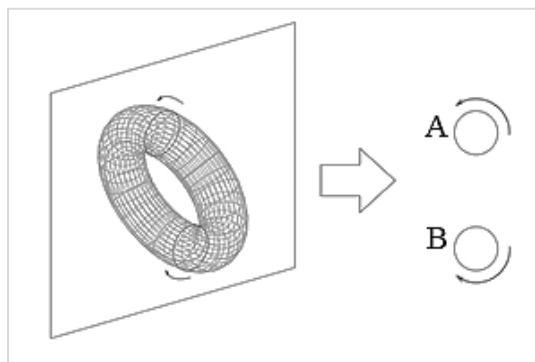


Рис. 2. Вихревое кольцо

Вихревое кольцо (рис. 2) – образование, которое в сечении представляет собой два сопряженных вихря одинаковой циркуляции.

Моделирование вихревых структур является сложной задачей, решение которых является возможным только при использовании современных вычислительных пакетов. Для упрощения процесса моделирования движение вихревого кольца можно рассмотреть в двумерной постановке. Для этого будем пользоваться тем, что в сечении вихревое кольцо представляет собой два сопряженных вихря, которые двигаются с общей средней скоростью.

Математическая модель. В данной задаче можно использовать разные подходы для ее решения. Запишем уравнения Навье-Стокса в Эйлеровой постановке:

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} = -(\vec{v} \cdot \nabla) \vec{v} + \nu \Delta \vec{v} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \vec{f} dp = -\rho \nu \Delta \vec{v}$$

Альтернативная постановка связана с меньшей детализацией течения, но сконцентрированная на процессы движения вихрей.

Каждый вихрь индуцирует вокруг себя поле скоростей, но в центре самого себя скорость не индуцируется.

Введем плоскость, на которую вихревое кольцо проектируется двумя сопряженными вихрями. Для удобства расчетов будем рассматривать вихрь в комплексных переменных.

Скорость, индуцированная вихрем А на вихрь В будет рассчитываться по формуле:

$$u_{AB} - iv_{AB} = \frac{-i\Gamma_2}{z_1 - z_2}$$

Скорость, индуцированная вихрем В на вихрь А будет рассчитываться по формуле:

$$u_{BA} - iv_{BA} = \frac{-i\Gamma_1}{z_2 - z_1}$$

Средняя скорость данной структуры будет рассчитываться по формуле:

$$\omega = \frac{i\Gamma}{2a} \ln \frac{z - ai}{z + ai}, \text{ где } a - \text{расстояние между центрами вихрей}$$

Поле скорости создаваемого вихревой структурой рассчитывается как суперпозиция скоростей всех вихрей в потоке.

Для определения движения вихревого кольца необходимо решить интегральное уравнение перемещения и изменения скорости. Для этого записываются следующие дифференциальные уравнения:

$$\frac{dz_k}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{-\Gamma_k}{2\pi i} (z - z_k),$$

$$\frac{dU_k}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{-\Gamma_k}{2\pi i} \ln(z_k); U_k = a + bi,$$

$k \neq j$, где j – рассматриваемый вихрь.

Из-за рассмотрения данной задачи в комплексных переменных необходимо учитывать и уравнения, связывающие скорости в декартовой системе координат и в комплексной:

$$u_x = \text{real}(U), u_y = \text{im}(U), u = \sqrt{u_x^2 + u_y^2}.$$

Для визуализации данного течения будем использовать безвесовые маркерные точки, которые не влияют на параметры потока, находясь в поле вихрей. Запишем уравнения изменения координаты и скорости для маркерной точки:

$$\frac{dz_m}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{-\Gamma_k}{2\pi i} (z_k - z_m), \frac{dU_m}{dt} = \sum_{k=1}^n \frac{-\Gamma_k}{2\pi i} \ln(z_m),$$

z_m, U_m – координата и скорость маркерной точки, индекс k соответствует вихрю.

В отличие от системы, записанной для пары вихрей, на маркерную точку влияют все вихри в поле которых она находится.

Данные системы необходимо проинтегрировать для определения поля скорости. Можно использовать различные методы интегрирования в зависимости от нужной точности. В работе сравнивались методы первого и второго порядка точности.

Метод Эйлера – метод численного моделирования первого порядка точности, основанный, на аппроксимации интегральной кривой кусочно-линейной функцией, так называемой ломаной Эйлера.

Методы второго порядка точности представлены методом Эйлера-Коши. Он представляет собой модифицированный метод Эйлера.

На рис. 3 представлены траектории маркерной точки в поле скоростей точечного вихря, помещенного в точку (0,1). Штрихпунктирная кривая построена по результатам решения уравнения движения точки методом Эйлера, вторая кривая построена по методу Эйлера-Коши. Данный рисунок явно показывает нам погрешность первого метода интегрирования. В рамках рассматриваемых нами задач данный метод может использоваться только для начального, грубого расчета, что связано с низкой точностью, недостаточно для рассматриваемых процессов. В дальнейшем в работе использовались методы численного моделирования второго порядка точности.

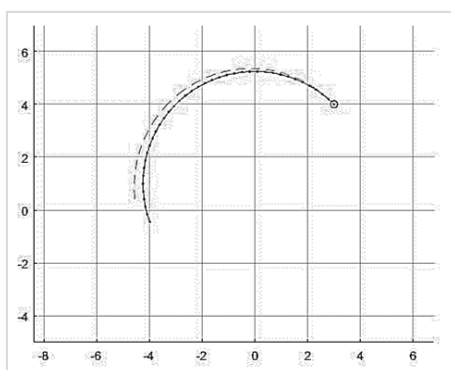


Рис. 3. Сравнение методов интегрирования

Были созданы программы, моделирующие движение вихревой пары и соударение ее с препятствием в двух постановках: Лагранжева (программы в среде MatLab) и Эйлера

(программы в пакете ANSYS Fluent). На рис.4 приведены результаты построения нашей задачи в MatLab. Мы видим создание вихревой пары, ее движение и соударение со стенкой.

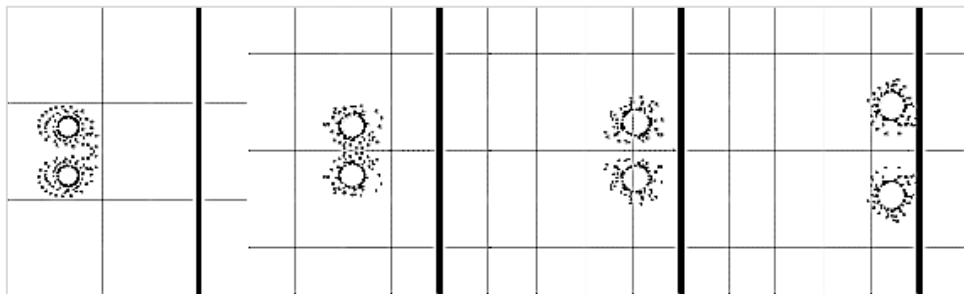


Рис. 4. Движение вихревой пары и соударение со стенкой в среде MatLab

Определенный интерес представляет создание граничных условий на стенке. Для корректной работы программы и визуализации процесса нами были создана пара вихревых колец, натекающих друг на друга, тем самым на границе их соударения эмитировалась твердая стенка.

В программном пакете ANSYS Fluent данная задача была рассмотрена более детально, что дало нам следующий результат (рис. 5)

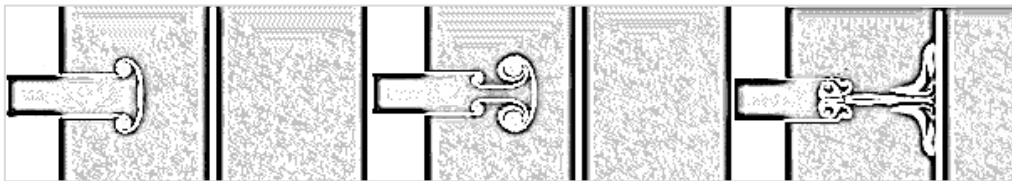


Рис. 5. Движение вихревого кольца в пакете ANSYS Fluent

Благодаря возможностям данного программного обеспечения нами были рассмотрены параметры давления, создаваемые вихревым кольцом на стенку, и поле скоростей, наводимое вихревым кольцом в среде.

В ходе данной работы было произведено сравнение методов численного моделирования первого и второго порядка и выявлен наиболее подходящий метод для задач данного типа; создание программ, моделирующих движение маркерных точек в поле вихря(вихрей), движение вихревой структуры и соударение ее с препятствием.

Библиографический список

1. . Петрова А. А, Секерж-Зеньковича Я. И., Чушкина П. И. Теоретическая гидродинамика М.: Мир, 1964. 638 с.

выполнены сгущения ячеек для корректного описания газодинамических процессов вблизи границ.

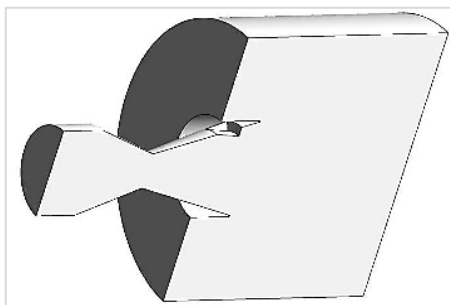


Рис. 2. Геометрическая модель расчётной области при $\alpha = 20^\circ$

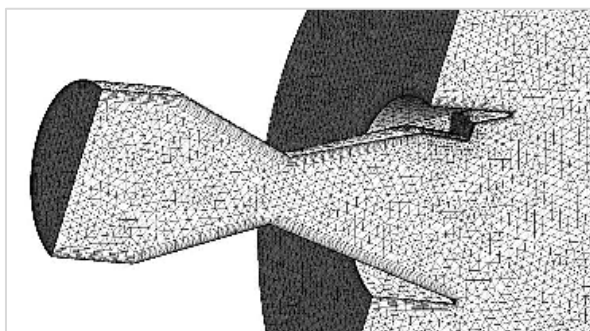


Рис. 3. Сеточная модель при $\alpha = 20^\circ$

Математическая модель представляет собой систему уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу. В качестве рабочей среды выбран воздух со свойствами совершенного газа. Система уравнений замыкается уравнениями модели турбулентности $k-\omega$.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) &= 0; \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) &= -\nabla p + \nabla(\bar{\tau}); \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) &= -\nabla \cdot (\sum_j h_j J_j); \\ \rho &= \frac{p}{R T}. \end{aligned}$$

На рис. 4 изображена структура потока в сопловом канале без интерцептора на плоскости симметрии.

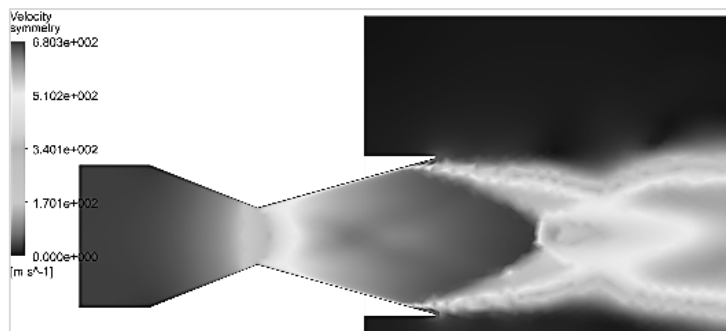


Рис. 4. Картина истечения из сопла без интерцептора

На рис. 5 изображены поля распределения скорости при разных углах выдвижения клина. По контурам скорости видно, как отклоняется поток. Также интерес вызывает структура отклоняющихся бочек Маха.

График зависимости осевой компоненты вектора тяги изображён на рис. 6.

График зависимости боковой компоненты тяги от угла α изображён на рис. 7.

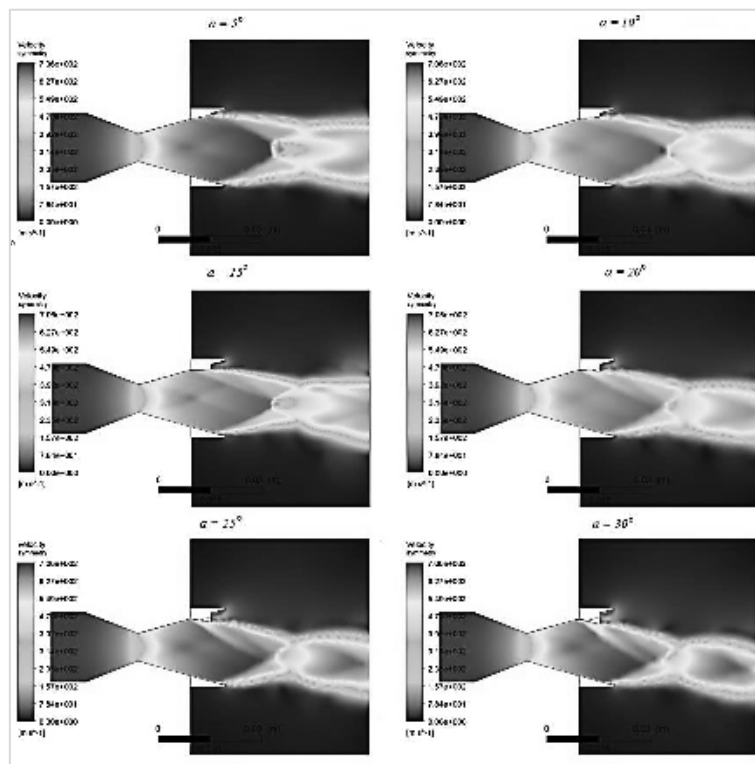


Рис. 5. Развитие течения по мере выдвижения стержня

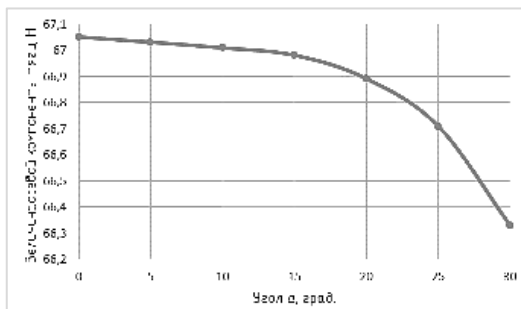


Рис. 6. Величина осевой компоненты тяги

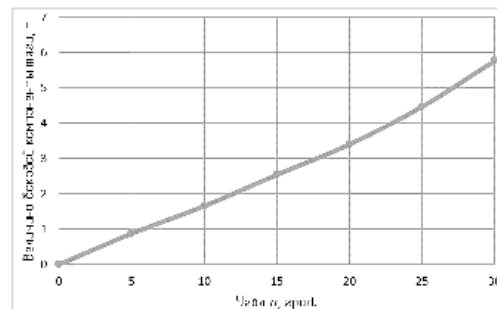


Рис.7. Величина боковой компоненты тяги

Видно, что компоненты тяги не сильно изменяются в зависимости от угла выдвижения клина, что говорит о необходимости применения интерцепторов других геометрических форм для более существенного отклонения вектора тяги.

Применение интерцепторов в сопловых каналах, как устройств изменения вектора тяги, имеет большой потенциал. Необходимо исследовать большое количество форм, размеров и мест расположения интерцепторов, чтобы подобрать наиболее подходящую конфигурацию для решения конкретной задачи.

Цели, поставленные в рамках работы, выполнены. Проведено параметрическое численное моделирование течения по соплу с клиновидным интерцептором, получены результаты.

Библиографический список

1. Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твёрдого топлива: Учебник для машиностроительных вузов. М.: Машиностроение, 1987. 328 с.
2. Воробьёв С. В., Клецов Ю. М., Мышенков Е. В., Мышенкова Е. В. Исследование способов отклонения вектора тяги в эжекторных и поворотных соплах // Механика жидкости и газа. Вестник Нижегородского университета им. Н. И. Лобачевского, 2011, № 4 (3). С. 692 – 693.

УДК 623.746.-519 : 004.896

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ГРУППОЙ БПЛА

Р. А. Успанова

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

Введение. Беспилотным летательным аппаратом называют летательный аппарат без экипажа на его борту, предназначенный для выполнения управляемых и неуправляемых полетов [1, 2].

История развития БПЛА насчитывает почти сто лет. БПЛА появились и развивались, прежде всего, для решения военных задач. Считается, что первый в мире радиоуправляемый полет БПЛА – самолета-снаряда конструкции Г. Кертиса (G. Curtiss) – был осуществлен 12 сентября 1916 года в США. Одно из первых упоминаний об отечественном БПЛА (воздушной мине капитана Яблонского) также относится к сентябрю 1916 г. [3].

По своему назначению можно выделить следующие БПЛА: военные, спортивные, научно-исследовательские и БПЛА, решающие хозяйственные задачи. Управление БПЛА осуществляется с помощью бортовых программных устройств или дистанционно по специальным каналам связи. В этом случае БПЛА называются «дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом» – ДПЛА [1].

БПЛА и ДПЛА различаются размерами (взлетной массой), носителем и способом старта, могут быть одно- или многоразовыми по кратности применения. Говоря о БПЛА, решающих военные задачи, стоит отметить, что авиационные робототехнические комплексы и системы превратились в настоящее время в самостоятельный вид вооружений. Более того, они обеспечивают более эффективное применение традиционных типов вооружений [2].

Области применения БПЛА весьма разнообразны: топография, кадастр объектов недвижимости, горнодобыча, дорожная полиция и т.д. [2].

Целью данного исследования является изучение актуальных задач для групп БПЛА, а также алгоритмов управления группой БПЛА [2].

Актуальные вопросы применения БПЛА. В настоящее время управление группами БПЛА стало одним из важнейших направлений развития робототехники и летательных аппаратов [2].

Под группой понимается несколько ЛА, которые работают совместно над одной или несколькими задачами. При использовании БПЛА возможно решение сложных задач при быстро меняющейся внешней обстановке с наименьшими затратами [2].

При рассмотрении вопросов управления группами роботов выделяют обычно несколько основных проблем [2]:

1. Управление движением группы как единого целого при решении общей задачи.
2. Сочетание централизованного и децентрализованного построения управляемой группы.

3. Построение смешанной системы управления.
4. Изменение целей и задач во времени, обеспечение высокоскоростных каналов.
5. Изменение задач, стоящих перед группой, в пространстве,
6. Изменение технического состояния системы.
7. Многообразие путей достижения целей.
8. Знание об окружающей среде и т.д.

Для изучения данных проблем рассматриваются методы, предложенные научным сообществом для решения указанных задач. Одним из перспективных направлений в области использования групп БПЛА и решении ряда поставленных задач является применение так называемого роевого интеллекта, описывающего коллективное поведение децентрализованной системы [1].

Примерами использования роевого алгоритма в живой природе являются муравьиный алгоритм, пчелиный алгоритм, и т.д. В случае работы с БПЛА после их объединения в рой каждый беспилотный аппарат управляется собственной автоматической системой, а поведением роя может управлять программа с элементами ИИ, использующая заранее запрограммированный алгоритм действий или управляться одним или несколькими операторами. Роевой интеллект рассматривается в теории искусственного интеллекта как метод оптимизации [2].

Преимущества и недостатки роевого интеллекта групп БПЛА. Основная цель роя – удешевление технического решения, снижение заметности и минимизации риска сбития. Преимуществом роя является возможность подлетать к цели с разных азимутов и действовать преимущественно в городской застройке для устранения ветрового сноса мини-БПЛА [4].

Преимущества применения группы БПЛА:

- снижение конечной стоимости БПЛА;
- распределение полезной нагрузки на несколько бортов (возможность сэкономить на конечной стоимости полезной нагрузки);
- понижение количества потерь машин от аварий;
- улучшение точности позиционирования каждого БПЛА за счет взаимного позиционирования на местности;
- улучшение получаемых результатов за счет разных углов зрения разных БПЛА;
- ускорение получения результата в ряде применений.

Также группы БПЛА могут использоваться для эффективного поиска пропавших людей или имущества, обеспечивая «параллельный» поиск на большой территории, особенно в труднодоступных районах [3].

Недостатки и ограничения применения групп БПЛА:

- требуются высокие вычислительные возможности на борту БПЛА для взаимодействия в полете в составе группы и предварительной обработки собираемой информации в режиме реального времени;
- необходимые новые типы управляющего ПО;
- желательна интеграция системы управления группой БПЛА и ПО полезных нагрузок;
- рабочие машины в рое не только не должны сталкиваться, но также не должны мешать друг другу создаваемыми ими воздушными потоками.

БПЛА в рое должны иметь возможность коллективно распределять цели и задачи, и при необходимости перераспределять назначения данные отдельным участникам роя, например, при выходе из строя тех или иных датчиков слежения, наведения и т.д. [3]

Одним из путей повышения долговечности системы может быть увеличение числа БПЛА в рое [3]. Группа (рой) БПЛА может оказаться эффективным средством противодействия враждебному рою БПЛА или, при необходимости, являться отвлекающим моментом для противника [3].

Вывод. Изучив все аспекты данного вопроса, можно сделать вывод, что эти вопросы могут быть решены на этапе проведения прикладной НИР или на этапе выполнения

начальных стадий ОКР и в случае оптимального их решения управляемая группа роботов будет способна решать поставленные задачи на качественном уровне.

Научный руководитель – П. Д. Горохова.

Библиографический список

1. Актуальные проблемы создания и управления группировками высокоскоростных БПЛА воздушного и космического базирования и группами робототехнических комплексов наземного базирования: Монография. СПб: БГТУ «Военмех», Изд-во «Инфо-Да», 2020. 92 с.
2. Иванов С. В., Пиеничный Ф. И. Анализ применения интеллекта живых организмов для исследования алгоритмов функционирования роя беспилотных летательных аппаратов // Актуальные исследования. 2020. №21 (24). С. 28 – 32. URL: <https://apni.ru/article/1390-analiz-primeneniya-intellekta-zhivikh-organiz> (дата обращения: 04.04.21).
3. Создание роя. Следующий уровень автономной войны. URL: <https://topwar.ru/167793-sozдание-roya-sleduyushchiy-uroven-avtonomnoy-voyny.html> (дата обращения: 04.04.21)
4. Рой беспилотников. Будущее боевых действий. URL: <https://topwar.ru/164570-roj-bespilotnikov-budushee-boevyh-dejstvij.html#:~:text=Первоначально%20концепция%20роя%20БПЛА%20предусматривала,заметности%20и%20минимизации%20риска%20сбития> (дата обращения: 05.04.21).

УДК 621.5

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВИХРЕВОЙ РЕГУЛИРУЮЩЕЙ АРМАТУРЫ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ ПРИ СОЗДАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОБРАЗЦОВ ТЕХНИКИ

А. Ю. Усс¹, Ю. В. Кюрджиев¹, А. С. Пугачук^{1,2}, А. В. Чернышев¹

¹*Bauman Moscow State Technical University (BMSTU)*

²*Joint Institute for High Temperatures of Russian Academy of Sciences (JIHT)*

Запорно-регулирующие устройства (ЗРУ), предназначенные для управления потоком рабочей среды (РС), получили широкое распространение в различных технических системах. Особое место среди ЗРУ занимают регулирующие устройства. Традиционно исполнительный механизм регулирующего устройства реализуется как ступень – элемент конструкции, перемещающийся как твердое тело (например, тарель клапана). Такой тип регуляторов давления или расхода РС является механическим.

Подвижные элементы регуляторов давления РС подвержены воздействию нелинейных газостатических и газодинамических нагрузок, что в совокупности с действием сил, возникающих со стороны упругих элементов, часто вводит их в режим автоколебаний или могут провоцировать выход из режима устойчивой работы регулятора.

В малорасходных регуляторах давления высота подъема клапанного узла в процессе регулирования выходного давления или расхода газа может находиться в диапазоне от нескольких микрометров до нескольких десятых долей миллиметра, что вызывает необходимость высокой степени очистки РС. Использование механических регуляторов давления в системах с загрязненными, агрессивными и/или высокотемпературными средами крайне затруднено, а часто и просто невозможно.

Часто механические регуляторы давления определяют надежность и безотказность работы пневмогидравлических систем, в составе которых они функционируют.

Немеханические регуляторы давления и расхода, принцип действия которых основан на газодинамических эффектах, таких как эффект Коанда, турбулизация потока РС или использованием вихревого течения РС как правило, лишены перечисленных выше недостатков.

Классическая схема ВСУ с сосредоточенной подачей питающего (ПП) и управляющего (УП) РС приведена на рис. 1,а.

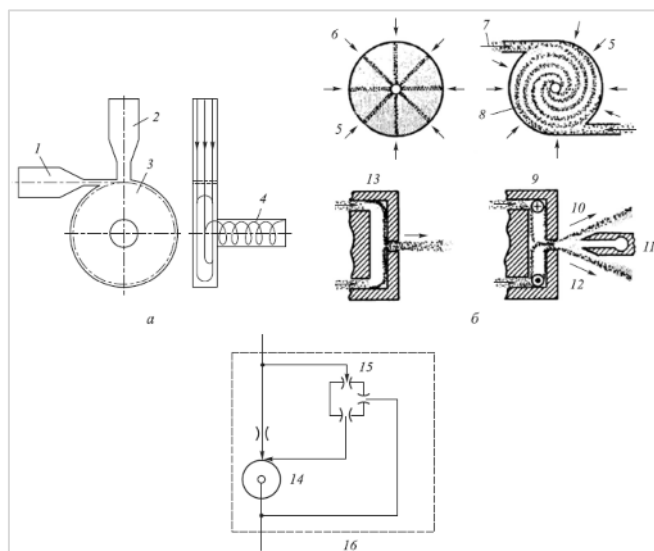


Рис. 1. Схемы ВСУ с сосредоточенной подачей ПП и УП РС (а), ВСУ с распределенной по периферии ВК подачей ПП и сосредоточенной подачей УП РС (б) и применения ВСУ в вихревом регуляторе давления РС (в):
 1, 2 – канал управления и питания; 3 – ВК; 4 – выходной патрубок; 5 – ПП; 6, 8 – радиальное и вихревое течение; 7 – УП; 9, 13 – наличие и отсутствие вихревого течения; 10, 11 – канал сброса и выхода; 12 – расфокусировка выходного потока; 14 – вихревой клапан; 15 – элемент сравнения; 16 – вихревой регулятор давления РС

Принцип работы ВСУ, показанного на рис. 1,а, следующий. Поток питания поступает в канал 2, затем в вихревую камеру (ВК) 3, заполняет ее и проходит к выходному патрубку 4. Чтобы понизить давление/расход РС в выходном патрубке, необходимо подать вспомогательный УП в канал управления 1. В результате взаимодействия питающей и управляющей струй происходит их слияние, поэтому масса результирующей струи представляет сумму масс отдельных струй. Направление результирующего потока определяется геометрической суммой количества движений соударяющихся потоков.

После взаимодействия ПП и УП результирующий поток под действием эффекта Коанда «прилипает» к цилиндрической стенке ВК, и в ней образуется вихревое течение РС. Основным принципом понижения давления в выходном патрубке заключается в создании существенного гидравлического сопротивления при спиральном движении РС от периферии ВК к центру. Сопротивление возникает из-за вихревого течения, в результате которого образуется поле центробежных сил, воздействующих на вращающуюся массу РС. Под действием центробежных сил РС отбрасывается на периферию ВК.

Вследствие этого создается перепад давления: в центре вихря – пониженное давление, на периферии вихря – повышенное. В тот момент, когда на периферии ВК давление станет равным давлению в канале питания, расход РС из него прекращается. Такой эффект называют запираем потоком питания в ВСУ.

Материалы и методы. Регулирующие устройства, основанные на принципе вихревого течения РС получили широкое распространение. Как правило, математические модели для расчёта параметров таких устройств основаны на эмпирических зависимостях, т. е. на данных экспериментальных исследований, что позволяет их использовать только в узком диапазоне газодинамических параметров РС и на начальном этапе расчета таких конструкций [11,12].

1. На сегодняшний день для управления вектором тяги в основном используют механические системы [1 – 3]. Например, в твердотопливных ракетных двигателях используют систему линейных приводов соединяющих сопло ракеты с корпусом (рис. 2а). Такие устройства имеют сложное конструктивное исполнение, а также требуют введение дополнительных жаропрочных эластомерных материалов в местах сопряжения корпуса и сопла ракеты.

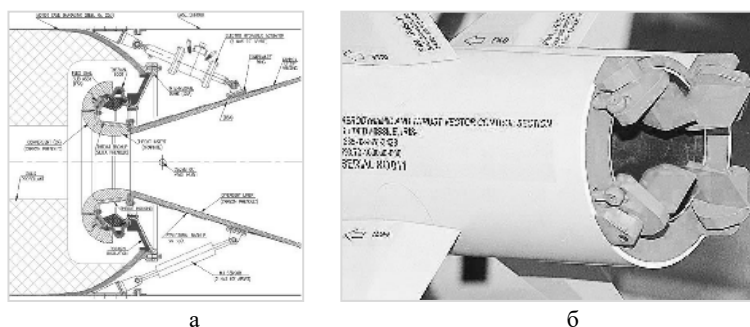


Рис. 2. Системы управления вектором тяги с механически подвижными узлами

Другим способом управления вектором тяги является установка специальных поворотных лопаток (рис. 2б), отклонение которых приводит к отклонению вектора тяги и тем самым обеспечивает возможность управлением курсом ракеты в плоскостях тангажа и рыскания.

Кроме того существует ряд других методов управлением вектором тяги (Рис. 2). Эти методы чаще всего применяются к ракетам класса "воздух-воздух", таких, например, как AIM-9X Sidewinder и IRIS-T, чтобы обеспечить исключительную маневренность (Рис. 2б). Наибольшим преимуществом таких органов управления является то, что они могут функционировать на очень низких скоростях или в вакууме.

Альтернативой механическим системам управления полетом ЛА являются системы без механически подвижных частей (рис. 3а).

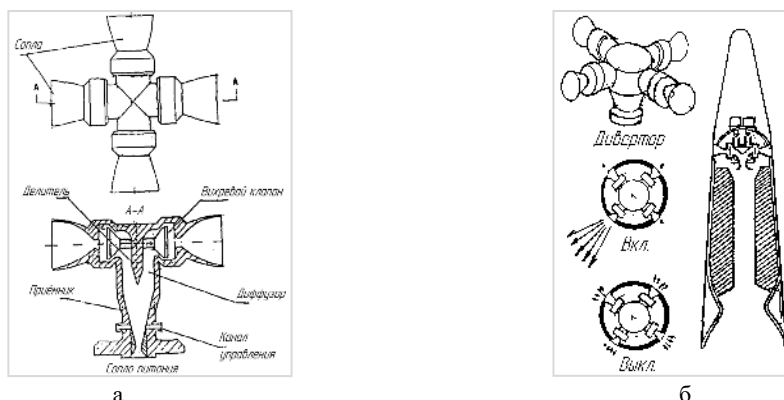


Рис. 3. а – управление курсом ракеты при помощи поворачивающихся сопел [53]; б – установка дивертора в носовой части летательного аппарата

1.1. Управление траекторией полета возможно при помощи подруливающих сопел, расположенных в носовой части ЛА. Для управления высокотемпературным потоком, используют вихревые клапаны (рис. 3).

1.2. Управление траекторией полета при помощи отклонения вектора тяги силовой установки. Суть данной системы заключается в том, что основной поток высокотемпературных газов отклоняется при помощи вторичного, так называемого инжектируемого потока. Причем управление вторичным высокотемпературным потоком осуществляется при помощи вихревого клапана (рис. 4б).

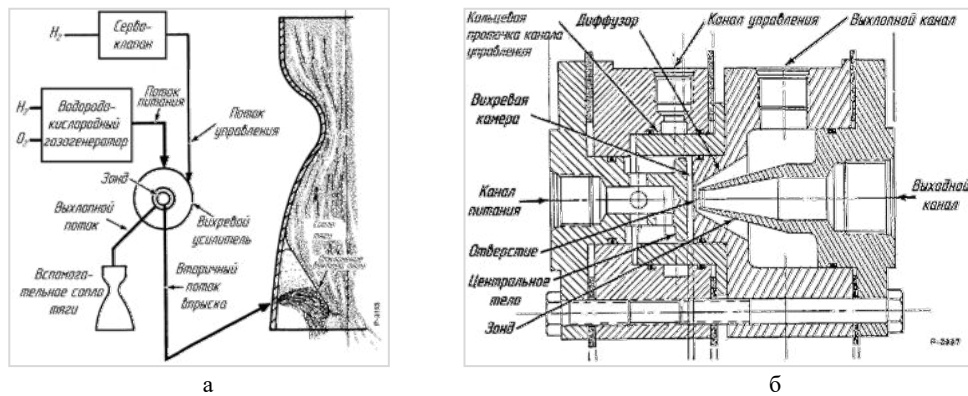


Рис. 4. а – принцип управления вектором тяги без механически подвижных частей;
б – вихревой клапан для управления инжектируемым потоком

Активно подобными разработками занимались в NASA. На рис. 5 представлена схема управления вектором тяги в твердотопливном двигателе.

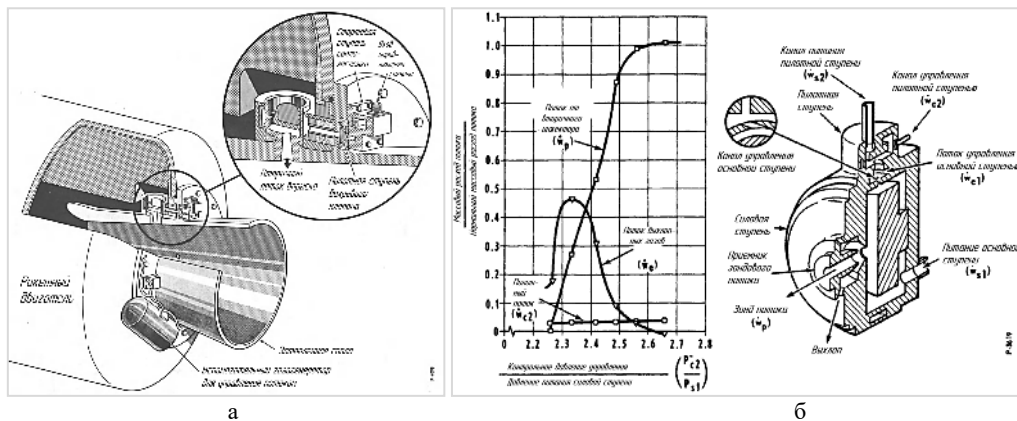


Рис. 5. а – вихревой клапан для управления вектором тяги в твердотопливном двигателе;
б – схема двухступенчатого вихревого клапана

Рассмотренный способ управления вектором тяги реализован в интеллектуальных боеприпасах. В настоящее время западные страны активно занимаются разработкой интеллектуальных боеприпасов, в частности самонаводящихся пуль. Американская компания DARPA в рамках программы Extreme Accuracy Tasked Ordnance (EXACTO) разрабатывает пулю-ракету 50-го калибра (рис. 6). EXACTO представляет собой пулю, способную

маневрировать, и поражать цели, двигающиеся по сложной траектории с переменной скоростью.

Для управления вектором тяги применяются вихревые микроклапаны MEMS. Управляющий поток газа генерируется при помощи электроразряда. В результате электроразряда газ нагревается, расширяется и поступает в канал управления вихревого клапана (Рис. 6 а). В работе описан кремниевый вихревой клапан (рис. 6в) с каналом управления 50 мкм и диаметром вихревой камеры 120 мкм, рабочая среда – азот при давлении питания 600 кПа.

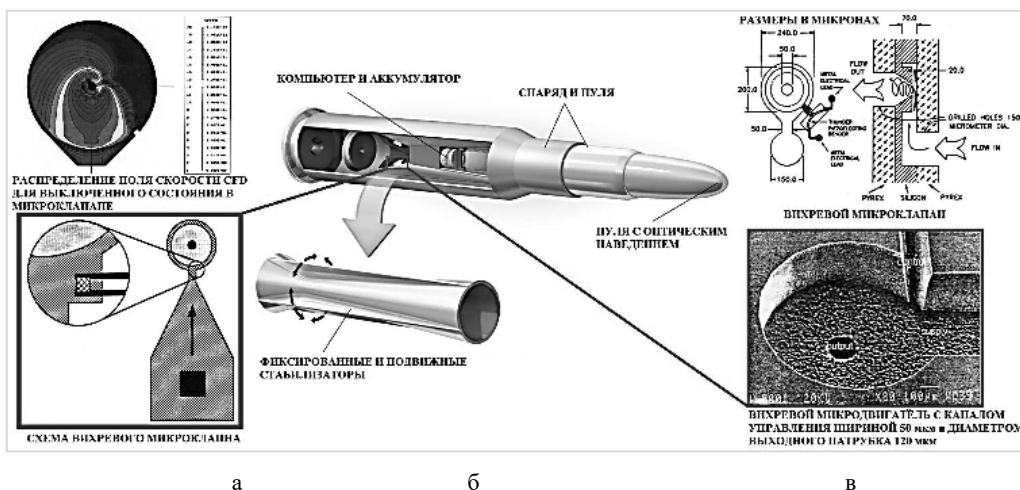


Рис. 6. Использование вихревого клапана для управления «Управляемыми пулями»: а – схема вихревого микроклапана; б – управляемая пуля; в – вихревой микроклапан.

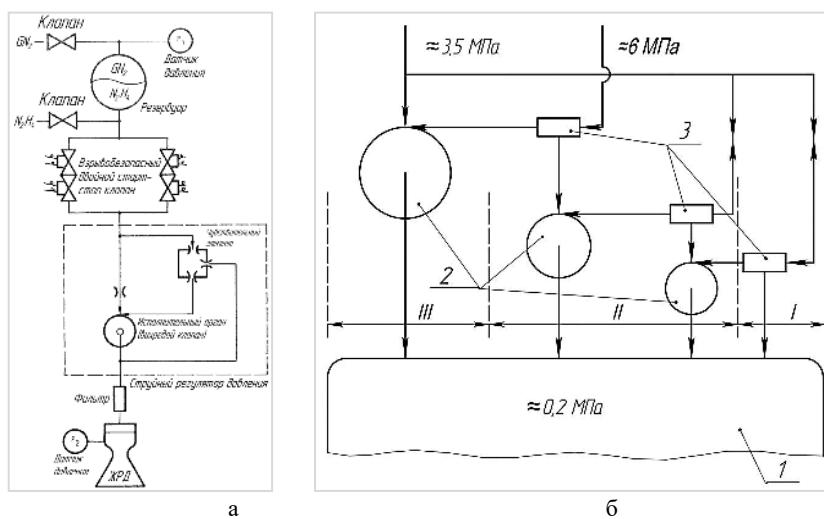


Рис. 7. а – система управления расходом топлива в ЖРД; б – система управления наддувом газа в топливный бак ЖРД: 1 – топливный бак, 2 – вихревые клапаны, 3 – элементы сравнения.

Исследователями из NASA предложено использовать вихревой клапан в регуляторе давления жидкости, предназначенного для управления расходом топлива в камеру сгорания ЖРД (рис. 7а). В отечественных работах можно выделить разработку В. Ф. Бугаенко, которым

было предложено использовать вихревой клапан в системе регулирования наддува топливных баков двигательной установки с ЖРД (рис. 76).

Рассмотренные системы показывают, что одной из областей перспективного применения вихревых струйных устройств является управление летательными аппаратами, так как данные устройства имеют высокую надежность в условиях значительных перегрузок, вибрации, высоких и низких температур.

Управление тягой твердотопливных летательных аппаратов также является актуальным направлением для применения вихревого клапана. Идея применения вихревого клапана для управления тягой возникла в 70-х годах прошлого века (рис. 10а). Вихревой клапан предложено устанавливать между твердотопливным газогенератором и соплом Лавала. Изменяя расход газа, проходящего через вихревой клапан, можно изменять тягу ЛА. Практическую реализацию концепция управления тягой двигателя ЛА получила только в наши дни в связи с развитием вычислительных мощностей и численных методов вычислительной газодинамики. Исследователи из Китая провели расчетные и экспериментальные исследования, в ходе которых проводили изменение геометрии проточной полости вихревого клапана и в результате спроектировали устройство на заданные газодинамические параметры.

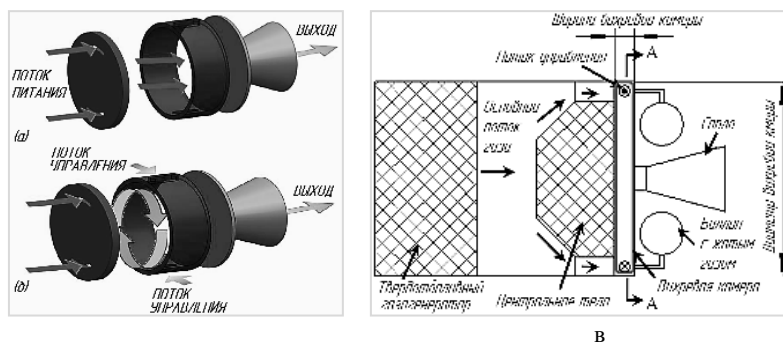


Рис. 10. Концепция управления тягой с использованием вихревого клапана;
 а – отсутствие потока управления (максимальная тяга); б – наличие вихревого потока (минимальная тяга);
 в – современная разработка твердотопливного двигателя с вихревым клапаном

Использование вихревого регулирующего устройства для управления ПВРД. Разработан вихревой клапан для увеличения запаса устойчивости входов прямооточного воздушно-реактивного двигателя без использования механически движущихся частей (рис. 11).

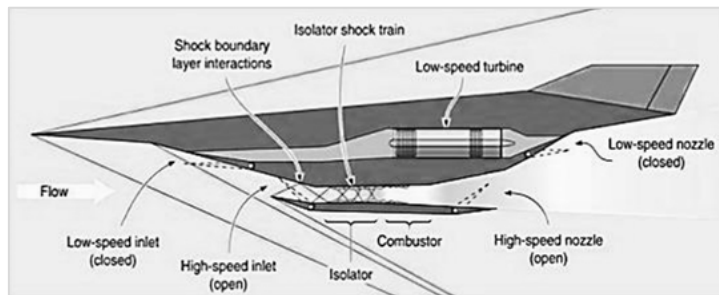
Также известны работы, где рекомендовалось использовать вихревой для управления топливом в ПВРД а также положением центрального тела (рис. 12а, б).

Особенности управления комбинированными силовыми установками. В настоящее время в связи с развитием научно-технического и производственного потенциала появляется возможность разработки, изготовления и практического применения гиперзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателей (SCRAMJET).

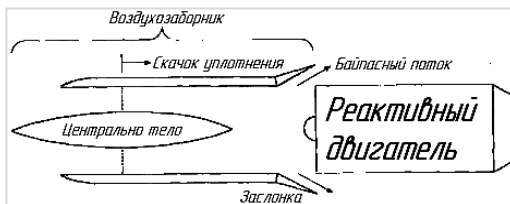
Сверхзвуковой ПВРД или ГПВРД механически очень прост. Он не имеет движущихся частей и забирает кислород из воздуха, необходимый для сжигания водородного топлива.

Это делает его более эффективным, чем обычные ракетные двигатели, поскольку им не нужно нести собственный кислород, а это означает, что любое транспортное средство потенциально может нести большую полезную нагрузку.

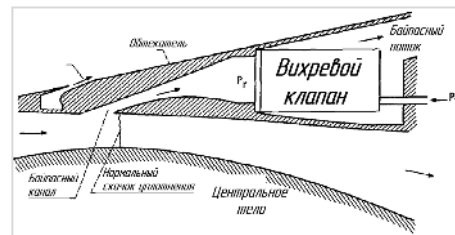
Однако ГПВРД не начинают работать, пока не достигнут скорости, в пять раз превышающей скорость звука. На этой скорости воздух, проходящий через двигатель, сжимается и становится достаточно горячим для воспламенения. Быстрое расширение выхлопных газов создает прямую тягу.



а

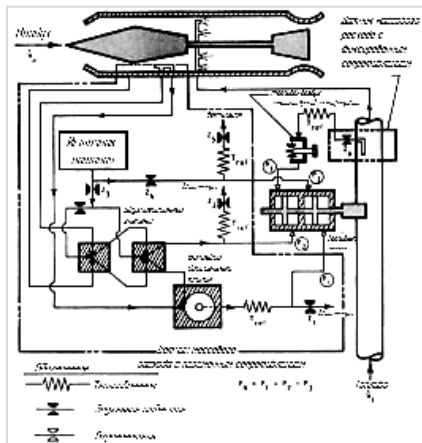


б

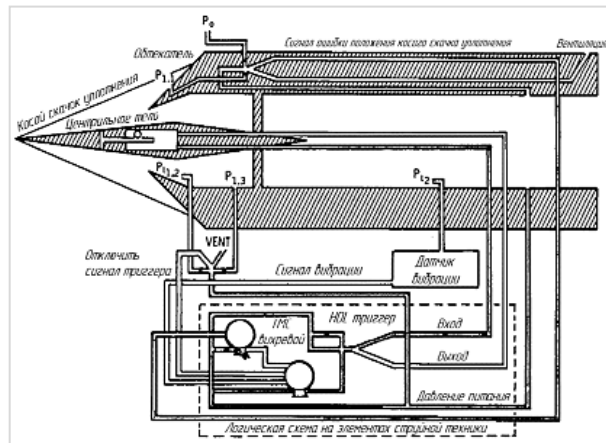


в

Рис. 11. а – ПВРД с механическими средствами управления потоком газа; б – схема входа потока газа в ПВРД с использованием вихревого клапана; в – проточная полость ПВРД с использованием вихревого клапана



а



б

Рис. 12. а – схема подачи топлива в ПВРД; б – схема положения центрального тела

Проблематика при разработке ПВРД. Воздух из окружающей среды поступает в прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) с относительно низкой скоростью. Топливо, сгорая внутри двигателя вызывает повышение давления и обеспечивает высокую скорость потока на выходе из двигателя. Независимо от температуры топливовоздушной смеси и ее давления, тяга двигателя полностью зависит от расхода воздуха на входе. Для увеличения расхода воздуха на входе в двигатель необходимо было изменить способ формирования сверхзвуковых ударных волн в передней части ракеты.

Это достигается путем сдвига центрального тела вперед, пока конический наконечник не выйдет из впускной трубы. Затем на вершине конуса перед отверстием формируется сверхзвуковая ударная волна. Эта ударная волна имеет коническую форму и имеет гораздо большую площадь поверхности, чем обычная нормальная ударная волна. Конический

сверхзвуковой фронт ударной волны позволяет большему количеству воздуха проходить в отверстие, чем простой плоский фронт ударной волны. Воздух за этим фронтом движется медленнее, чем воздух, поступающий спереди, поэтому давление увеличивается. Кроме того, из-за конического внутреннего корпуса этот воздух сжимается до меньшего объема, прежде чем он попадает во впускное отверстие, сжимая воздух еще больше и увеличивая количество воздуха в отверстии. Другая ударная волна образуется перпендикулярно поверхностям внутреннего корпуса и воздухозаборника. На фронте нормального скачка давления предварительно сжатый воздух замедляется до дозвуковой скорости, когда он входит во впускное отверстие. Этот тип двигателя называется ПВРД с дозвуковым потоком, потому что воздух проходит через двигатель со скоростью, меньшей скорости звука.

Все прямоточные воздушно-реактивные двигатели имеют воздухозаборники «нормального удара» (открытые трубы без конуса ударного действия, также известные как воздухозаборники «пито»). Эти двигатели не могут поддерживать эффективное сгорание в течение длительного времени на больших высотах или высокой скорости полета. Для оптимальной работы ПВРД требуется постоянная подача воздуха. Конструкция воздухозаборника имеет решающее значение для конструкции действующей ракеты.

Ещё одна проблема ПВРД связана с неравномерностью потока воздуха на входе при изменении угла атаки при маневрировании летательного аппарата, что провоцирует переобогащение топливовоздушной смеси или прекращение процесса горения вследствие недостаточного количества поступающего кислорода. На больших высотах, где ПВРД работают наиболее эффективно, низкое давление окружающего воздуха усугубляет вышеперечисленные проблемы. Решение данной проблемы заключается в размещении центрального тела во впускном канале.

Положение входного конуса центрального тела влияет на положение фронта сверхзвуковой ударной волны. Для работы с регулируемой скоростью необходимо перемещать центральное тело относительно корпуса, чтобы удерживать переднюю часть центрального тела (ЦТ) в оптимальном положении относительно впускного отверстия. При этом но положение критического сечения между ЦТ и корпусом должно оставаться постоянным для достижения максимального уровня давления набегающего воздуха внутри двигателя.

Оптимальная конструкция предусматривает, чтобы коническая ударная волна сталкивалась непосредственно с передней кромкой впускной трубы для воздуха, где она должна была встретиться с «нормальным» фронтом ударной волны, перпендикулярным внутренней поверхности.

Некорректное расположение ЦТ на различных режимах полета может привести к колебаниям в рабочей полости ПВРД, – в результате изменений давления, резонирующего по длине двигателя от впускного до выпускного сопла. Эти колебания распространяются на окружающие топливные, гидравлические и электронные системы. Совпадение частоты пульсации давления в ПВРД с частотой колебания конструкции изделия, приводит к явлению резонанса, и в некоторых случаях к разрушению всей конструкции.

Разработка ПВРД с системой управления набегающим потоком при помощи вихревого клапана.

В настоящее время известны работы по разработке ПВРД с изменяемым положением центрального тела на различных режимах работы [http://mindworks.shoutwiki.com/wiki/Integrated_Rocket_Ramjet]. Ключевые особенности включают в себя герметичный вход и источник воспламенения жидкого топлива, который служит барьером для защиты компонентов от твердого ракетного топлива. Магистрами из «university of idaho» предложен проект, целью которого является разработка способа полета ПВРД с использованием твердотопливной камеры сгорания ракеты и носовой части, которая может функционировать как входное отверстие на высоких скоростях (рис. 13). Результатом проекта являются: проект регулируемого носового наконечника и диафрагмы, использующий аэродинамику, модель, показывающую

функциональность встроенного ПВРД, и модель ракеты, которую можно использовать для упрощенных испытаний носовой части, диафрагмы и других узлов / составные части.

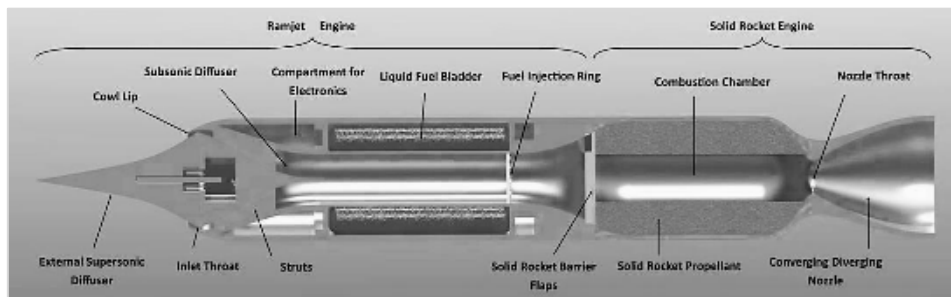


Рис. 13. Ракета с комбинированной силовой установкой

Однако использование подвижных элементов в предложенной концепции снижает надежность конструкции и в целом ставит под сомнение её работоспособность.

В данной работе предлагается модернизация предложенной концепции и замена механически подвижных частей на немеханические средства управления потоком газа (рис. 14).

Чтобы вывести ПВРД на скорости полета, необходимые для его запуска, твердое ракетное топливо 16 хранится в камере сгорания ПВРД и первоначально функционирует как ускоритель ракеты. На начальном этапе полета ракеты, когда необходимо обеспечить работу твердотопливного двигателя 16, ПВРД в это время не работает. Это достигается следующим образом. В носовой части ракеты за центральным телом 1 с полезной нагрузкой 2 установлено вихревое струйное устройство, состоящее из вихревой камеры 5 и управляющих каналов 4. При наличии потока управления 4 в вихревой камере 5 обеспечивается вихревое течение рабочей среды, в результате чего в виду наличия закрутки потока за выходным отверстием 6 происходит расфокусировка потока, поток приобретает коническую форму, в результате чего поток обтекает приемное сопло 7 и попадает в канал сброса 8 и далее в атмосферу. При этом с целью предотвращения попадания продуктов сгорания от твердотопливного газогенератора в воздухозаборник 3 ПВРД, за газогенератором установлен вихревой клапан, состоящий из вихревой камеры 13, центрального тела 14, каналов управления 15. При работе твердотопливного газогенератора вихревой клапан 14 закрыт. Это обеспечивается путем подачи потока газа в каналы управления 15. В результате этого в вихревой камере 13 образуется вихревое течение газа, в следствие этого создается гидравлическое сопротивление прохождению продуктов сгорания в направлении от тв. топливного части ракеты к воздухозаборнику.

Чтобы открывать и закрывать носовую часть между полетом ракеты и ПВРД, разработан вихревой клапан 5, запирающий зазор между ЦТ 1 и воздухозаборником 3. Как только тв. ступень ракеты прогорит, ВСУ 5 будет открыт. Теперь воздухозаборник будет работать для ПВРД участка полета. При выходе на заданные скорости, необходимые для запуска ПВРД, потоки управления 4 и 15 устраняются, а вместе с ним и устраняется закрутка набегающего потока в вихревой камере 5, в результате этого поток за выходным патрубком 6 представляет собой затопленную струю и попадает в приемное сопло 7. Далее происходит впрыск топлива 11 через форсуночную головку 12. После этого в виду компримирования газа и повышение его температуры происходит самовоспламенение смеси газа и топлива.

После сгорания твердого ракетного топлива вихревые струйные устройства 5 и 13 открываются, позволяя ПВРД начать работу. Эта часть конструкции важна, потому что она позволяет всему корпусу стать ПВРД. Вместо этого место, где хранилось твердое ракетное

топливо 16, теперь является камерой сгорания ПВРД. Затем ПВРД выполняет оставшуюся часть полета, работая в своих расчетных условиях.

Вторым важнейшим компонентом комбинированного ПВРД является установка ВСУ 14, которая будет иметь место при переходе к ПВРД.

Кроме того, для управления курсом ракеты в плоскостях тангажа и рыскания, по периферии сопла Лаваля 17 установлены вихревые клапаны 19, для управления которых управляющий поток 20 берется из аккумулятора сжатого газа 18 или газогенератора

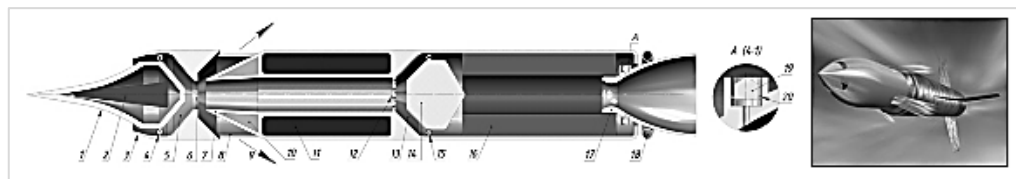


Рис. 14. ПВРД: а – концепция с расфокусировкой набегающего потока; б – эскиз работы со сбросом набегающего потока в атмосферу (ГПВРД Hyshot III)

Заключение. В ходе проделанной работы проведен обзор состояния вопроса по использованию вихревых регулирующих устройств для управления силовыми установками. Рассмотрены ключевые области использования вихревой регулирующей арматуры: управление тягой и вектором тяги, управления расходом топлива в камеру сгорания жидкостно-реактивного двигателя, управление байпасным потоком в прямоточных воздушно-реактивных двигателях. Проведено сравнение различных типов арматуры: работающей на механическом принципе и немеханической вихревой регулирующей арматуры для управления различными типами силовых установок (твердотопливные реактивные двигатели, жидкостные реактивные двигатели, прямоточные воздушно-реактивные двигатели, комбинированные силовые установки), которое показало преимущество вихревых регулирующих устройств по сравнению с механическими средствами управления силовыми установками. Впервые предложена концепция воздушно-реактивного двигателя с возможностью управления набегающим потоком при помощи вихревой регулирующей арматуры. Предложенное техническое решение позволит разработчикам разрабатывать новые и совершенствовать существующие наукоёмкие и высокоэффективные образцы техники.

Библиографический список

1. Oh J C, Yun E, Golkovski M G and Lee S 2003 Mater. Sci. Eng. A 351 98-108
2. Yilbas B S, Patel F and Karatas C 2015 Laser Surface Engineering Waugh J.L.G. Woodhead Publishing 97-105
3. Stepanova N V, Razumakov A A 2013 The 8 international forum on strategic technologies (IFOST 2013) 1 240-242
4. Rogachev A S, Shkodich N F, Vadchenko S G, Baras F, Chassagnon R, Sachkova N V, and Boyarchenko O D 2013 Int. J. Self-Propag. High-Temp. Synth. 22(4) 210-216
5. Bataev I A, Bataev A A, Mali V I, Pavliukova D V 2012 Materials and Design 35 225-234
6. Bernard F and Gaffet E 2001 Int. J. Self-Propag. High-Temp. Synth. 10(2) 109-132
7. Shangze Li, Yufei Zhang, Haixin Chen* and Kaiwen Deng Aerodynamic Optimization of Turbine Based Combined Cycle Nozzle DOI 10.1515/tjj-2016-0052
8. Study of the unsteady mode transition process for an over-under TBCC exhaust system Zheng Lva, Jinglei Xua,*, Jianwei Mob

9. Preliminary Analysis of the Rocket Plug Nozzle Combined Cycle (RPNCC) Propulsion System

1. Dustin Wood¹ The University of Alabama in Huntsville, Huntsville, Alabama, 35806

10. Injector Centrifuge Turbine Engine and Injector Centrifuge Air Jet Engine \ Patent \ DE10302041B4 Germany

11. L.A. Zalmanzon, Pneumatic element's theory (Nauka, Moscow, 1969), 508 p.

12. I.V. Lebedev, S. L. Treskunov and V. S. Yakovenko, Elements of jet automation (Moscow, 1973), pp. 289-314

13. A.Yu. Uss and A.V. Chernyshev, "The Development of the Vortex Gas Pressure Regulator", Procedia Engineering ,(Moscow, 2016), vol.152. pp. 380-388.

14. A.Yu. Uss, A. V. Chernyshyov, and V.I. Krylov. "Development of Gas Pressure Vortex Regulator", AIP Conference Proceedings 1876, 020025 (2017); doi: 10.1063/1.4998845.

УДК 621.438.2

**ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЁТНОЙ МОДЕЛИ ТУРБИНЫ
И ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЕЛИЧИНЫ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА
НА ХАРАКТЕР ТЕЧЕНИЯ**

П. В. Чайка

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

Введение. Целью работы является создание расчётной модели ступени турбины, изучение влияния величины радиального зазора рабочей лопатки на интегральные параметры и характер течения. В работе исследуется сеточная сходимость, анализируется влияние модели турбулентности, результаты расчётных исследований сравниваются с экспериментальными.

Результаты. В рамках задачи построена расчётная модель газовой турбины (рис.1) в ПК Numeca Fine/Turbo.

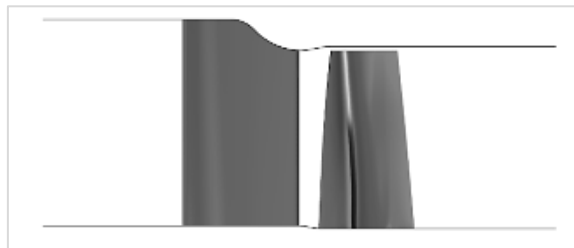


Рис. 1. Геометрия турбины

Расчетная сетка – блочно-структурированная гексагональная, полученная с помощью специализированного сеточного генератора AutoGrid5. Сеточная сходимость исследовалась на трёх сетках различной подробности. Параметры сеток представлены в таблице 1.

Решалась система уравнений RANS. Рабочее тело – термически совершенный газ. Решение выполняется для одного межлопаточного канала с условиями периодичности на границах. На ротор-статор интерфейсах применяется граничное условие Mixing Plane. Рассматривались следующие модели турбулентности: k-ε, Спаларта – Аллмараса, EARSM, SST с расширенным пристеночным моделированием на каждой из трёх сеток.

Рассмотрены различные величины радиального зазора рабочей лопатки: относительный зазор величиной 0.01, 0.015, 0.024.

Для зазора 0.024 сеточная сходимость исследовалась для каждой модели турбулентности по распределениям адиабатического КПД и угла выхода потока по высоте канала в сечении экспериментальных замеров. Сеточная сходимость достигается на сетке в 2 млн. ячеек.

Таблица 1
Параметры сеток

		Грубая	Средняя	Подробная
Количество ячеек, млн		1.1	2.3	6.7
Кол-во ячеек по высоте, шт	Статор	53	73	81
	Ротор	73	93	101
Кол-во ячеек в зазоре, шт		17	33	33
Размер пристеночной ячейки, м		10^{-6}	10^{-6}	10^{-6}
Значение y^+		<1	<1	<1

Сравнение распределений параметров с экспериментальными данными показывает, что все модели хорошо согласуются по углу потока до 60% высоты канала (рис.3). В районе зазора максимальная разница составляет 20°. Течение в привтулочном сечении РЛ для всех моделей представлено на рис.2. Для дальнейших исследований выбрана модель SST.

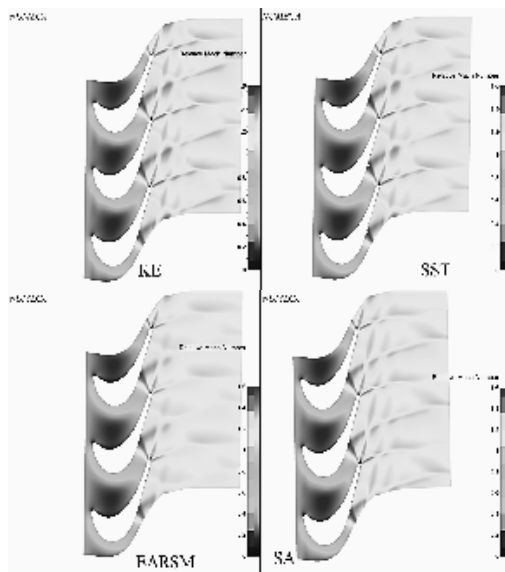


Рис. 2. Распределение числа Маха в относительном движении в привтулочном сечении РЛ

Исследовалась сеточная сходимость в радиальном зазоре ($\bar{\delta}_{p3}=0.024$), при этом общее количество ячеек по высоте канала оставалось постоянным. Сходимость достигнута при 25 ячейках по высоте.

Зависимость КПД от величины зазора представлена на рис. 5.

Заключение. Разработана расчетная модель ступени турбины. В процессе проанализировано влияние модели турбулентности, расчетной сетки и величины зазора на газодинамические параметры.

Сравнение с экспериментом даёт качественно похожую картину.

В дальнейшем расчетная модель может быть доработана путем включения горячей геометрии и учета нестационарных эффектов.

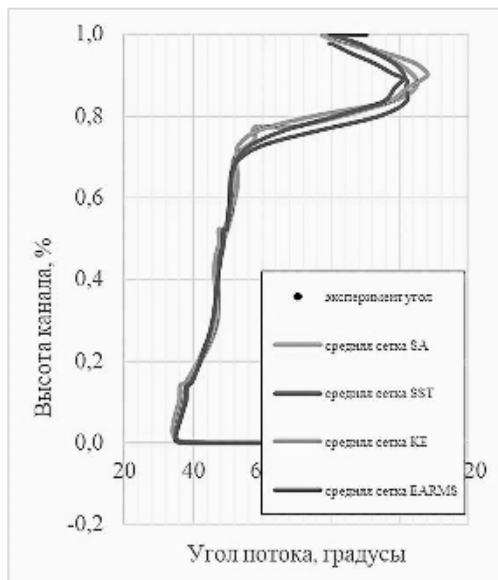


Рис. 3. Распределение угла потока по высоте канала в сечении за рабочей лопаткой

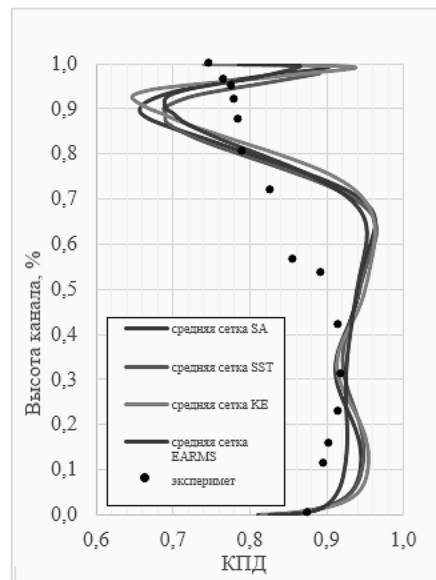


Рис. 4. Распределение КПД по высоте канала в сечении за рабочей лопаткой

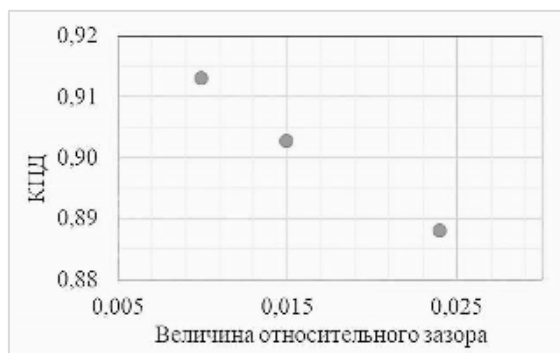


Рис. 5. Влияние радиального зазора на КПД турбины

Библиографический список

1. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров. М.: Мир, 2000.
2. Japikse D. Nicholas C. Baines "Introduction to Turbomachinery", Concepts ETI, Inc., 1997.
3. C. Hirsch, Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth-Heinemann (Elsevier), 2007.

УДК 533.65

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЙ В ТРАКТАХ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЕТОМ ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИИ ЗАРЯДА

Е. П. Чернов, А. В. Ефремов, Г. А. Корниленко, М. Д. Тихонов

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

Объектом изучения данной работы является ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ). Данный тип двигателя используется в аэрокосмической технике, например, ракетаноситель «Старт», межконтинентальные баллистические ракеты (РТ-2ПМ «Тополь», Р-30 «Булава»), системы противовоздушной обороны. РДТТ обладает такими преимуществами как: простота конструкции, надежность, возможность длительного хранения, высокая степень готовности к пуску, низкая пожароопасность и отсутствие риска утечки токсичного топлива.

На рис. 1 представлен твердотопливный ракетный двигатель в разрезе, где на первой позиции находится воспламенитель, цифрой 2 обозначен твердотопливный заряд. Всё это располагается внутри корпуса двигателя, обозначенного цифрой 3. Также на четвертой позиции размещен сопловой аппарат.

Тяговые характеристики двигательной установки определяются газодинамическими процессами, происходящими внутри самой установки. РДТТ характеризуются тем, что в камере сгорания находится топливо в конденсированной фазе, которое содержит компоненты горючего и окислителя. В процессе горения твердого топлива эжектируется газовая фаза, которая создает тягу, истекая в окружающую среду через сопловой аппарат. Соответственно, определяющими процессами работы двигательной установки являются горение твердого топлива и течение газа в камере сгорания.

Современные установки, работающие на твердом топливе, имеют разную конфигурацию. Зачастую, с целью сохранения постоянства давления в камере сгорания, твердотопливный заряд проектируют сложной конфигурации с использованием центральных каналов различной формы: звездообразный, торцевой, заряд типа «Зонтик» и т.д. Некоторые заряды представлены на рис. 2.

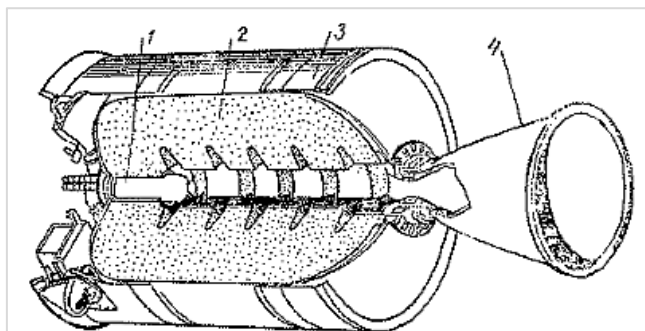


Рис. 1. РДТТ в разрезе [1]

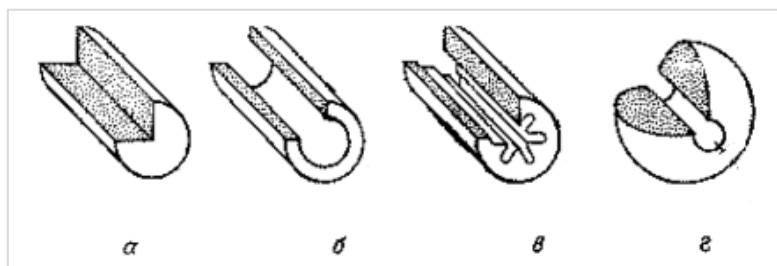


Рис. 2. Типы топливных зарядов [1]

а – заряд торцевого горения; б – трубчатый заряд; в – звездообразный заряд; г – сферический заряд

При моделировании внутренней газодинамики необходимо учитывать течение продуктов сгорания в подобных каналах, где с боковых поверхностей происходит постоянное эжектирование продуктов сгорания. Для решения подобной задачи требуется реализация процесса движения геометрической поверхности, то есть моделирование горения. В рамках работы разработано программное обеспечение (ПО) в среде MatLab, моделирующее изменение геометрического профиля с течением времени.

Рассмотрим предлагаемый метод расчета выгорания заряда твердого топлива в проточном тракте РДТТ. Для визуализации методологии будем использовать форму заряда типа «Зонтик».

В первую очередь, требуется разделить реальную геометрию поверхности твердотопливного заряда на ключевые (узловые) точки, которые будут объединены кривыми определенного порядка. Данный метод основан на использовании кривых Безье.

Кривая Безье является частным случаем многочленов Бернштейна [2]. Для описания геометрического профиля заряда достаточно кривых первого, второго и третьего порядков. Кривая Безье первого порядка (линейная кривая), изображенная на рис. 3 (а), задается уравнением (1) и представляет собой прямую, где P_0 и P_1 – опорные точки.

$$B(t) = (1 - t)P_0 + tP_1, t \in [0,1] \quad (1)$$

Кривая Безье второго порядка (квадратичная кривая) задается уравнением (2), где P_0 , P_1 и P_2 – опорные точки. Иллюстрация данной кривой представлена на рис. 3 (б).

$$B(t) = (1 - t)^2P_0 + 2t(1 - t)P_1 + t^2P_2, t \in [0,1] \quad (2)$$

Кривая Безье третьего порядка (кубическая кривая) задается уравнением (3), где P_0 , P_1 , P_2 и P_3 – опорные точки. Пример данной кривой представлен на рис. 3 (в).

$$B(t) = (1 - t)^3P_0 + 3t(1 - t)^2P_1 + 3t^2(1 - t)P_2 + t^3P_3, t \in [0,1] \quad (3)$$

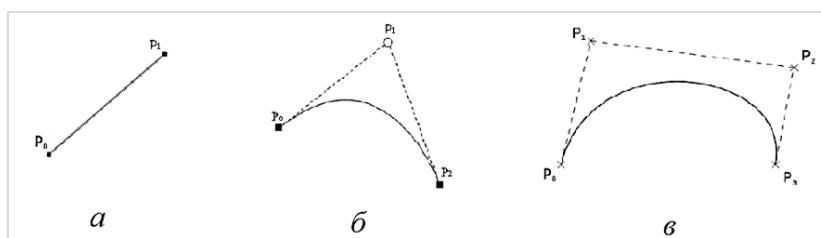


Рис. 3. Примеры кривых Безье различных порядков [2]

Базовой функцией разработанного ПО является построение поверхности твердотопливного заряда на основе использования кривых Безье разных порядков.

Рассмотрим применение подхода на формировании поверхности горения заряда с центральным каналом типа «Зонтик». Основываясь на кривых Безье, создадим поверхность

горения, соответствующую начальному моменту времени, когда процесс горения еще не запущен. Схематично на рис. 4 изображен профиль заряда, разделенный на участки, каждому из которых соответствует кривая определенного порядка. C_n – узловая точка.

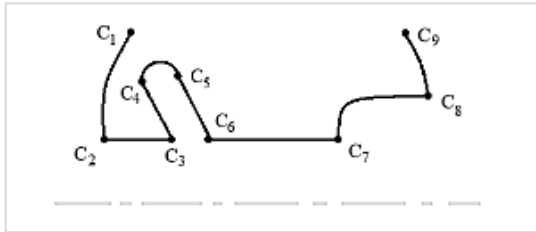


Рис. 4. Схема заряда типа «Зонтик» с указанием узловых точек

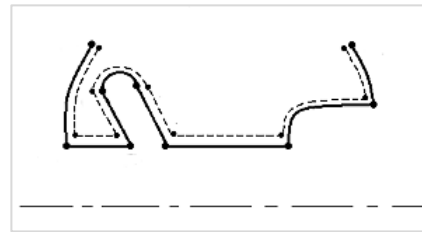


Рис. 5. Схема геометрического профиля на второй итерации

Следующим шагом будет оценка толщины свода топлива, которая прогорит за шаг по времени решения газодинамической задачи. На каждый шаг решения этой задачи, поверхность горения должна обновляться. На рис. 5 изображена схема с указанием поверхности горения, полученной на следующей итерации. При этом каждой узловой точки соответствует определенная скорость перемещения.

Скорость перемещение узловых точек определяет закон горения твердого топлива. Степенным законом горения с достаточной точностью можно описать множество смесевых твердых топлив [3]. Данный закон описывается уравнением (4).

$$U = u_1 P^\nu \quad (4)$$

Величины u_1 и ν являются справочными величинами, полученные путем экспериментальных сжиганий образцов твердого топлива. Они зависят от параметров твердого топлива и его химического состава. Параметры U и P характеризуют линейную скорость горения топлива и давление соответственно. Также существуют примеры, когда диапазон давлений разбивают на участки, каждому из которых соответствует свой закон горения.

После получения начальной геометрии поверхности горения и определения линейной скорости движения узловых точек, следует определить направление смещения узловых точек для отображения их местоположения. Данные точки будут двигаться по нормали к поверхности кривой в сторону горения, то есть вглубь заряда.

Важным элементом построения математической модели внутренней газодинамики РДТГ является описание процесса подвода газа от горячей поверхности. Рассмотрим схему течения процесса горения, изображенную на рис. 6.

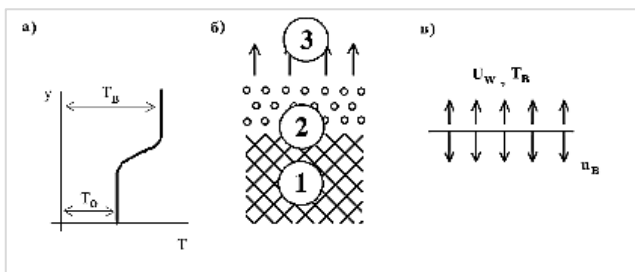


Рис. 6. Модель поверхности горения и скорости вдува для зарядов РДТГ

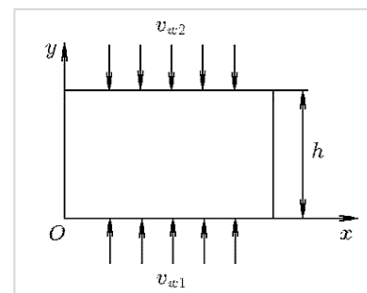


Рис. 7. Течение в канале со вдувом

На рис. 6 (б) представлена схема участка топлива. Зона 1 – это зона твердого топлива, в которой начинается прогрев за счет теплопроводности от горячих участков. Зона 2 – это зона, в которой происходит разложение компонентов твердого топлива, начало реакций, протекающих с выделением тепла, образованием газовой компоненты. Экзотермические реакции протекают и в газовой фазе. Это отражается на профиле температуры, который приводится на рис. 6 (а). Зоны теплоподвода достаточно узкие, прилегающие к поверхности разлагающегося топлива. Уже на малом расстоянии от поверхности сформирован высокотемпературный отток газа от поверхности, который можно характеризовать скоростью v_w и температурой горения T_B . Узость этой зоны позволяет ввести в рассмотрение упрощенную модель массоподвода:

- топливо и газовая среда разделены поверхностью, называемой поверхностью горения твердого топлива;
- от поверхности по нормали к ней происходит отток газа – вдув газа. Вдув определяется параметрами вдува: скоростью вдува v_w и температурой газов T_B . Вместо температуры может быть задана энтальпия;
- поверхность горения подвижна. Она перемещается в направлении обратном к внешней нормали со скоростью горения;
- между скоростью вдува и скоростью горения существует расходная зависимость $\rho_B v_B = \rho v_w$.

Рассмотрим течение вязкой несжимаемой жидкости, формирующееся в плоской бесконечной щели шириной h , с обеих стенок которой осуществляется вдув заданной интенсивности. Скорости вдува с нижней и верхней стенок канала обозначим через v_{w1} и v_{w2} , а температуры нижней и верхней стенок — через T_{w1} и T_{w2} соответственно. Ось x совместим с нижней стенкой канала, а ось y направим перпендикулярно ей. Примем, что растекание жидкости происходит симметрично относительно плоскости $x=0$, см. рис. 7.

Течение вязкой несжимаемой жидкости описывается системой уравнений, содержащей уравнение неразрывности, уравнения изменения количества движения и уравнение энергии. Математическая модель представлена уравнениями (5, 6, 7, 8). Характерным размером задачи является ширина канала h , а характерным параметром число Рейнольдса.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0; \quad (5)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = \frac{-1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right); \quad (6)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{-1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right); \quad (7)$$

$$u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} = \alpha \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right); \quad (8)$$

Численное решение полученной краевой задачи позволяет выявить влияние соотношения массовых скоростей вдува на характеристики поверхностного трения и теплообмена на поверхности $y=0$. Результаты расчетов представлены на рис. 8 (при $v_w=0$). Решение данной задачи было произведено в разработанном программном обеспечении на базе MatLab.

Влияние вязкости проявляется в незначительном наполнении профиля продольной составляющей скорости в центральной части канала. Увеличение числа Рейнольдса приводит к уменьшению роли вязких напряжений в формировании картины течения. При $Re > 10^3$ и в отсутствие вдува с нижней стенки канала решение становится практически независимым от числа Рейнольдса, а распределение скорости достаточно хорошо описывается решением для вихревого течения невязкой жидкости в канале со вдувом.

При увеличении скорости вдува с поверхности $y=0$ независимость решения от числа Рейнольдса наступает при его меньших значениях (для $v_w=1$ такое значение примерно равно 80). При малых значениях v_w (слабый вдув с нижней стенки) геометрическое положение максимума распределения продольной составляющей скорости приближается к нижней стенке, а само приповерхностное течение становится подобным течению в пограничном слое

на непроницаемом теле. Профили поперечной составляющей скорости сравнительно слабо изменяются по сечению канала в достаточно широком диапазоне параметров задачи.

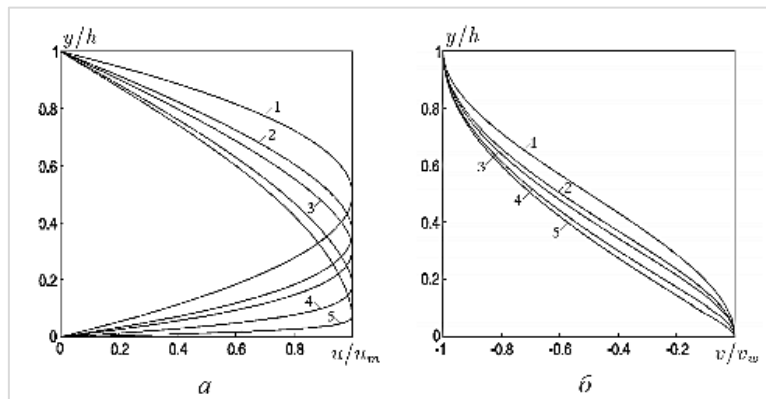


Рис. 8. Профиль продольной (а) и поперечной (б) составляющей скорости (1 – $Re = 0$; 2 – $Re = 10$; 3 – $Re = 20$; 4 – $Re = 100$; 5 – $Re = 1000$).

При достаточно малом массоподводе со стенок канала гидродинамические характеристики, напряжение трения и теплообмен сравнительно слабо зависят от параметров вдува и в первом приближении допускают определение на основе модели взаимодействия потока с непроницаемой поверхностью.

Библиографический список

1. Назаров Г. А., Прищепа В. И. Космические твердотопливные двигатели. М.: Знание, 1980. 63 с.
2. Википедия. [Электронный ресурс]. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Кривая_Безье (дата обращения: 27.03.2021).
3. Белоусов В. Н., Смородин С. Н., Смирнова О. С. Топливо и теория горения. СПб: СПб ГТУРП, 2011. 84 с.

УДК 621.454.2

АЛГОРИТМ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА ВРАЩАТЕЛЬНЫХ ТЕЧЕНИЙ С УЧЕТОМ ТЕПЛООТДАЧИ

М. Л. Шелудько

*Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М. Ф. Решетнева*

Введение. Основным объектом исследования полостей вращения энергетических установок летательного аппарата являются конструктивные элементы турбонасосных агрегатов, компрессоров и газовых турбин: полость вращения между ротором и стенкой газовой турбины, подводящее устройство турбин, боковые полости вращения между рабочим колесом и стенкой корпуса лопаточного нагнетателя, полости гидродинамических уплотнений и т.п.

Основными эксплуатационными факторами, определяемыми течением в полостях вращения агрегатов энергетических установок, являются: величина утечек (расходный КПД), распределение давления по боковым поверхностям (основной источник осевой силы), теплоотдача в стенку от закрученных потоков перегретых рабочих тел.

Возможны режимы эксплуатации в узлах уплотнений, особенно агрегатов подачи двигателей, в условиях космического вакуума, на которых даже незначительный подогрев рабочего тела может вызвать вскипание компонента и потерю герметичности. С другой стороны, недостаточный подогрев в проточной части ТНА некоторых видов компонентов топлива приводит к нерасчетно-высокой вязкости и снижению общего КПД агрегата. Нерасчетная теплопередача от турбины в стенку и к узлам уплотнений приводит к нарушению теплового режима, вследствие чего возможно термическое разрушение концевых контактных уплотнений: манжет, торцевых уплотнений и т.п. Видно, что в этих случаях корректное прогнозирование величины теплопередачи может существенно изменять энергетические характеристики и повлиять на работоспособность агрегата в целом.

Большая часть существующих на сегодняшний день методик расчета вращательных течений с теплоотдачей носит критериально-эмпирический характер и основана на обработке экспериментальных результатов, что не всегда обеспечивает требуемую точность расчета гидродинамических и тепловых характеристик. Необходимость экспериментально-теоретического уточнения расчетных методик течения с теплоотдачей в полостях вращения энергетических установок летательных аппаратов является актуальной задачей, которая позволит существенно снизить материальные и временные затраты на эскизное проектирование, испытания и доводку современных образцов двигателей и энергосиловых установок летательных аппаратов.

Программный комплекс. Расчет и анализ закрученных потоков представляет сложную и трудоемкую задачу. Рассмотрены основные типы вращательных течений потока реализующихся по законам «твердого тела» и «свободного вихря». Для расчета и анализа необходимо учитывать большое количество факторов и проводить численное интегрирование уравнений движения для каждого из рассматриваемых конструктивных элементов. Для автоматизации расчетных алгоритмов и снижения временных затрат разработан программный комплекс выполняющий расчет гидродинамики с учетом теплоотдачи от закрученных потоков в конструктивные элементы [1].

Исходными данными для алгоритма служат: геометрические параметры полости вращения и теплофизические параметры потока.

На основе полученных уравнений движения и выражений для определения локального коэффициента теплоотдачи разработан алгоритм расчета течения с теплоотдачей в полостях вращения, позволяющий проводить оптимизацию в области возможных вариаций конструктивных и режимных параметров узлов и агрегатов энергетических установок летательных аппаратов, по основным конструктивным и эксплуатационным параметрам: распределению скоростей, давлений и температур.

В результате расчета определяются параметры теплового состояния стенки, распределение параметров температуры, давления, скорости потока по длине исследуемой полости, а также термодинамические критерии. Программный комплекс позволяет получать расчетные параметры в виде графических и табличных данных.

Алгоритм определения тепловых параметров. При разработке алгоритма расчета использованы следующие основные уравнения [2,3]:

Дифференциальное уравнение константы окружной составляющей скорости ядра потока вычисляется по формуле:

$$\frac{dC_U}{dR} = - \frac{2\pi\tau_0\alpha R^2}{\rho\dot{V}}$$

дифференциальное уравнение статического давления:

$$\frac{dp}{dR} = \rho \omega_{я}^2 R + \frac{\rho \dot{V}^2}{4\pi^2 z_1^2 R^3} + \frac{1}{z_1} (\pm \tau_{0R(\alpha)}^{\text{диск}} \mp \tau_{0R(\alpha)}^{\text{ст}} - \tau_{0R(p)}^{\text{диск}} - \tau_{0R(p)}^{\text{ст}})$$

Данные системы уравнений решается система совместно с уравнениями поддержки [4-6] и представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений приведенных к стандартному виду для численного интегрирования.

Уравнение энергии:

$$Q^i = \frac{\pi \Delta l (T_g^i - T_l^i)}{\frac{1}{\alpha_g^i \pi r_1} + \frac{1}{\alpha_l^i r_2} + \frac{2(r_2 - r_1)}{\lambda_{ст}(r_1 + r_2)}}$$

Уравнение системы дополняется уравнением состояния.

Данная система уравнений представляет замкнутую систему уравнений [7-9], совместное решение которой позволяет определить температурное поле в потоке, распределение скоростей и давлений, а также можно определить локальные коэффициенты теплоотдачи для всех точек поверхности тела. Совокупность упомянутых уравнений называется общим аналитическим описанием теплоотдачи.

Программное обеспечение прошло предварительное тестирование. Так же проведена предварительная верификация результатов расчета по основным параметрам, которая показала удовлетворительное схождение численных зависимостей и разработанного алгоритма. Результаты расчета могут быть использованы при анализе и оценке работоспособности установок с наличием вращательных течений и теплообмена.

Интерфейс программы.

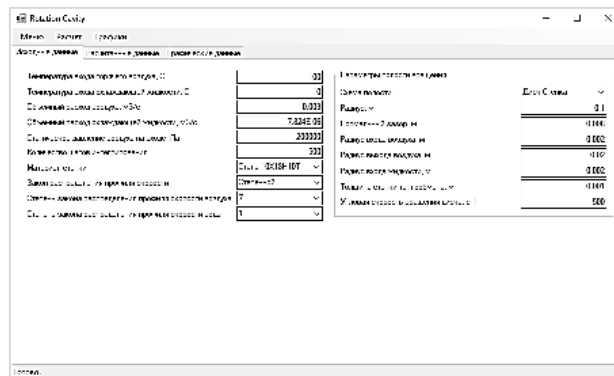


Рис. 1. Интерфейс программы: Ввод исходных данных

На рис. 1 – 3 представлен основной интерфейс программы расчета. Из рис. 3 видно, что возможны зоны локального перегрева рабочего тела и элементов конструкции и расчет с использованием средне интегральных параметров для данных полостей некорректен. Необходимо учитывать локальное распределение параметров по исследуемым полостям, что реализовано в рассматриваемом программном обеспечении.

Программное обеспечение прошло предварительное тестирование. Так же проведена предварительная верификация результатов расчета по основным параметрам, которая показала удовлетворительное схождение численных зависимостей и разработанного алгоритма. Результаты расчета могут быть использованы при анализе и оценке работоспособности установок с наличием вращательных течений и теплообмена.

Научный руководитель – А. А. Зуев

Исходные данные		Расчитанные данные		Графические данные	
Данные технического задания					
Температура горячего воздуха на входе, С.....	100 С				
Температура охлаждающей жидкости на входе, С.....	10 С				
Объемный расход воздуха, м3/с.....	0,003 м3/с				
Объемный расход охлаждающей жидкости, м3/с.....	7,824E-06 м3/с				
Статическое давление воздуха на входе, Па.....	200000 Па				
Материал стенки.....	Сталь 10Х13Н10Т				
Закон распределения профиля скорости.....	Степенной				
Степень закона распределения профиля скорости.....	7				
Геометрические параметры полости					
Радиус, м.....	0,1 м				
Нормальный зазор, м.....	0,008 м				
Радиус входа рабочего тела, м.....	0,002 м				
Радиус входа жидкости, м.....	0,002 м				
Толщина стенки теплообмена, м.....	0,001 м				
Угловая скорость потока рабочего тела, м.....	0 с-1				
Угловая скорость вращения диска, м.....	500 с-1				
Расчитанные данные					
Температура воздуха на выходе, С.....	52,2806389253394				
Средняя температура воздуха, С.....	77,9873487847821				
Средняя температура жидкости, С.....	23,4221725618529				
Средняя температура стенки со стороны воздуха, С.....	32,3194585390058				
Средняя температура стенки со стороны жидкости, С.....	30,9037507391806				
Средний коэффициент теплоотдачи от воздуха, Вт/м2.....	493,188122851995				
Средний коэффициент теплоотдачи от жидкости, Вт/м2.....	4055,15311107878				
Суммарное количество тепла, Вт.....	756,088128005335				
Суммарная диссипация энергии, Вт.....	419,678434021168				
Средний критерий Рейнольдса по воздуху.....	481863,827195534				
Средний критерий Рейнольдса по жидкости.....	65569,4043149784				
Средний критерий Стантона по воздуху.....	0,0052219967876217				
Средний критерий Стантона по жидкости.....	0,00745132270446276				
Средний критерий Нуссельта по воздуху.....	2620,46490578337				
Средний критерий Нуссельта по жидкости.....	3367,84754148633				

Рис. 2. Расчётные данные, выполненные программным алгоритмом

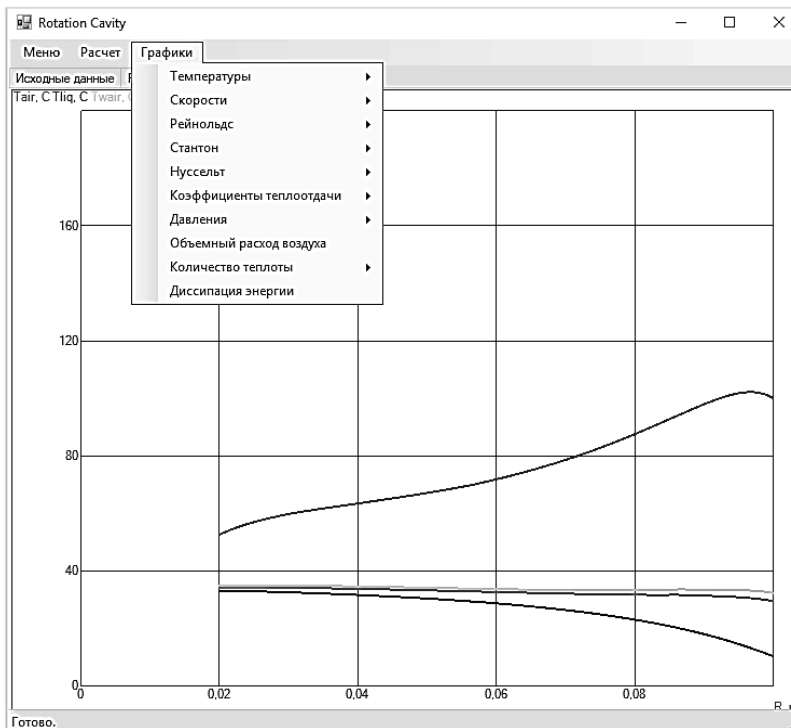


Рис. 3. Построение графиков на основе полученных значений

Библиографические ссылки

1. Расчет вращательных течений с учетом теплоотдачи в элементах турбонасосных агрегатов / Жуйков Д.А., Зуев А.А., Толстопятов М.И., Арнгольд А.А.. Свидетельство № 2019616816 о государственной регистрации в Реестре программ для ЭВМ от 29.05.2019.
2. Zuev A. A. Disc friction to specify power balance of a turbopump unit of LPE / Zuev A. A., Nazarov V. P., Zhuikov D. A., Tolstopyatov M. I., Savelyeva M. V // Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng., 2020, Vol. 822, 012023. doi:10.1088/1757-899x/822/1/012023.
3. Зуев А. А., Назаров В. П., Арнгольд А. А., Петров И. М. Дисковое трение при определении баланса мощностей турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2019. № 57. С. 17 – 31. DOI: 10.15593/2224-9982/2019.57.02.
4. Зуев А. А., Назаров В. П., Арнгольд А. А. Определение локального коэффициента теплоотдачи с использованием модели температурного пограничного слоя в полостях вращения газовых турбин // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 99 – 115.
5. Зуев А. А., Арнгольд А. А., Данилов Н. А. Определение локального коэффициента теплоотдачи в полостях вращения насосов // В сб.: Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли. Материалы XIV Всероссийской научно-технической конференции, посвященной памяти главного конструктора ПО «Полет» А. С. Клинышкова. Омск, 2020. С. 18 – 21.
6. Zuev A. A. Flow with heat transfer in a rotating cavity / Zuev A.A., Arngold A.A., Tolstopyatov M.I., Khodenkova E.V., Nazarov V.P. // Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng., 2019, Vol. 537, 22026. doi:10.1088/1757-899X/537/2/022026.
7. Zuev A. A. Heat transfer coefficient of laminar rotational flow / Zuev A.A., Arngold A.A., Levko V.A., Maksimov I.A., Leonenkov A.D. // Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng., 2020, Vol. 734, 012029. doi: 10.1088/1757-899X/734/1/012029.
8. Zuev A. A. Energy equations for the temperature three-dimensional boundary layer for the flow within boundary conditions of turbo machinery / Zuev A.A., Kishkin A.A., Zhuikov D.A., Tolstopyatov M.I., Savelyeva M.V. // Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng., 2019, Vol. 537, 22008. doi:10.1088/1757-899X/537/2/022008.
9. Зуев А. А., Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Арнгольд А. А. Определение локального коэффициента теплоотдачи с использованием модели температурного пограничного слоя с конвективной составляющей в полостях вращения ТНА ЖРД // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Машиностроение. 2019. Т. 19. № 2. С. 30 – 44. DOI: 10.14529/engin190203.

УДК 629.785

МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ

М. Л. Шелудько, Д. А. Колодин

*Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М. Ф. Решетнева*

Управление вектором тяги это одна из важнейших задач, стоящих перед конструкторами и инженерами, проектирующими ракетную технику. Система управления полетом летательного аппарата выполняет две функции: 1 – управление движением по расчетной траектории,

заданной до старта ракеты или формируемой в процессе полета; 2 – стабилизация параметров движения в узком диапазоне требуемых значений по траектории. В большинстве летательных аппаратов обозначенные две функции выполняет один исполнительный орган системы управления, который входит в состав маршевого двигателя и обеспечивает управление вектором тяги, создавая управляющие усилия в плоскостях управления полетом. Корректировка направления вектора тяги даёт возможность изменять положение космического аппарата в пространстве, путём создания моментов по углам тангажа, рыскания и крена. Совершенствование способов управления вектором тяги приводит к различным модернизациям в конструкции всего летательного аппарата. Точный расчет и выбор наиболее подходящего метода для конкретной задачи позволяет решить множество проблем и улучшить эффективность работы ракетного двигателя. В данной работе рассмотрены основные методы регулирования направления и величины вектора тяги, а также их эффективность для решения различных задач.

Известны следующие способы регулирования вектора тяги в ЖРД:

1. изменение угла поворота камеры сгорания (или всего двигателя) за счёт карданного подвеса;
2. поворот выхлопных патрубков турбины;
3. при помощи поворота сопла камеры сгорания;
4. с использованием газовых рулей;
5. с помощью установки кольцевого дефлектора струи газа;
6. повторным впрыском рабочего тела;
7. при помощи управляющих сопел.

Первые пять способов ЖРД требуют наличия гидроприводов, пневмоприводов и электроприводов. Оставшиеся два воздействуют на вектор тяги, путём изменения расхода вспомогательного рабочего тела. Для изменения управления струей продуктов сгорания исходящих из камеры двигателя используются поворотные сопла. В том случае, когда в двигателе применяется поворотная система регулирования вектора тяги, двигатель целиком, сопло или выхлопные патрубки турбины устанавливаются в подшипниках и имеют возможность поворота в диапазоне какого-то угла с последующей возможностью изменения направления вектора тяги. Данный вид регулирования является наиболее распространенным в ракетно-космической технике в виду того, что потери удельного импульса при данном способе являются минимальными. Газовые рули и дефлекторы корректируют направление газового потока на выходе из сопла. Данный вид регулирования имеет высокую надёжность, но рули и дефлекторы подвержены сильной эрозии, что влечёт за собой потери осевой тяги [4]. Вторичный впрыск рабочего тела в основной поток продуктов сгорания провоцирует появление косых скачков уплотнения, которые приводят изменению направления истечения части ПС.

Система управления вектором тяги с управляющими соплами, работающими на газе турбины турбонасосного агрегата ТНА, наиболее востребована из-за простоты схемы, отработанной технологии и быстродейственного регулирования вектора тяги двигателя. Но данная система имеет недостаточный диапазон регулирования вектора тяги, в следствие чего приходится увеличивать расход выхлопного газа для создания боковых управляющих. При размещении дополнительных сопел на достаточном расстоянии от оси камеры сгорания двигателя, ухудшаются габаритномассовые характеристики. Перспективы данного способа регулирования с управляющими качающимися или неподвижными выхлопными соплами весьма ограничены. Второй и третий типы СУВТ относятся к более новым и наиболее перспективным для однокамерных жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) верхних ступеней ракет [1, 2]. Особый интерес представляют ЖРД со вдувом выхлопного турбинного газа в сверхзвуковую часть сопла. Выбор оптимального варианта требует комплексных исследований с учетом механических, термогазодинамических, инерционных и других процессов формирования управляющих моментов, быстродействия систем

регулирования вектора тяги, оптимизации энергомассовых, функциональных, эксплуатационных и других характеристик.

Рассмотрим новейшие и более перспективные методы регулирования вектора тяги ЖРД. Из них можно выделить две группы: 1 – системы, использующие для управления вектором тяги вдуваемый в сопло двигателя генераторный газ и впрыскиваемый окислительный компонент топлива; 2 – системы, использующие для управления вектором тяги впрыск одного окислительного компонента топлива. Характеристики подобных систем регулирования вектором тяги показали, что использование вдуваемого в сопло выхлопного газа турбины отлично подходит для управления полетом. Комплексные исследования энергомассовых характеристик показали, что наиболее эффективные показатели работы были у систем регулирования вектором тяги основанных на совместном использовании выхлопного газа турбины и впрыскиваемого окислителя, инжектируемый в поток сопла [3]. В частности, можно рассматривать способ регулирования с последовательным применением вначале регулируемого несимметричного вдува выхлопного газа в сверхзвуковой поток сопла камеры двигателя до полного его использования (для этого предложено распределять вдуваемый в сопло газ газораспределителем с приводом между узлами вдува каналов управления ВТ по тангажу и курсу). Для дальнейшего увеличения боковых управляющих усилий в сверхзвуковой поток за узлами вдува выхлопного газа турбины впрыскивается окислительный компонент топлива. При этом имеется возможность рассмотрения разных способов распределения выхлопного газа и разные способы и устройства впрыска в сверхзвуковой поток компонента топлива, реагирующего с выхлопным газом. Сравнения многочисленных вариантов впрыскивающих устройств показали, что среди предложенных наиболее просты и близки к реализации устройства впрыска в сопло через центробежные форсунки или через выдвигаемые в сопло твердые интерцепторы перегретого окислительного компонента топлива, отбираемого из выходного коллектора охлаждающего тракта камеры двигателя. При подаче такой жидкости в сопло она превращается в парожидкостную смесь и быстро испаряется практически без затрат энергии набегающего потока. При этом интенсивность взаимодействия с набегающим потоком резко повышается, в результате чего повышается экономичность создания боковых управляющих усилий, экономичность системы регулирования вектора тяги и двигателя в целом. Особый интерес представляют газодинамические системы управления вектором тяги в составе ЖРД с дожиганием отработанного на турбине генераторного газа в сверхзвуковой части сопла.

Для крупногабаритных ЖРД преимуществами обладают СУВТ, использующие нерегулируемую систему выхлопа турбинного газа, равномерную по кольцевой щели, выполненной на сверхзвуковой части сопла [5]. Они более просты конструктивно, не влияют на работу турбины ТНА и выхлопной системы, используют более простую функциональную схему работы. Несмотря на то, что вдуваемый газ функционально не участвует в создании боковых сил, однако он создает пристеночный слой горючего газа, при взаимодействии с которым повышается эффективность создания боковых сил впрыскиваемым окислительным компонентом топлива. Показано, что в ЖРД с нерегулируемым кольцевым вдувом выхлопного турбинного газа эффективно может быть использовано два типа схем системы управления вектором тяги: 1 – системы с распределенным по поперечному сечению впрыском окислительного компонента топлива; 2 – системы с сосредоточенным в плоскостях управления ВТ впрыском окислительного компонента топлива. Исследования газодинамической СУВТ для ЖРД с дожиганием в сопле отработанного на турбине генераторного газа с совмещенной системой управления ВТ показали, что наиболее рациональна схема с постоянным суммарным расходом окислителя на впрыск в сопло в диаметрально противоположные узлы впрыска по каждому каналу управления ВТ с плавным перераспределением расходов гидрораспределителем в противоположные секции сопла в пропорциях, соответствующих требуемому управляющему усилию [4]. В нулевом положении гидрораспределителя окислительный компонент топлива поступает с одинаковыми расходами в обе противоположные секции сопла

Так как современные ступени ракет-носителей должны справляться с большим объемом задач программы полета. Следовательно, из-за усложнения задач возрастают и требования к исполняющему органу системы управления полетом, в частности к управлению вектором тяги.

Проанализировав каждый метод управления вектором тяги можно сделать вывод. Новые более широкие задачи управления могут быть успешно решены в новой схеме ДУ при дооснащении примененных уже в двигателе известных механических систем управления дополнительными газодинамическими. Наиболее перспективной является схема, в которой для создания больших управляющих полетом боковых сил используется СУВТ с качанием маршевой камеры сгорания или двигателя в целом. Для создания малых боковых сил, необходимых и достаточных для стабилизации полета, используется высокодинамическая газодинамическая система управления вектором тяги.

Научный руководитель – К. Ф. Голиковская.

Библиографические ссылки

1. Шнякин В. Н., Коваленко А. Н., Коваленко В. Н., Родькин А. В., Макотер А. П. Экспериментальное определение боковых усилий, действующих на камеру двигателя при запуске в барокамере // *Авиационная и ракетно-космическая техника. Вестник самарского государственного аэрокосмического университета*. 2009. № 3 (19). С. 54 – 63.

2. Герасюта Н. Ф., Издалов И. М., Морозов В. М., Зыков Н. Е. и др. О стабилизации ракеты с поворотным управляющим органом большой массы // *Ракетная и космическая техника*. Сер. 1: Теория расчета, проектирования и конструирования ракетно-космической техники. ГОНТИ-3. 1981. Вып. 3. С. 18 – 32.

3. Назаренко В. Ф. И. И. Иванов – конструктор, ученый, организатор // *Техническая механика*. 2003. № 2. С. 6 – 17.

4. А. с. 41014. Способ регулирования вектора тяги ЖРД «открытой» схемы / Н. Д. Коваленко, А. И. Животов, Г. А. Стрельников. 983819/40-23; заявл. 01.07.67; опубл. 25.02.68. Бюл. № 11. 3 с.

5. Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Коваленко Г. Н., Коваленко Т. А., Токарева Е. Л., Игнатьев А. Д., Сироткина Н. П. Газодинамические системы регулирования вектора тяги жидкостных ракетных двигателей как исполнительные органы системы управления полетом верхних ступеней ракет // *Техническая механика*. 2013. № 4. С. 70 – 83.

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ

УДК 666.762.8:620.22

СВОЙСТВА КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА СИСТЕМЫ C/C-SiC

Д. М. Алешунин^{1,2}, А. А. Федоткова²

¹*Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*
²*ООО «Вириал»*

Анализ зарубежных источников, а также общие тенденции развития современного двигателестроения показывают, что в настоящее время интенсивно ведутся разработки и исследования элементов камер сгорания авиационных двигателей из композиционных материалов с керамическими матрицей (ККМ) и волокнами для обеспечения повышенных температур рабочих процессов и большего ресурса работы. Применение композиционного материала обеспечивает рост сопротивления хрупкому разрушению, радикально меняя механизм разрушения материала, что находит свое отражение в изменении характера диаграмм нагружения, регистрируемых при прочностных испытаниях. Разработки перспективных деталей и сборочных единиц (ДСЕ) для газотурбинных двигателей (ГТД) основываются на увеличении их коэффициента полезного действия и снижении уровня вредных выбросов, в том числе NO_x, СО. Одним из возможных способов решения этих задач является увеличение температуры газов на входе в турбину. Повышение температуры газов вызывает необходимость либо применения эффективных способов охлаждения узлов и деталей, формирующих горячую часть, что приводит к усложнению и увеличению массы конструкции, либо разработки и использования новых термостойких композиционных материалов [1].

Керамические композиционные материалы (ККМ) являются нехрупкими огнеупорными материалами, которые созданы специально для работы в суровых условиях, где часто сочетаются высокие температуры, высокие уровни нагрузок и коррозионные атмосферы.

Значительный потенциал прочности ККМ напрямую связан с использованием армирующих волокон с высокой прочностью и высоким модулем упругости, а также с небольшим диаметром (обычно, порядка 10 мкм).

Цель работы состояла в исследовании материала системы C/C-SiC и проведении сравнительного исследования комплекса физико-механических и теплофизических свойств с аналогами.

Объектом исследования является композиционный керамический материал на основе углеродных волокон и матрицы, содержащей карбид кремния и кремний. ККМ C/C-SiC получали с помощью жидкофазной пропитки спрессованной заготовки на основе формальдегидной смолы, углеродной ткани и порошка карбида кремния расплавленным кремнием.

Измерение КЛТР ККМ C/C-SiC проводили с применением высокотемпературного dilatометра DIL402E/7 «NETZSCH». Модуль упругости определяли с помощью резонансного измерительного прибора «Звук 130». Прочность при изгибе ККМ измеряли с использованием универсальной разрывной машины «Test 113100 Kn». Испытания по определению плотности ККМ проводили по стандарту ISO 18754 Fine ceramics (advanced ceramics, advanced technical ceramics) – Determination of density and apparent porosity при использовании лабораторных электронных весов «CE224-C» первого класса точности. А также для изучения структуры использовался металлографический микроскоп «Altam MET 1C».

В таблице 1 представлены физико-механические и теплофизические свойства ККМ системы C/C-SiC, полученных в ООО «Вириал» и в DLR марок ХВ и ХТ (изготовитель DLR). Также в таблице 1 приведены свойства СГ-П 0,5 (производитель ООО ТД «УралМеталлГрафит») для сравнения их со свойствами разработанного в ООО «Вириал» ККМ системы C/C-SiC.

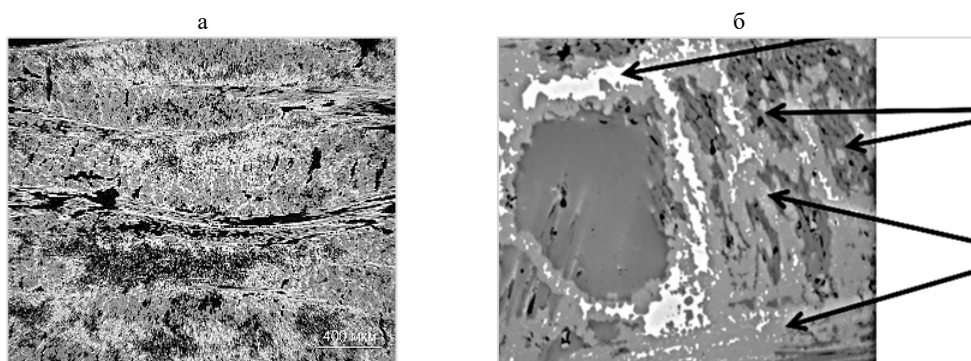


Рис. 1. Микроструктура C/C-SiC (производитель ООО «Вириал») а – репер 400 мкм; б – репер 90 мкм

Исследования микроструктуры ККМ C/C-SiC показали, что микроструктура ККМ (производитель ООО «Вириал») представляет собой матрицу из кремния и карбида кремния, в которой расположены плотные пучки из углеродных волокон.

Таблица 1
Физико-механические и теплофизические свойства ККМ системы C/C-SiC и их аналогов, а также силицированного графита СГ-П 0,5[1,2]

Свойства материала	C/C-SiC			СГ – П 0,5
	ХВ	ХТ	–	–
Изготовитель	DLR	DLR	ООО «Вириал»	ООО ТД «УралМеталлГрафит»
Вид армирования	Ткань			–
Плотность, г/см ³	1,9	1,92	2,03	2,4 - 2,5
Теплоемкость, Дж/(кг·К)	750	690	760 ^b	–
КЛТР, 10 ⁻⁶ К ⁻¹		–1/2,5 ^c	–	4,2
	⊥	2,5/6,5 ^c	–	
Модуль упругости, ГПа	60	100	120±4	127
Прочность при изгибе, МПа	160	300	160±12	100 – 120
Содержание Si, об. %	5,4	4,1	Не более 5	От 5 до 10

^b 25 – 800 °С; ^c 100 – 1500 °С; ^e 700 – 1200 °С; ^f 700 – 1400 °С;

|| – в направлении ориентации волокон;

⊥ – перпендикулярно плоскости ориентации волокон-

Из таблицы 1 видно, что модуль упругости ККМ, изготовленного в ООО «Вириал» выше, чем у зарубежных аналогов марки ХВ и ХТ (изготовитель DLR) Теплофизические свойства ККМ C/C-SiC находятся на одном уровне со свойствами зарубежных аналогов марок ХВ и ХТ. Также из таблицы 1 видно, что ККМ производства ООО «Вириал» превосходит СГ-П 0,5 по параметрам прочности и коэффициенту линейного термического расширения.

В дальнейшем планируется усовершенствование технологии пропитки формальдегидной смолой и оптимизации процесса силицирования материала с целью уменьшения пористости углеродной заготовки.

Выводы: По полученным результатам исследования комплекса физических, теплофизических и механических свойств можно сказать, что ККМ, разработанный в ООО «Вириал», можно рекомендовать для применения в газотурбинных двигателях.

Работа выполнена в рамках плановых научно-исследовательских работ ООО «Вириал».

Библиографический список

1. Ceramic Matrix Composites: Fiber Reinforced Ceramics and their Applications / Ed. by W. Krenkel. Weinheim: WILEY-VCH, 2008. 440 p.

2. Силицированные графиты [Электронный ресурс]. URL: <http://umgrafit.ru/catalog/silicirovannye-grafity> (дата обращения: 28.02.2021).

УДК 621.9.044

РАЗРАБОТКА ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ФРЕЗЕРНОГО СТАНКА С ЧПУ

А. Р. Алиев, А. В. Мартынюк

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

При механической обработке детали одновременно происходит множество физических процессов с инструментом, станком и самой деталью, всё это оказывает влияние на конечный размер детали, в связи с этим данные факторы нужно стараться учесть для получения требуемого размера [1].

Все факторы можно разделить на первичные и вторичные. К первичным факторам относятся: изначальная точность станка и инструмента, а также точность установки; жесткость инструмента, заготовки и станка; геометрия используемой фрезы; заданные режимы обработки детали. Каждый из показателей влияет на тот или иной вторичный фактор, который приводит к появлению отклонений от размера. К вторичным факторам относятся: упругие деформации, влияющие на размер за счет процессов упругого отжима детали, инструмента и станка; износ – степень изменения размера используемого инструмента; температурные деформации – процессы температурного расширения во время обработки, приводящие к изменениям размеров детали. Чтобы иметь возможность производить быстрый расчет фактического отклонения размера от номинального при выборе режимов операции фрезерования, а также подбирать оптимальные режимы, регулируя любой из параметров, если необходимо снизить фактическое отклонение, была разработана имитационная модель фрезерного станка [2].

На рис. 1 представлены графические схемы для исследуемой обработки детали с указанием номинального и фактического размеров деталей, а также полей допусков и инструмента. Представлены варианты для фрезерования наружного контура (рис. 1а) и внутреннего контура (рис. 1б).

На рис.2 представлены факторы, влияющие на фактический размер детали, при этом исследованные факторы были включены в имитационную модель.

Для описанных выше факторов была выбрана программная среда, в которой создана имитационная модель. Выбранная среда должна обеспечить как математический расчет фактического отклонения от размера, так и его визуализацию с указанием номинального размера и поля допуска для него.

По итогам анализа существующих программ, в которых можно было бы создать требуемую имитационную модель, была выбрана программа MATLAB.

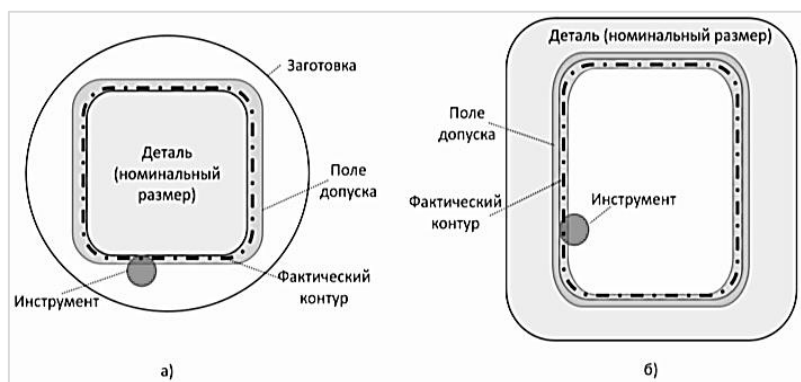


Рис. 1. Графические схемы обработки:
а – фрезерование наружного контура; б – фрезерование внутреннего контура



Рис. 2. Факторы, влияющие на фактический размер детали

MATLAB – это высокопроизводительный язык для технических расчетов. Он включает в себя вычисления, визуализацию и программирование в удобной среде, где задачи и решения выражаются в форме, близкой к математической. Типичное использование MATLAB – это:

- математические вычисления;
- создание алгоритмов;
- моделирование;
- анализ данных, исследования и визуализация;
- научная и инженерная графика;
- разработка приложений, включая создание графического интерфейса.

Графическая система MATLAB, включает в себя команды высокого уровня для визуализации двух- и трехмерных данных, обработки изображений, анимации и иллюстрированной графики. Она также включает в себя команды низкого уровня, позволяющие полностью редактировать внешний вид графики, также как при создании Графического Пользовательского Интерфейса (GUI) для MATLAB приложений [5, 6].

Разрабатываемая имитационная модель фактического отклонения от размера детали при фрезеровании должна обеспечивать ввод входных данных (режимов обработки), их расчет по аналитическим формулам и вывод результата в числовом и графическом виде. Для подбора нужного параметра из допустимого диапазона необходимо задать несколько числовых значений и поочередно провести с ними расчет. Для упрощения такой задачи в имитационной модели была добавлена возможность ввода варьируемых данных [3,4].

```

Command Window
>> Model
Ввод исходных данных модели:
=====
Считать как наружный контур? = 1
Расстояние от оси до кромки R = 8
Допуск h = 0.001
Удельная сила резания kc = 2000
Глубина фрезерования t = 5
Частота оборотов фрезы n = 2500
Число зубьев фрезы z = 3
Подача на зуб fz = 0.1
Жесткость станка jst = 2e6
Жесткость заготовки jзаг = 1.1e6
Вылет фрезы l = 20
Модуль упругости материала фрезы E = 300e9
Диаметр фрезы dфр = 6
Скорость резания v = 80
Коэффициент температурного расширения A = 20e-6
Температура окружающей среды T0 = 20
Длина фрезерования x = 124
Ширина фрезерования B = 3
Начальный износ инструмента Un = 0

```

Рис. 3. Фрагмент программного кода для запроса исходных данных режима резания

```

40 - vf = fz*n*z;
41 - fn = vf/n;
42 - Fc = kc*t*fn;
43 - jin = (Fc*l^3)/((3*E*pi*d^4)/64);
44 - delta_upr = Fc/(jst+jin+jзаг);
45 - fprintf('Упругая деформация = %.8f\n', delta_upr);
46 - %-----
47 - alpha_angle = 2*asin(B/d);
48 - U0 = tan(alpha_angle);
49 - U = Un+(U0*pi*x*d*alpha_angle)/(10e6*fz*z*360);
50 - fprintf('Износ = %.8f\n', U);

```

Рис. 4. Фрагмент программного кода расчета упругих деформаций и износа инструмента с выводом полученных значений на экран

```

100 - delta_summ(i) = delta_upr(i)+U-delta_temp(i);
101 - fprintf('Суммарная деформация для t = %d = %.8f\n', t_array(i), delta_summ(i));
102 - end
103 - disp('=====');
104 - %-----BLUEPRINT BEGIN-----
105 - Xf = [min(t_array) min(t_array) max(t_array) max(t_array)];
106 - Yf = [R-h R+h R+h R-h];
107 - Xtp = [min(t_array) max(t_array)];
108 - Ytp = [R R];
109 - %-----BLUEPRINT END-----
110 - figure;
111 - %fill(Xf, Yf, 'g');
112 - %hold on;
113 - plot(Xtp, Ytp, 'black', 'LineWidth', 2);
114 - hold on;
115 - plot(t_array, delta_summ + R, 'red', 'LineWidth', 2);
116 - %ylim([Yf(1)-h Yf(2)+h]);
117 - ylim([R-2*delta_summ(tN) Yf(2)+2*delta_summ(tN)]);

```

Рис. 5. Фрагмент программного кода вывода суммарного отклонения размера, а также создания графического отображения результата

На рис. 3 – 5 представлены фрагменты программного кода созданной имитационной модели. Для подбора нужного параметра из допустимого диапазона необходимо задать несколько числовых значений и поочередно провести с ними расчет. Для упрощения такой задачи в имитационной модели была добавлена возможность ввода варьируемых данных.

На рис. 6 и 7 представлены графики зависимости фактического отклонения от соответственно скорости резания и глубины фрезерования. Данные получены по расчетам на имитационной модели.

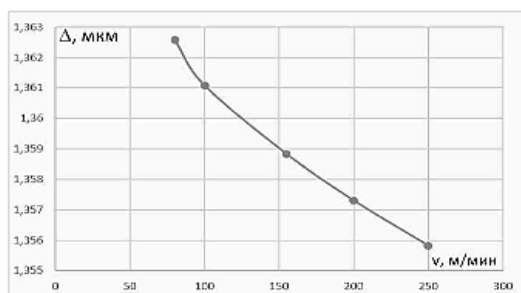


Рис. 6. График зависимости фактического отклонения размера от скорости резания

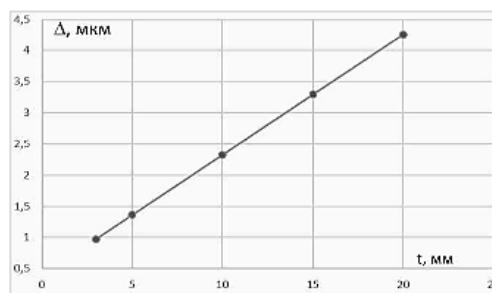


Рис. 7. График зависимости фактического отклонения размера от глубины фрезерования

По результатам работы имитационной модели сделаны следующие выводы: при увеличении скорости резания с 80 до 250 м/мин фактическое отклонение размера снижается на 1%; для ширины фрезерования зависимость не линейная, минимальное значение отклонения размера достигается при наибольшем значении ширины фрезерования (равной диаметру инструмента); при изменении глубины фрезерования с 3 до 20 мм отклонение от размера возрастает в 4,2 раза с 1 до 4,2 мкм; при увеличении подачи на зуб с 0,04 до 0,12 мм/зуб отклонение растет с 0,8 до 1,6 мкм; при увеличении коэффициента температурного расширения материала отклонение растет незначительно.

Библиографический список

1. Безъязычный В. Ф., Кожина Т. Д., Константинов А. В. и др. Оптимизация технологических условий механической обработки деталей авиационных двигателей. М.: Изд-во МАИ, 1993. 184 с.
2. Башаров Р. Р., Кудояров Р. Г. Исследование процесса фрезерования концевой фрезой при высоких частотах вращения шпинделя станка // Вестник УГАТУ. 2012. № 4. С. 71 – 77.
3. Справочник технолога-машиностроителя / под ред. Дальского А. М., Косиловой А. Г., Мещерякова Р. К., Сулова А. Г. 5-е изд. доп. и перераб. в 2-х томах М.: Машиностроение 2001. 910 с. и 943 с.
4. Ординарцев И. А., Филлипов Г. В., Шевченко А. Н. Справочник инструментальщика / под общ. ред. И. А. Ординарцева М.: Машиностроение ЛО 1987. 846 с.
5. Волков А. Н. Режимы резания авиационных материалов при фрезеровании: учебное пособие. Самара: СГАУ, 1994. 90 с.
6. Стебихов В. И. Исследование физических сторон процесса резания при фрезеровании и шлифовании жаропрочных сплавов: дисс. канд. техн. наук. Самара: КуАИ, 1968. 268 с.

**СИСТЕМА ПОИСКА 3-Х МЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ
ПО ГЕОМЕТРИЧЕСКОМУ ПОДОБИЮ****Б. Т. Аразвелиев***УлГТУ, Ульяновск*

Одним из основополагающих аспектов современного конструирования, особенно в зарубежной практике, является преимущество решений. Это и становится все более рациональным благодаря тому, что компьютер позволяет запомнить и записать каждый шаг конструктора, его коллег и предшественников. Сейчас конструктор не вычерчивают деталь или соединение от начала до конца и тем более не делают это вручную. Они используют готовые решения, прототипы.

Процесс конструирования заключается в правильном выборе известной модели (схемы), подстановке в нее известных решений и, наконец, в совершенствовании конструкции отдельных элементов и системы в целом с учетом накопленного опыта эксплуатации и испытаний прототипа и с учетом анализа других вновь появившихся решений. Каждый этап совершенствования не должен быть кардинальным, чтобы не растерять все полезное, что имелось в прежнем решении, и дополнить новые положительные качества. Самое ценное, чем обладают крупные зарубежные компании – это интеллектуальная собственность (РИД – результат интеллектуальной деятельности), которая сосредоточена в закрытых частных компьютерных банках (баз данных). Поэтому компании способны быстро модернизировать продукцию и осваивать новые поколения машин. Данное обстоятельство недооценивается в нашей стране. Достаточно отметить утрату в последнее время технических архивов многих отечественных предприятий и КБ. Уже сейчас необходимо начинать реанимировать отечественное машиностроение при помощи создания систематизированных банков конструкций (баз данных), в основу которых может быть положена справочная и патентная литература. Однако, помимо пополнения и сохранения накопленного, остается вопрос в поиске нужного на данный момент модели (конструкции). Вопрос не только в качестве поиска, а в скорости действия алгоритма, и работы системы поиска в целом.

Создание алгоритма работы системы поиска должна использоваться на всех этапах конструкторско-технологической подготовки производства в различных подразделениях предприятия как инструмент для поиска 3D-моделей, похожих по геометрической форме. Система поиска позволит сократить время разработки проектирования конструкций (деталей) за счет использования ранее созданной конструкторской документации. База данных конструкций (банк знаний), система поиска конструкций (моделей) на основе алгоритмов, способных анализировать геометрия конструкций (моделей), представляют собой начало (возможно, один из этапов) создания интеллектуальной системы проектирования.

Библиографический список

1. *Pom K.* Конструирование с помощью каталогов / Пер. с нем. В. И. Борзенко и др.; под ред. Б. А. Березовского. М.: Машиностроение, 1995. 420 с.

БЕСКОНТАКТНЫЕ ПОДШИПНИКИ**Д. Р. Ахмеров, И. А. Фомичёв, С. С. Пеганов, П. О. Шабуров***Южно-Уральский государственный университет*

Во время проектирования высокооборотных электромеханических преобразователей энергии (ЭМПЭ) главной задачей является выбор подшипниковых узлов.

Основной сложностью в выборе подшипников является то, что они должны отвечать самыми разными критериями, которые зачастую противоречат друг другу. С одной стороны, они должны обеспечивать минимальные потери энергии на трение и максимальный ресурс, работать в широком диапазоне температур. С другой же стороны, подшипники должны обладать минимальной податливостью для обеспечения докритических частот вращения ротора и требований роторной динамики, обеспечивать значительные механические нагрузки и иметь минимальные массогабаритные показатели [1]. С чем-то можно справиться благодаря использованию бесконтактных подшипников, при этом практически невозможно достичь на механических опорах. Где-то, наоборот, идеально подходят механические подшипники и сложно реализовать бесконтактные подшипниковые опоры.

Если рассматривать механические подшипники, то очевидно, что за время они достигли заметных технических высот. Но, как и прежде, им присущи следующие недостатки:

1. Низкая эксплуатационная температура;
2. Ограниченные скорости;
3. Значительное шумовыделение.

При использовании механических подшипников высокооборотными ЭМПЭ наблюдаются такие проблемы, как непостоянность траектории движения и тепловые деформации. К тому же, проблемы заключаются и в ограниченном ресурсе работы, которые возникают из – за механического трения между вращающимися частями. Поэтому, если учесть все недостатки механических подшипников, то становится понятно, почему более перспективными для применения в высокооборотных электромеханических преобразователях энергии используются бесконтактные подшипниковые опоры. К ним относятся:

- Газовые (аэродинамические и аэростатические);
- Магнитные (активные магнитные и гибридные магнитные);
- Электростатические.

Для того чтобы разобраться, какие бесконтактные подшипники лучше всего подойдут для применения в безвоздушном пространстве, необходимо понять, что из себя представляют эти подшипники. Узнать их достоинства и недостатки.

Аэростатические подшипники (рис. 1) – это такие подшипники, в которых давление смазочной плёнки создаётся благодаря системой подачи газа.



Рис. 1. Аэростатический подшипник



Рис. 2. Аэродинамический подшипник

Принцип действия таких подшипников основан на том, что газ снаружи подаётся под давлением, и инъецируют в зазоре подшипника. Отсюда следует, что данный вид подшипника может выдерживать нагрузку даже тогда, когда относительного движения нет. При этом требуется, чтобы была внешняя система сжатия газа, из-за чего появляются затраты с точки зрения сложности и энергии.

Сжатый газ действует как смазка в зазоре между движущимися частями подшипника. Газовая подушка выдерживает нагрузку без контакта между движущимися частями. В основном сжатый воздух подаётся компрессором. Именно из-за этого компрессора данный тип подшипника крайне редко используется в высокооборотных ЭМПЭ.

Аэродинамические подшипники (рис. 2) – это вид бесконтактного подшипника, в котором давление смазочной плёнки создаётся движением поверхности.

Принцип действия данного подшипника заключается в том, что газ сжимается за счёт относительной скорости между статической и подвижной поверхностями подшипника. Данный вид подшипника является самодействующим и не требует никакого внешнего ввода сжатого газа. При этом, чтобы избежать преждевременного износа, необходимо внимательно следить за ними, так как механический контакт происходит при нулевой скорости.

Достоинства аэродинамического подшипника:

- Не обязательное использование системы управления;
- Бесконтактность.

Недостатки:

- Нужное бесконтактное вращение ротора может быть обеспечено лишь при определённой частоте вращения;
- Предъявляются повышенные требования к обработке поверхности вала;
- Не могут эксплуатироваться при отсутствии газовой среды (в вакууме), что ограничивает их применение в космическом пространстве.

Активные магнитные подшипники (рис. 3) – это подшипники, которые благодаря магнитному притяжению поддерживают ротор. Так же они используют обратную связь, которая содержит такие элементы, как датчики, электромагниты, усилители мощности, а также контроллеры и источники питания.



Рис. 3. Активный магнитный подшипник



Рис. 4. Магнитомеханический подшипник

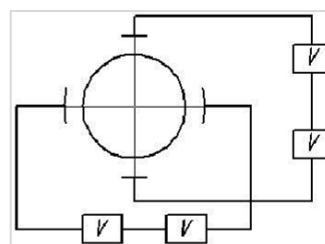


Рис. 5. Электростатическая опора

Если рассматривать достоинства, то стоит отметить их бесконтактность и управляемость. Также, они способны работать при высоких температурах и в агрессивных средах. Но самое главное, активные магнитные подшипники работают в вакууме. Это очень важно для ракетостроения.

Недостатками данных подшипников являются высокие цены на изделия, высокие массогабаритные показатели, сложность конструкции и системы управления.

Гибридные магнитные подшипники (ГМП) – это подшипники, которые были созданы для устранения недостатков активных магнитных и аэродинамических подшипников [3]. Они

сочетают в себе конструкции активных магнитных подшипников и магнитных подшипников на постоянных магнитах [1]. На данный момент существуют несколько видов ГМП:

- Магнитомеханические;
- Газомагнитные;
- Различные комбинации магнитных подшипников на постоянных магнитах с активными магнитными подшипниками.

Магнитомеханические гибридные магнитные подшипники (рис. 4.) – это подшипники, состоящие из механических и магнитных подшипников на постоянных магнитах. Первые используются для поддержания опоры вала, а вторые для разгрузки механических подшипников [4].

Достоинства:

- Весьма простая конструкция;
- Нет системы управления.

Недостатки:

- Невысокая надёжность;
- В механических подшипниках присутствует трение.

ГМП, представляющие комбинацию МППМ и АМП – подшипники, которые чаще всего используются на практике.

Газомагнитные ГМП редко используются на практике ввиду очень сложного конструктивного исполнения.

Электростатические подшипники (рис. 5) – это подшипники, которые целесообразно использовать тогда, когда ротор имеет небольшую массу, а также есть возможность обеспечить вакуум в рабочей полости электрической машины. Усилие в этих подшипниках создаётся за счёт притяжения между двумя поверхностями, имеющие разные потенциалы.

Достоинства:

- Отсутствие потери энергии на вихревые токи;
- Управляемость;
- Пониженное шумо- и тепловыделение

Несомненно, каждый бесконтактный подшипник имеет как свои плюсы, так и свои минусы. Некоторые имеют простую конструкцию, но при этом весьма ненадёжны. Другие наоборот, способны выдержать агрессивную среду и даже работать в вакууме, но при этом их конструкция сложна и стоимость данных подшипников крайне велика. Поэтому нельзя точно сказать, какой из этих видов бесконтактных подшипников самый лучший. Но если выбирать подшипник для космического исследования, то выбор падает на активные магнитные подшипники ввиду того, что они способны работать в вакууме.

Библиографический список

1. *Исмаилов Ф. Р., Хайруллин И. Х., Вавилов В. Е.* Основы проектирования высокооборотных электромеханических преобразователей энергии с высококоэрцитивными постоянными магнитами. М.: Инновационное машиностроение, 2016. 223 с.
2. *Герасин А. А.* Разработка перспективных электромеханических преобразователей энергии летательных аппаратов на гибридных магнитных подшипниках и создание методологических основ их сертификации: диссертация ... д-ра технических наук: 05.09.01. Москва. 2019. 307 с.
3. *Вавилов В. Е., Ематин Е. А.* Ограничения при проектировании бесконтактных электрических машин с постоянными магнитами // Молодёжный вестник уфимского государственного авиационного технического университета. 2019. № 1 (20). С. 29 – 34.
4. *Исмаилов Ф. Р., Хайруллин И. Х., Вавилов В. Е.* Гибридные магнитные подшипники. Виды конструкций и перспективы развития // Надёжность и безопасность энергетики. 2016. № 1 (32). С. 30 – 34.

**ТОПОЛОГИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ОПИСАНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ
МОДЕЛЕЙ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ В ЗАДАЧЕ ЕЁ РАЗМЕЩЕНИЯ
НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

А. А. Беляков

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва

Введение. При решении задачи размещения бортовой аппаратуры (БА) в отсеках космического аппарата (КА) тщательно отслеживается, как компоновка оказывает влияние на массово-центровочные характеристики (МЦХ) всей конструкции. Так, превышая величину заданного допустимого отклонения $\delta_{Ц}$, в пределах которого все решения считаются принадлежащими множеству G , характеризующему область допустимых решений (ОДР), компоновка считается неудовлетворительной. В связи с этим возникает потребность оптимизации расположения БА внутри отсека и на внешней его стороне, что достигается либо различными сортировками, либо специально разработанными алгоритмами их размещения. Однако, оба пути решения принимают за основу допущение, что геометрические формы реальных изделий и их модели ведут себя одинаково, несмотря на разницу в детализации. Таким образом, на практике для описания поверхностей отсеков и БА принято выбирать в качестве расчётной схемы прямоугольный параллелепипед, образованный поверхностями не выше второго порядка [1] [2], ввиду простоты манипуляций при поиске решения задачи размещения БА в КА.

Нюанс этого подхода заключается в том, что в действительности компоновка не является плотной, как это может быть достигнуто на компоновочной схеме. И тогда возникает вопрос, можно ли на этапе моделирования получить более объективное и оптимальное решение, которое позволит существенно снизить энергетические затраты, связанные с коррекцией траектории движения КА из-за отклонения вектора положения центра масс (ЦМ) отсека от исходного значения, за счёт повышения плотности укладки. Поиску ответа посвящается данная статья.

Ход исследования. Для отыскания решения предстоит иметь дело с гиперповерхностями, которые образуются замкнутыми поверхностями сборочных единиц БА. В отличие от прямоугольного параллелепипеда их формат определяется двумя способами:

1. Сочетанием поверхностей второго порядка (квадрик) и их сечений (коник);
2. Описанием поверхностями третьего порядка (кубиками) и выше.

Далее при определении конструктивного облика БА следует принять тот факт, что любые рассматриваемые гиперповерхности являются множеством точек, заданных определённым образом с помощью уравнений, то есть обладают топологией, и потому являются топологическими пространствами, отвечая по определению трём условиям:

$$\phi_i = \left\{ \sum_{g=1}^G \phi_{ig} \in \Gamma_i \text{ если } \phi_{ig} \in \Gamma_i \forall g \in G \right\} \cap \left\{ \bigcap_{q=1}^Q \phi_{iq} \in \Gamma_i \text{ если } \phi_{iq} \in \Gamma_i q = \overline{1, Q} \right\} \quad (1)$$

где ϕ_i – гиперповерхность i -й БА; i – порядковый номер БА; ϕ_{ig} – образующая поверхность i -й БА; g – порядковый номер образующей поверхности; G – число образующих поверхностей; ϕ_{iq} – направляющая поверхность i -й БА; q – порядковый номер направляющей поверхности; Q – число направляющих поверхностей; Γ_i – топология габаритов i -й БА; Φ_i – ограничение на условие существования компоновки i -й БА и на размещение в определённых местах.

На основании системы (1) пара (Φ_i, Γ_i) называется топологическим пространством, описывающим конструктивный облик i -й БА на компоновочной схеме.

Итак, согласно первому способу, гиперповерхность БА может быть образована квадриками и кониками, уравнения которых известны:

$$\{(AU_i)U_i + 2aU_i + b = 0 \quad (2)$$

где U_i – вектор положения ЦМ i -й БА; A – аффино́р с координатами $A_k^j = a_{jk}$; a – вектор с координатами $a_j = a_{j4}$; $b = a_{44}$ – свободная координата; $j, k = 1, 2, 3$; U_{xi} , U_{yi} – проекции вектора U_i в плоскости основания; C, D, E, M, N – некоторые координаты сечений.

Если решать систему (2) напрямую для каждой детали, то суммированием будет получена некоторая конструкция БА, но для этого требуется изначально знать положение её ЦМ, которое можно найти в разделе тактико-технических характеристик (ТТХ) конструкторской документации (КД) изделия. Если же эти данные по каким-либо причинам неизвестны или недоступны, то вектор положения ЦМ можно синтезировать, воспользовавшись условиями (1) и получив систему относительно U_i :

$$\{(AU_i)U_i + 2aU_i + b = \phi_i \{ \phi_i = \sum_{l=1}^{L_i} \phi_{il} \quad (3)$$

где ϕ_{il} – поверхность l -й детали в сборке i -й БА; l – порядковый номер детали в сборке i -й БА; L_i – общее число деталей в сборке i -й БА.

Надо сказать, что третье уравнение в системе (3) даёт представление, какими образом получена форма l -й детали как с точки зрения аналитической геометрии, так и с точки зрения технологии механической обработки или иного способа изготовления в зависимости от изделия. Понимание этого позволяет привлекать в качестве исходных данных сведения из маршрутных карт, сборочных чертежей и спецификаций, чтобы затем сразу задавать вид поверхности ϕ_{il} и конструировать облик БА, и рассчитывать её МЦХ. Но прежде чем переходить к компоновочной схеме в задаче размещения, необходимо выполнение ограничения по укладке:

$$\Gamma_i - \phi_i \leq \Phi_i. \quad (4)$$

Выражение (4) означает, что полученная гиперповерхность входит в топологию БА, и вместе они образуют допустимую компоновку.

Теперь, рассматривая второй подход, когда гиперповерхность БА можно описать с помощью поверхности третьего порядка и выше, её конструктивный облик ищется иначе. В частности, для кубики известно следующее уравнение поверхности:

$$\{(BU_i)U_i + (AU_i)U_i + aU_i + b = 0, \quad (5)$$

где B – аффино́р с координатами $B_k^j = b_{jk}$.

Как и для системы (2), здесь необходимо знать координаты вектора ЦМ БА, а также подбирать элементы a_{jk} и b_{jk} .

Уравнение (5) не требует вспомогательных условий к построению гиперповерхности, но ограничение (4) должно обязательно выполняться. В остальном принцип остаётся тем же – при получении формы БА необходимой конфигурации рассчитываются её МЦХ, и начинается решение задачи размещения в отсеке на принятой компоновочной схеме.

Что касается расчёта самих МЦХ БА, то здесь используется традиционный подход:

$$Y_C = \sum_{i=1}^n \frac{\sum_{l=1}^{L_i} m_{il} U_{il}}{\sum_{l=1}^{L_i} m_{il}} \quad (6)$$

где Y_C – вектор положения ЦМ КА; n – общее число БА для размещения в отсеке; m_{il} – масса l -й детали в сборке i -й БА; U_{il} – вектор положения ЦМ l -й детали в сборке i -й БА.

Формула (6) полезна для проверочного расчёта, чтобы соотносить значение ЦМ КА, полученное при разработке конструктивного облика модели БА для компоновочной схемы задачи их размещения в отсеке, с данными из раздела ТТХ КА в КД. Кроме того, данное значение не должно превышать $\delta_{Ц}$, то есть совокупность топологических пространств (Φ_i, Γ_i) должна сворачиваться в ОДР G , что можно записать математически через процент заполнения отсека в виде:

$$\frac{\sum_{i=1}^n \phi_i}{G} = G - \sum_{i=1}^n (\Phi_i, \Gamma_i) \leq G \quad (7)$$

где G – пространство внутри отсека КА.

В выражении (7) левая часть является коэффициентом упаковки, а ядро уравнения является сепарабельным пространством, точками которого можно приблизить любую точку G в G , причём тогда любая компоновка БА будет плотной, потому что конструктивно все поверхности ϕ_{ij} деталей сопряжены жёстко либо амплитуды их упругих колебаний малы.

Наконец, предлагается для обоих способов получения гиперповерхности рассмотреть данную задачу на двух примерах изделий, которые по своему конструктивному облику представляют наиболее сложные компоновочные схемы и в то же время дают наглядное представление о топологиях прочих изделий, размещаемых на борту КА:

- Блок определения координат звёзд (БОКЗ-М60), который закрепляется на наружных элементах конструкции блока выведения (БВ) «Волга»;
- Тороидальный топливный бак, который может быть установлен на разгонный блок (РБ) «Бриз-М».

Далее на рис.1а представлено изображение БОКЗ-М60 БВ «Волга», на рис.1б его традиционная схематизация для задачи размещения и на рис.1в топологическая гиперповерхность. Не трудно оценить объёмы полученных моделей и убедиться, что предложенный в статье вариант даёт более компактную компоновку БА за счёт сокращения пустот, что стабилизирует разброс МЦХ КА. Кроме того, топологическая интерпретация модели позволяет при разработке упаковочных чертежей для КД прокладывать трассы бортовой кабельной сети (БКС) пучками минимального разброса на сотопанелях и под ними.

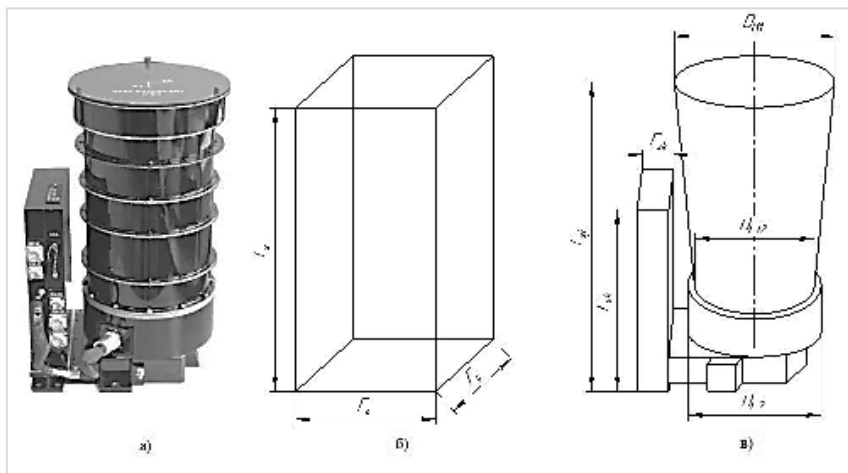


Рис. 1. БОКЗ-М60 БВ «Волга»: а) внешний вид прибора; б) обычная схематизация; в) топологическая модель

Гиперповерхность на рис.1в может быть описана кубическим уравнением вида (5) или системой (3) с помощью разбивки сборки на более простые формы деталей. В зависимости от выбранного способа компактность заполненного пространства оценивается через ядро уравнения (7) или через коэффициент плотности упаковки левой части того же уравнения, когда БОКЗ-М60 размещён относительно прочей БА. После проверки требования (4) можно переходить в соответствующий раздел КД и корректировать схему расположения контуров БКС.

Рассмотрим тороидальный топливный бак РБ «Бриз-М», представленный на рис.2а, компоновочная схема которого, взятая из КД, и является его топологической моделью, а традиционная схематизация под задачу размещения имеет вид фигуры на рис.2б. Как и в предыдущем примере, грубая модель образует излишние пустоты по краям, что в задаче размещения может привести к невыполнению условия существования компоновки (4), потому

что в крайних точках стыки будут пересекаться с несущей фермой РБ «Бриз-М». Важно помнить, что данный бак является сбрасываемым, поэтому вся соседняя БА должна быть рассчитана на соответствующие тепловые потоки и распределена по критериям назначения в центральной части блока.

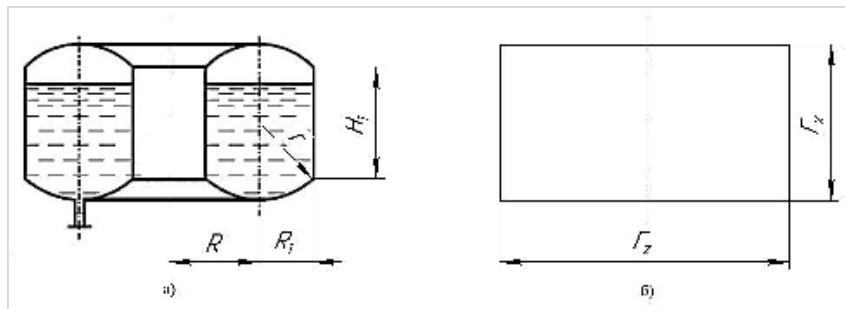


Рис. 2. Тороидальный топливный бак РБ «Фрегат-М»: а) компоновочная схема; б) обычная схематизация

Тор является топологическим пространством, гиперповерхность которого имеет четвёртый порядок и описывается уравнением вида:

$$(U_{xi}^2 + U_{yi}^2 + U_{zi}^2 + R^2 - r^2)^2 - 4R^2(U_{xi}^2 + U_{yi}^2) = 0, \quad (8)$$

где R – расстояние от центра образующей окружности до оси вращения; r – радиус образующей окружности.

Для численной проверки условия (4) и оценки компоновки (7) требуется вычислить объём тора, который по следствию из второй теоремы Паппа-Гюльдена равен:

$$V = 4\pi R \left\{ R_1 H_1 + \frac{1}{2} r^2 \left[\frac{2\pi}{180} \arcsin \frac{R_1}{r} - \sin \left(2 \arcsin \frac{R_1}{r} \right) \right] \right\}, \quad (9)$$

где R_1 – расстояние от центра образующего цилиндра до стенки бака; H_1 – высота образующего цилиндра.

Итак, применяя уравнения (8) и (9), можно описывать тороидальные гиперповерхности с точностью до компоновочной схемы и избегать недостатков модели прямоугольного параллелепипеда при решении задачи размещения БА на борту КА.

Таким образом, представление моделей БА в качестве топологических пространств позволяет описывать их совокупные гиперповерхности и решать задачу компоновки в отсеке на более качественном уровне, повышая плотность упаковки и тем самым сокращая нерациональное использование пространства, что в свою очередь ведёт к стабилизации ЦМ КА при движении и снижает энергетические затраты на коррекцию траектории при колебаниях МЦХ. Разработанные методы делают возможным задание поверхностей высоких порядков для алгоритмов автоматизированного решения задачи размещения объектов в замкнутых пространствах, чего ранее достичь не удавалось. На данный момент наиболее эффективное применение этих методов было найдено при оптимизации топологии непрерывных структур, т.е. при нахождении наилучшего размещения и геометрии пустот внутри области моделирования.

Научный руководитель к.т.н., доцент кафедры космического машиностроения А. И. Шулепов.

Библиографический список

1. Шулепов А. И. Получение плотных компоновок при попутном запуске // Всероссийская молодёжная научно-техническая конференция «Актуальные проблемы техники и технологии

машиностроительного производства» / Даниленко П. А. под общей редакцией Филатова В.А. М.: Изд-во ООО «БМВ и К», 2013. 174 с.

2. Шулепов А. И., Гаврилов В. Н., Мятлишкин Г. В. Автоматизированное решение задачи размещения грузов на борту транспортных космических систем // Вестник СГАУ. 2003. №1.

3. Башин К. А., Торсунов Р. А., Семенов С. В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2017. №4 (51).

4. Пузин Ю. Я. Основы устройства космических аппаратов: блок выведения полезной нагрузки «Волга»: Учебное пособ. для вузов. Самара: Самарский университет, 2017.

5. Волощев В. В. Бортовые системы ракет: состав ракеты космического назначения: Учеб. пособ. для вузов. Самара: Самарский университет, 2019.

6. Смогоржевский А. С., Столова Е. С. Справочник по теории плоских кривых третьего порядка. М.: Физматлит, 1961.

7. Ильин В. А., Ким Г. Д.. Линейная алгебра и аналитическая геометрия. М.: Проспект, 2012. 400 с.

8. Александров П. С. Введение в теорию множеств и общую топологию. М.: ГИИТЛ, 1948.

9. Дж. Л. Келли. Общая топология. М.: Наука, 1968. 75 с.

10. Соловьёв Ю. П. Рациональные точки на эллиптических кривых // Соросовский образовательный журнал. 1997. № 10. С. 138 – 143.

11. Фихтенгольц Г. М. Курс дифференциального и интегрального исчисления. Т. II. 7-е изд. М.: Наука, 1969. 800 с.

12. Энгелькинг Р. Общая топология. М.: Мир, 1986. 752 с.

УДК 621.438

СОЗДАНИЕ И АПРОБАЦИЯ ОДНОМЕРНОЙ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА РАСХОДОВ ОХЛАДИТЕЛЯ В ОХЛАЖДАЕМОМ СОПЛОВОМ АППАРАТЕ

А. А. Волков, И. А. Кудряшов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева

При создании перспективных газотурбинных двигателей (ГТД) неизбежно встает задача повышения газодинамической эффективности турбин, поскольку они оказывают непосредственное влияние на величину удельного расхода топлива, тем самым определяя конкурентоспособность ГТД. Уменьшение удельного расхода добиваются в первую очередь за счет повышения эффективности термогазодинамического цикла двигателя – за счет повышения температуры газа перед турбиной, позволяющего применять более высокие значения степени повышения давления. В совокупности это приводит к увеличению удельной работы цикла и повышению эффективного КПД [1].

Однако повышение температуры газа перед турбиной ограничено допустимыми температурами сплавов, из которых изготовлены детали турбин и, в первую очередь, сопловые и рабочие лопатки. Поэтому для обеспечения работоспособности и необходимого ресурса турбин применяются системы конвективного и конвективно-плёночного охлаждения их лопаток [2]. Конвективное охлаждение лопаток обеспечивает возможность увеличения температуры газа на входе в турбину до 1300 К, а конвективно-плёночное – до 1800...2000 К [1]. При этом плёночное охлаждение позволяет повысить эффективность охлаждения лопаток до двух раз [3].

Создание эффективной системы пленочного охлаждения для охлаждаемых лопаток высоконагруженных турбин позволяет существенно повысить эффективность рабочего цикла двигателя в целом. Для решение данной задачи в настоящее время находит широкое применение численного моделирования плёночного охлаждения [4]. Существуют различные способы моделирования охлаждения турбинных лопаток, представленные, например, в работах [5 – 8]. Однако все они требуют повышенных затрат вычислительных и временных ресурсов. Это вызывает необходимость в упрощённых моделях плёночного охлаждения, обеспечивающих, с одной стороны, ускорение проведения расчётов, а, с другой – результаты, удовлетворительно совпадающие с экспериментальными данными.

Такие упрощённые численные модели позволяют создавать программные комплексы Ansys CFX и Numeca Fine Turbo. В них выдув охлаждающего воздуха через отверстия для обеспечения плёночного охлаждения имитируется как выдув на поверхность лопатки с ячеек сеточной модели, используемой для оценки газодинамических параметров неохлаждаемых лопаточных венцов.

Но у таких численных моделей существует недостаток – сложность определения граничных условий для выдувов, а именно определение значений расхода охладителя. Для решения данной проблемы используются различные методики одномерного гидравлического моделирования внутренней системы каналов охлаждения охлаждаемого соплового аппарата (СА) [9, 10]. Но в данных методиках приведены рекомендации для общих типов каналов. Поэтому в данной работе разработан подход к одномерному гидравлическому моделированию внутренней системы каналов охлаждения СА турбины.

В ходе работы разработан новый подход к определению расходов охладителя и выполнено сравнение с программой ХПИ, представленной в источнике [9].

Объектом исследования в данной работе является экспериментальный СА осевой турбины (рис. 1). СА имеет конвективно-пленочную схему охлаждения. Передняя полость разделена дефлектором на три различных полости, полость спинки, полость корытце и полость входной кромки.

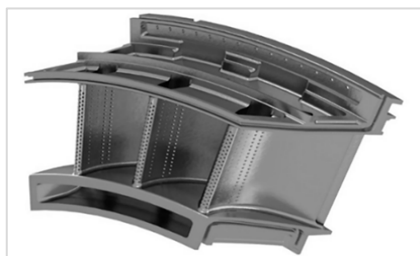


Рис. 1. Экспериментальный сопловой аппарат

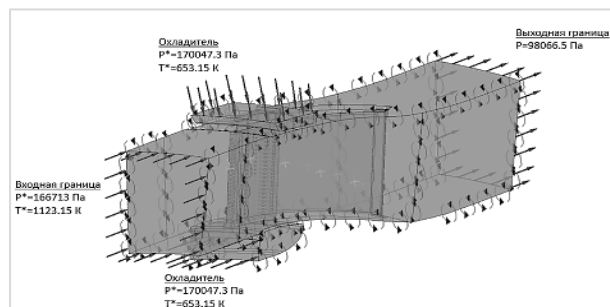


Рис. 2. Внешний вид расчетной области с граничными условиями

Анализ получаемых расходов охладителя выполнен путем выполнения численного моделирования рабочего процесса исследуемого соплового аппарата, при помощи сеточных моделей, представленных в данной статье [11].

Численная модель подготовлена в программном комплексе Ansys CFX. В качестве рабочего тела используется модель реального газа, взятого из справочника Варгафтика [12]. Для моделирования турбулентности применялась модель турбулентности Shear Stress Transport. Граничными условиями расчётной модели (рис. 2) является полное давление $p = 166713$ Па и полная температура $T_T = 1123,15$ К на входе и статическое давление на выходе $p = 98066,5$ Па, которые известны в результате проведения эксперимента.

Вычисление расхода охладителя в типовом элементе вычисляется при помощи следующей формулы:

$$p_i - p_j = 0,5 \frac{G_{i-j}^2}{\rho_{\text{ср}} F_{\text{ср}}^2} (\xi_{\text{вх}} + \xi_{\text{тр}} + \xi_{\text{пов}} + \xi_{\text{суж}} + \xi_{\text{вых}}) \times (1 + 0,25 M_{\text{ср}}^2),$$

где p_i – полное давление на входе в элемент, p_j – полное давление на выходе из элемента, коэффициенты гидравлических сопротивлений $\xi_{\text{вх}}$ – на входе в канал, $\xi_{\text{тр}}$ – трения, $\xi_{\text{пов}}$ – связанный с поворотом в канале, $\xi_{\text{суж}}$ – связанный с сужением канала, $\xi_{\text{вых}}$ – на выходе из канала, $M_{\text{ср}}$ – среднее значение числа Маха в канале, $F_{\text{ср}}$ – площадь сечения в середине канала, $\rho_{\text{ср}}$ – плотность в среднем сечении, G_{i-j} – расход в канале.

Первоначально было выполнено упрощение методики путем замены нескольких коэффициентов гидравлических сопротивлений на одно значение. В данном случае данные коэффициенты определялись по результатам трехмерного CFD моделирования в полноценной постановке при помощи программного пакета Ansys CFX. Коэффициенты гидравлических сопротивлений определяются по следующей формуле:

$$\xi = \frac{2 \times \Delta p}{\rho_i \times c_i^2},$$

где Δp – перепад давления между входным и выходным сечениями отверстия, ρ_i – плотность рабочего тела в i -ом сечении, c_i – скорость истечения рабочего тела в i -ом сечении; а не по общепринятым зависимостям показанным в [9]. Данный подход позволит снизить уровень погрешности определения термогазодинамических параметров, которая возникает в случае использования стандартного подхода к гидравлическому расчету.

Для определения функции вида $\xi = f(\Re)$, где ξ – коэффициент гидравлического сопротивления, \Re – число Рейнольдса; выполнен ряд расчетов численной модели в Ansys CFX, которая аналогична той, что описана во второй главе. Данные расчеты различались только значением полного давления на входе в систему охлаждения. Несколько расчетов необходимы для того, чтобы учесть больший режимный диапазон по значению числа Рейнольдса.

Коэффициент гидравлического сопротивления определяется по следующей формуле:

$$\xi = \frac{\Delta p \times A^2 \times \rho_i}{G^2 \times (1 + 0,25 \times M_i^2)},$$

где A – площадь сечения, G – расход через отверстия, ρ_i – полная плотность в среднем сечении, M_i – значение числа Маха в среднем сечении, Δp – перепад давления.

Перепад давления $\Delta p = p_1 - p_2$ определяется с некоторым допущением – при помощи полного давления p_1 на входе в охладитель и значения статического давления в местах выпуска охладителя p_2 на поверхности лопатки, для которой выполнен расчет в неохлаждаемой постановке.

В виде примера приведены результаты расчета для одного из режимов на рис. 3 в виде графиков, где представлены зависимости в виде нанесенных точек для каждого варианта размеров отверстий охлаждения.

Из полученных результатов видно, что зависимость коэффициента гидравлического сопротивления от числа Рейнольдса имеет сложный вид. Для описания этой зависимости используется аппроксимация степенной функцией. По оси абсцисс используется коэффициент, который позволяет нивелировать влияние геометрических параметров отверстия, в частности диаметр отверстия. Формула для данного коэффициента выглядит следующим образом:

$$K = \frac{(p_1 - p_2) \times d^2}{Re^2},$$

где d – диаметр отверстия, \Re – число Рейнольдса, p_1 – полное давление на входе в систему охлаждения, p_2 – статическое давление в местах выпуска охладителя.

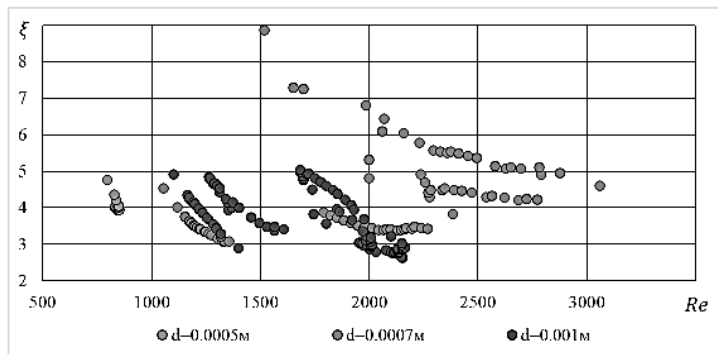


Рис. 3. Графическая зависимость коэффициента гидравлического сопротивления от числа Рейнольдса

В результате такого преобразования получается зависимость (рис. 4), которую возможно описать линейной функцией вида $y = ax + b$.

В итоге получаем логарифмическую зависимость вида:

$$\log \xi = a \times \log K + b,$$

где $a = 0,8817$ и $b = 8,1881$ коэффициенты линейного уравнения.

Благодаря применённым математическим методам, получаем зависимость следующего вида:

$$\xi = K^a \times b = 8,1881 \times K^{0,8817}.$$

Следующим этапом выполним сравнение исходной зависимости коэффициентов гидравлических сопротивлений от числа Рейнольдса и полученной в результате математических преобразований и упрощений. Данное сравнение приведено на рис. 5.

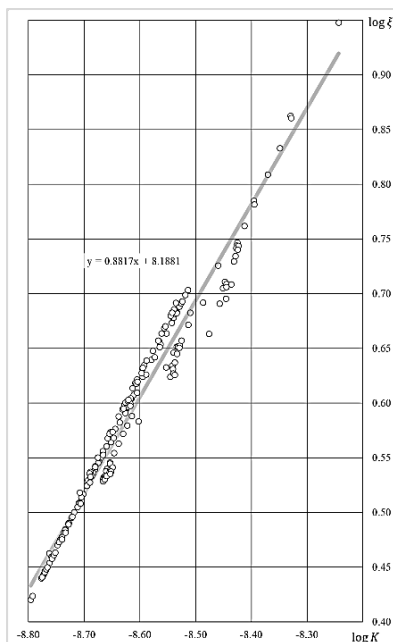


Рис. 4. Линейная зависимость $\log \xi = f(\log K)$

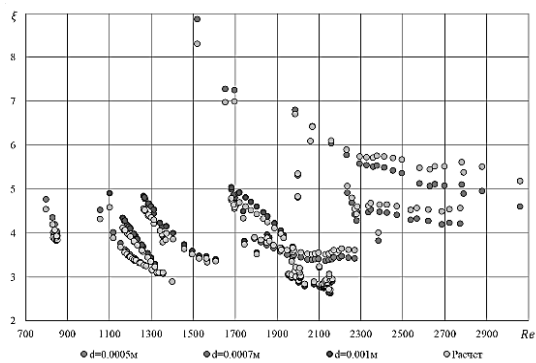


Рис. 5. Сравнение исходной и расчетной графической зависимостей

В результате полученной зависимости наблюдается расхождение для чисел Рейнольдса, значение которых превышает 2000. Максимальное расхождение между исходными и рассчитанными значениями коэффициентов гидравлического сопротивления составляет 12,51%, минимальное – 0,0794%. Полученное значение расхождения значительно меньше, чем расхождение, полученное в работе Юрченко [7] для одномерной модели. Такое сравнение позволяет использовать полученную зависимость для определения расходов охладителя.

И в ходе математических преобразований получаем следующую зависимость:

$$p_i - p_j = 0,5 \frac{G_{i-j}^2}{\rho_{cp} F_{cp}^2} \xi \times (1 + 0,25M_{cp}^2).$$

Но для выполнения расчетов на ЭВМ такая система уравнений не подходит и применяется упрощенная система уравнения, которая на первых этапах не учитывает сжимаемость рабочего тела:

$$p_i^2 - p_j^2 = \frac{\xi_{i,j} RT_{cp}}{F_{i,j}^2} G_{i-j}^2,$$

$$p_i - p_j = \frac{\xi_{i,j}}{2F_{i,j}^2 \rho_{i,j}} G_{i-j}^2,$$

где индексы “i, j” означает характерное сечение.

В результате создан алгоритм решения данных уравнений, который представлен на рис. 6 и 7.

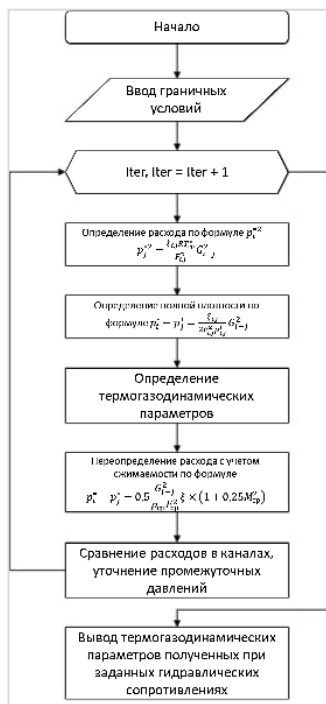


Рис. 6. Алгоритм расчета без учета гидравлических сопротивлений

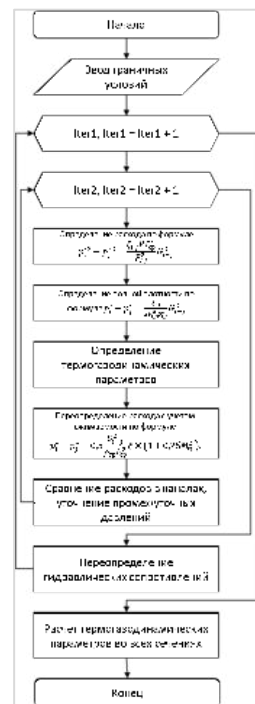


Рис. 7. Алгоритм расчета с учетом изменения коэффициента гидравлического сопротивления

Далее был выполнен расчет расходов охладителя при помощи полученных зависимостей и алгоритмов, которые описаны выше. Полученные результаты приведены ниже на рис. 8 – 11.

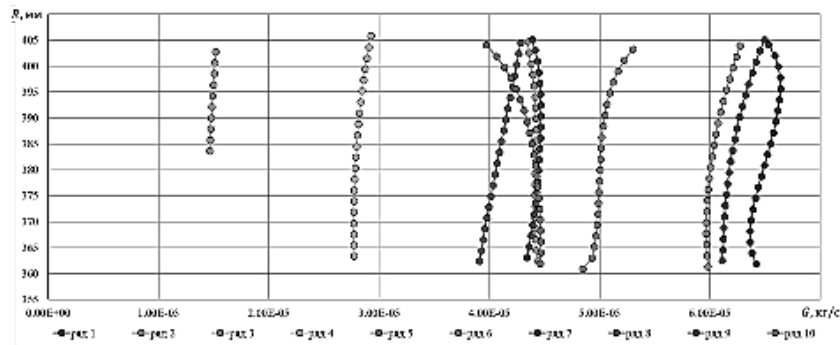


Рис. 8. Распределение расхода охладителя по отверстиям

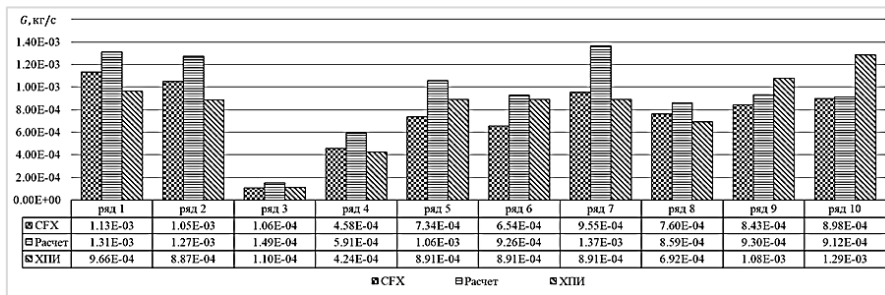


Рис. 9. Значение расходов, полученные в ходе CFX и расчета по предложенной методике

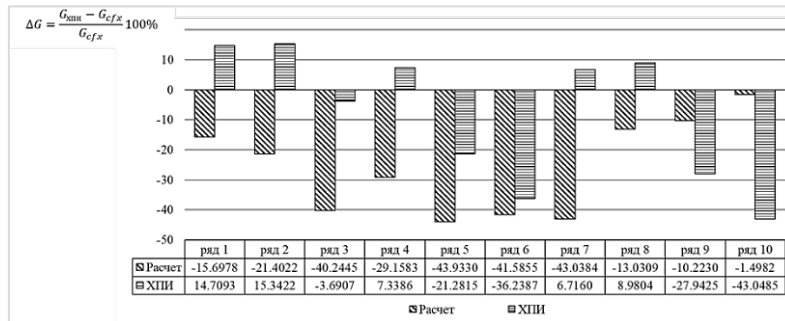


Рис. 10. Расхождение расхода в каждом из рядов охлаждения

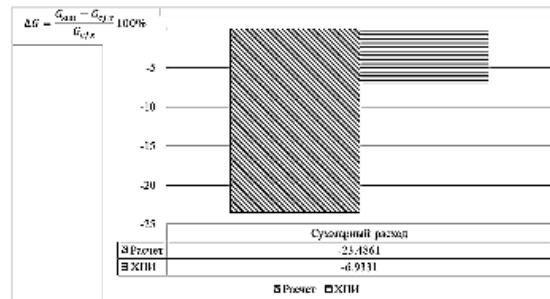


Рис. 11. Суммарное расхождение охладителя

Результатами использования данного подхода является то, что он позволяет учесть сложное распределение расходов по высоте лопаточного венца – рисунок 8. В ХПИ распределение расходов более линейно и не отражает во всем виде, всей сложности происходящих процессов в системе каналов охлаждения. Но далее на рисунках 9-11 видно, что данный подход обладает высоким значением погрешности относительно расчета в трехмерной постановке, значительно выше, чем в ХПИ. Это связано с недостаточным учетом параметров режима течения и термогазодинамических процессов, протекающих внутри отверстий охлаждения.

В связи с этим, будет выполнено дальнейшее исследование и получение новых зависимостей по определению расходов охладителя без учета внутренней системы каналов охлаждения соплового аппарата турбин.

Библиографический список

1. Кулагин В. В., Кузьмичев В. С. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. 3-е изд. В 2 кн. Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. М.: Машиностроение, 2013. 336 с.
2. Нагога Г. П. Эффективные способы охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин: учебное пособие. М.: МАИ, 1996. 100 с.
3. Высокотемпературные газовые турбин / под ред. М. Я. Иванова. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. 304 с.
4. Иноземцев А. А., Сандрацкий В. Л. Газотурбинные двигатели. Пермь, ОАО «Авиадвигатель», 2006. 1201 с.
5. Иноземцев А. А. Хайрулин В. Т., Тихонов А. С., Самохвалов Н. Ю. Совершенствование методик проектирования современных газовых турбин // Вестник Самар. Гос. аэрокосм. ун-та им. С. П. Королёва. 2014. №5. Ч. 1. С 139 – 147.
6. Hills, N. J. Whole Turbine CFD Modelling // ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air – Montreal, 2007. 8 p.
7. Юрченко Д. Д., Круковский П. Г., Чепаскина С. М. Трехмерный CFD – анализ гидродинамики и теплообмена в канале охлаждения рабочей лопатки ГТД в сопряженной постановке // Промышленная теплотехника. 2005. Т. 27. № 5. С. 18 – 27.
8. Sunwoo H. [и др.] Comparative study on steady and unsteady conjugate heat transfer analysis of a high pressure turbine blade // Applied Thermal Engineering. 2016. Vol. 99. С. 765 – 775.
9. Копелев С. З., Слитенко А. Ф. Конструкции и расчёт систем охлаждения ГТД / под. ред. А. Ф. Слитенко. Харьков: Изд-во «Основа» при Харьк. ун-те, 1994. 240 с.
10. Flownex SE – моделирование гидравлических систем. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.flownex.ru/> (дата обращения: 01.09.2020).
11. Волков А. А., Рацупкина А. В., Ленский В. А. Исследование влияния параметров сеточной модели на результаты численного моделирования рабочего процесса охлаждаемого соплового аппарата // «Молодежь. Техника. Космос»: труды двенадцатой общерос. молодежн. науч.-техн. конф. В 4 т. Т. 2. СПб: БГТУ «Военмех», 2020. 330 с.
12. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М. Наука, 1972. 720 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПАРАФИНА

Р. А. Воропаев, И. С. Мацак

ПАО РКК «Энергия»

В РКК «Энергия» разрабатывается технология беспроводной передачи энергии с помощью лазера для дистанционного энергоснабжения космических аппаратов (КА), для чего создается научная аппаратура для проведения космического эксперимента «Пеликан». Обеспечение теплового режима мощных лазерных систем, работающих в непрерывно-периодическом режиме, является сложной проблемой в условиях космического пространства. Для решения этой проблемы предлагается использование теплообменников с использованием теплоаккумулирующих веществ (ТАВ), в частности алканов. Тепловые аккумуляторы, эффективность которых обеспечивается большими значениями теплоты фазового перехода, могут применяться для обеспечения теплового режима КА в условиях динамических тепловых нагрузок, вызванных как внешними факторами, так и выделением тепловой мощности приборами и оборудованием КА.

Тепловой аккумулятор (ТА) должен обеспечить:

- транспортировку тепла от источника к блоку с ТАВ
- накопление тепловой энергии за счет теплоты фазового перехода (ТАВ);
- сброс тепловой энергии за счет излучения во внешнее космическое пространство.

ТА обладает достаточной энергоёмкостью, чтобы при сравнительно малых габаритах обеспечить теплоотвод лазерной системы с накопление тепла последующим излучением с открытых поверхностей в космическое пространство.

Для экспериментальных исследований были созданы макеты научной аппаратуры, разрабатываемой для проведения космического эксперимента «Пеликан»:

- макет системы обеспечения условий функционирования с ТА;
- тепловой макет системы генерации лазерного излучения мощностью до 1500 Вт.

Конструкция разработанного макета ТА представляет собой параллелепипед с размерами 1000×100×11 мм, внутренний объем которого заполнен ТАВ и содержит 36 трубок внутренним диаметром 3 мм для прокачки теплоносителя. В качестве ТАВ выбран гексадекан ($C_{16}H_{34}$) с температурой плавления 18,2°C.

На рис.1 представлена блок-схема экспериментальной установки. Блок управления нагревом позволяет регулировать степень нагрева теплоносителя, шаровой кран дает возможность управлять объемным расходом теплоносителя через теплообменник ТА.

В ходе экспериментальных и проектно-конструкторских работ были оценены следующие характеристики теплообменника ТА в широком диапазоне мощностей и объёмных расходов:

- снимаемая тепловая мощность;
- зависимость снимаемой мощности от расхода теплоносителя через теплообменник ТА;
- снимаемая тепловая мощность с ТА при различных температурах ТАВ;

Тепловой расчет ТА проводился методом конечных элементов в среде ANSYS. Моделирование процесса позволяет оценить вклад в теплотехнические характеристики аккумулятора основных процессов, происходящих в теплообменнике ТА, а именно: конвективный теплообмен, плавление ТАВ и теплообмен излучением. В работе показано, что результаты моделирования ANSYS адекватно описывает тепловые процессы, происходящие в теплообменнике ТА, в частности теплообмен и плавление ТАВ с течением времени.

Семейство снимаемых тепловых мощностей, полученных в результате эксперимента, представлено на рис.2.

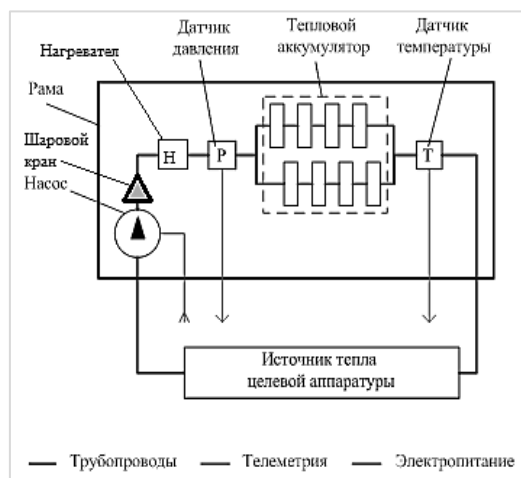


Рис. 1. Схема экспериментального стенда

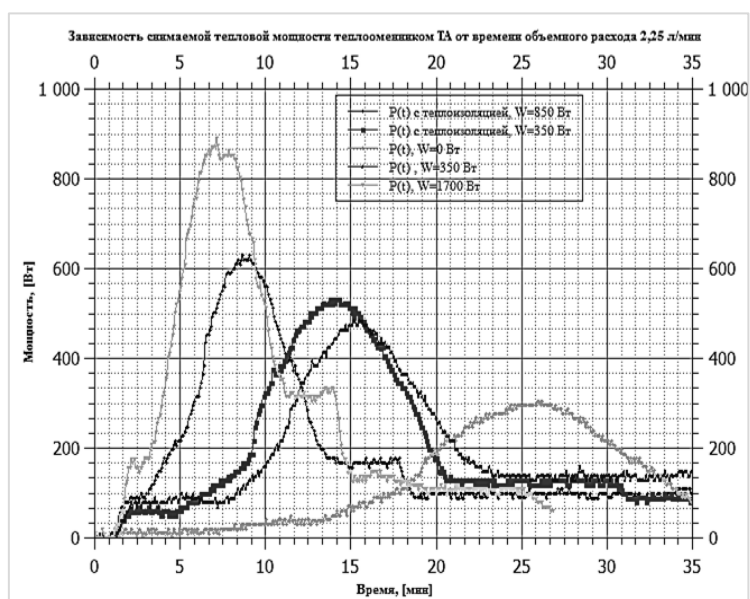


Рис. 2. Снимаемая тепловая мощность

В результате моделирования упрощенной модели в ПО ANSYS были получены зависимости средней по поверхности выходных температур от времени для труб разной конфигурации. Зависимости представлены на рис. 3.

В процессе выполнения работы были получены следующие результаты:

- проведена оценка отводимой мощности от теплоносителя к стенке трубы при заданном характере движения и нагрева жидкости;
- промоделирована упрощенная модель теплового аккумулятора в ANSYS.

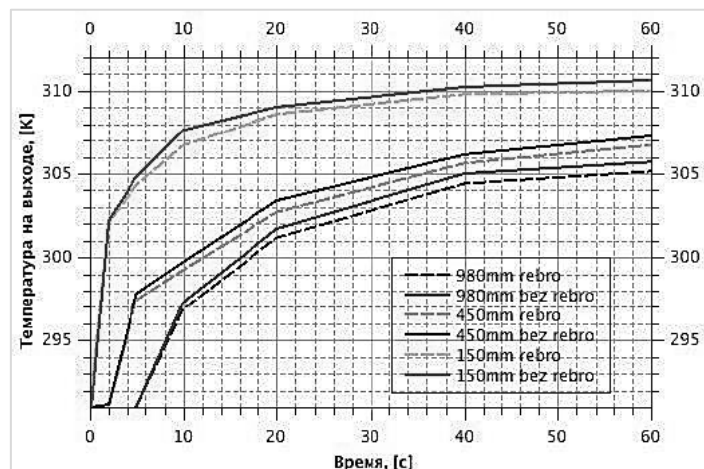


Рис. 3. Зависимость средней температуры на выходе от времени

Библиографический список

1. Review on thermal energy storage with phase change materials and applications / Atul Sharma, V. V. Tyagi, C. R. Chen, D. Buddhi // *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2009. Vol. 13, no. 2. Pp. 318 – 345.
2. Грибков А. С. [и др.] Перспективы использования беспроводной передачи электрической энергии в космических транспортных системах // *Известия РАН. Энергетика*. 2009. №2 С. 118 – 123.
3. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта: пат. 2716591 Рос. Федерация / Корнилов В. А., Тугаенко В. Ю.; заявитель и патентообладатель ПАО «РКК «Энергия». 2019110921; заявл. 11.04.2019; опубл. 20.03.2020, Бюл. №8.
4. Бабаев Б. Б. Принципы теплового аккумулярования и используемые теплоаккумулирующие материалы // *Теплофизика высоких температур*. 2014. Т. 52. №5. С. 760 – 776.
5. Васильев Е. Н., Деревянко В. А., Чеботарев В. Е. Теплофизический анализ теплового аккумулятора для системы терморегулирования мощных блоков радиоэлектронной аппаратуры кратковременного действия // *Решетневские чтения*. . 2016.

УДК 520.626

ПРИБОР ДЛЯ КОНТРОЛЯ КОНЦЕНТРАЦИИ ПЫЛИ НА АЭРОКОСМИЧЕСКОМ ПРОИЗВОДСТВЕ

А. О. Гаугель

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

Одна из актуальных проблем современной аэрокосмической отрасли – контроль чистоты производственных помещений. Необходим тщательный мониторинг чистоты воздуха. В некоторых случаях одна частица пыли может испортить целую партию продукции. Разработанный прибор призван облегчить контроль чистоты производственных зон.

Пыль – мелкие твёрдые частицы органического или минерального происхождения. К пыли относят частицы меньшего диаметра от долей микрона до 0,1 мм.

Чистое помещение – помещение, в котором счетная концентрация аэрозольных частиц и, при необходимости, число микроорганизмов в воздушной среде поддерживаются в пределах не выше заданного, соответствующего определенному классу чистоты [1].

Класс чистоты чистого помещения – характеристика запыленности воздуха, задаваемая числом N , определяющим допустимую счетную концентрацию аэрозольных частиц определенного размера в 1 м^3 воздуха C_n . Данный параметр оценивается с помощью выражения:

$$C_n = 10^N \times \left(\frac{0,1}{D}\right)^{2,08}$$

также округляется до целого числа. D – размер частиц в мкм. 0,1 – константа с размерностью мкм [2].

Лазерный грануломер производит счет пылевых частиц, проходящих через фокус лазерного источника при движении воздушного потока. Определение размеров частицы основано на регистрации рассеяния. Расчет размеров частицы производится, исходя из рассеяния, а также по интенсивности сигнала [3].

Лазерное излучение фокусируется в области воздушного потока с известным расходом. Частица, попавшая в фокус лазерного источника, рассеивает свет под разными углами. Даже при движении частицы рассеянный от нее под определенным углом свет всегда попадает на один и тот же фотоприемник, независимо от положения частицы в освещенной лазером области.

В состав лазерного грануломера входят:

- Источники ближнего ИК-диапазона
- Линзы
- Фотоприемники для регистрации рассеяния

В качестве лазерных источников используются непрерывные полупроводниковые лазеры с мощностью излучения до 1 Вт. Большая мощность требуется для регистрации сигнала от малых частиц. Две и более длины волны лазеров нужны для повышения точности измерений размеров частицы методом лазерной дифракции.

Наибольшая интенсивность сигнала получается от частиц, попавших в фокус. При появлении частицы в фокусе на фотодетекторах наблюдается одновременный сигнал [4].

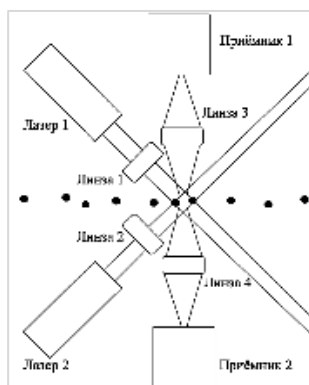


Рис. 1. Оптическая схема грануломера

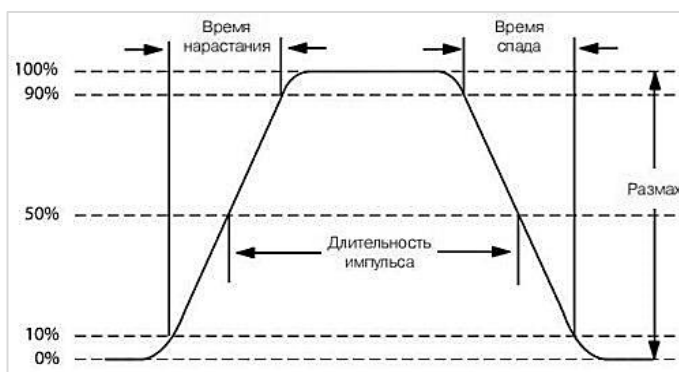


Рис. 2. Схема определения длительности импульса сигнала

Фотоприемная система производит счет одновременных событий, а также регистрирует интенсивность сигнала на каждом фотоприемнике. Из соотношения интенсивности всплесков на разных фотодетекторах оценивается размер каждой частицы. Из частоты всплесков, размеров фокальной области и скорости воздушного потока рассчитывается концентрация

частиц. Если концентрация пыли велика, и система не может различить отдельные вспышки, а регистрирует постоянный сигнал, скорость воздушного потока снижается.

Проведём два аналитических исследования:

- определим и рассчитаем временную характеристику, которая будет служить индикатором размеров частиц, проходящих через фокальную область;
- рассчитаем частоту следования импульсов рассеиваемого света при заданной запылённости.

При прохождении частиц через перекрестие лазерных лучей испускаемый источниками свет будет рассеиваться. В результате приёмниками будет регистрироваться этот сигнал. Если частица находится вне перекрестия сигнал будет зарегистрирован с разной интенсивностью и несинхронно во времени. В перекрестии сигналы будут идентичны. Именно такие сигналы будут нести информацию о размере частицы [5]. Диаметры интересующих нас частиц расположены в диапазоне от 100 нм до 10 мкм. Ширину перекрестия примем 1 мкм.

Рассмотрим вариант с версией, что интересующей, нас временной характеристикой импульса является – длительность импульса. В приближении частицы пыли считаются сферическими. Длительность импульса считается по полувысоте импульса (рис. 2) [6].

Очевидно, максимальный сигнал рассеяния на детекторах будет в то время, когда частица полностью попадёт в перекрестие [7]. Следовательно, половиной максимума будет сигнал, когда частица попадёт в перекрестие на величину своего радиуса.

Однако, если рассмотреть пример, когда две частицы разного диаметра попадут в фокальную область, имея одинаковую скорость, становится очевидным, что длительности импульсов рассеиваемого ими света будут равны. Отличаться будут высота пиков импульсов и время их нарастания (спада) – времени, за которое импульс усилится от 10% до 90% своего пика (ослабнет от 90% до 10%). Следовательно, можно сделать вывод о размере частицы по времени перекрытия – времени, за которая частица полностью пройдёт перекрестие (рис. 3).

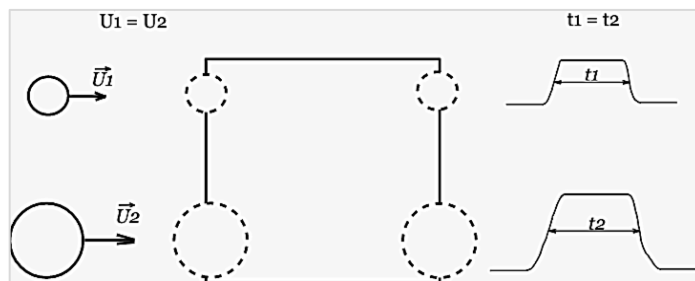


Рис. 3. Сравнение прохождения области фокусировки частицами с разными диаметрами

Длительность импульса равна времени, за которое центр частицы преодолет перекрестие:

$$\tau = \frac{S}{v} \quad (1)$$

С учётом сделанного ранее вывода:

$$\tau = \frac{S+D}{v} \quad (2)$$

где S – ширина перекрестия, D – диаметр частиц.

Следуя логике, этого выражения – чем меньше размер частицы или выше скорость потока, тем меньше время перекрытия.

Однако, формула 2 справедлива лишь до тех пор, пока диаметр частицы не превышает размер перекрытия (в нашем случае 1 мкм).

Для частиц, чей диаметр превышает размер перекрытия, справедливо рассматривать ситуацию, когда длительность импульса (измеряется по полувысоте от пика импульса) начинает отсчёт уже при половине перекрытия площади перекрестия и заканчивается в ситуации, когда при пролёте скрытой остаётся другая половина перекрестия – иными словами, когда частица переместится на расстояние, равное своему диаметру (рис. 4).

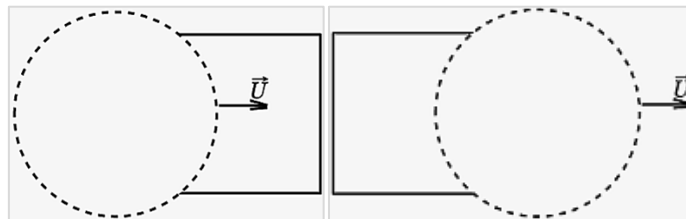


Рис. 4. Прохождение перетяжки частицей большего диаметра

Следовательно формула принимает вид:

$$\tau \frac{D}{v} \quad (3)$$

Говоря, о расчёте частоты следования импульсов рассеянного света, мы не можем быть полностью уверенными в том, что будем наблюдать какую-либо конкретную величину, так как частицы в газовом потоке расположены хаотично. Однако мы можем рассматривать общий случай в приближении, когда частицы расположены по закону стандартного нормального распределения случайной величины. В таком случае считают, что доля величины, прошедшая по центральной оси (нулевой координате), равна 40% от всей величины (рис. 5) [8].

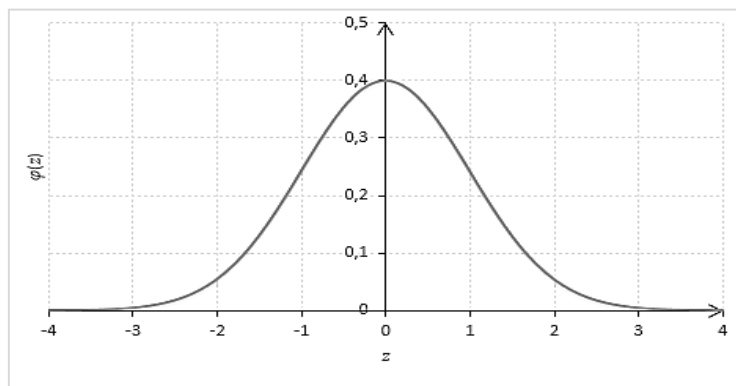


Рис. 5. Закон стандартного нормального распределения случайной величины

Таким образом, выяснив требуемую концентрацию частиц в атмосфере КА, мы также выясним число частиц, удовлетворяющих принципу работы нашего устройства. Далее, зная число этих частиц, мы получим число импульсов в секунду:

$$v \frac{N}{t} \quad (4)$$

где N – число частиц, проходящих через центр перекрестия за промежуток времени, t – промежуток времени.

Воспользовавшись формулами 2, 3 в МО Excel и исходя из того, что диаметры интересующих нас частиц расположены в диапазоне от 100 нм до 10 мкм:

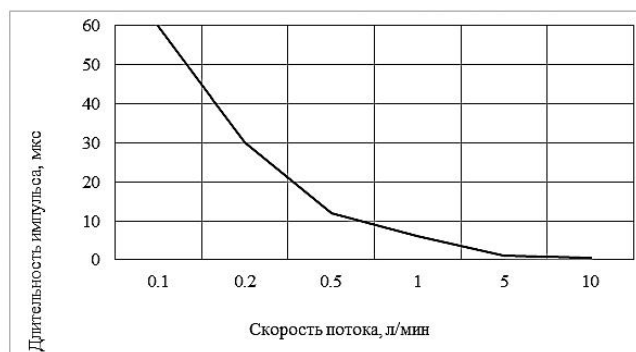


Рис. 6. Длительность импульса рассеиваемого света частицами диаметром менее 1 мкм при скоростях воздушного потока 0,1-10 л/мин

Пользуясь такой зависимостью, сложно избежать неоднозначности в идентификации частиц диаметром менее 1 мкм, поэтому гораздо удобнее пользоваться еще одной зависимостью – временем, за которое частица преодолевает ширину перекрестия (рис. 7).

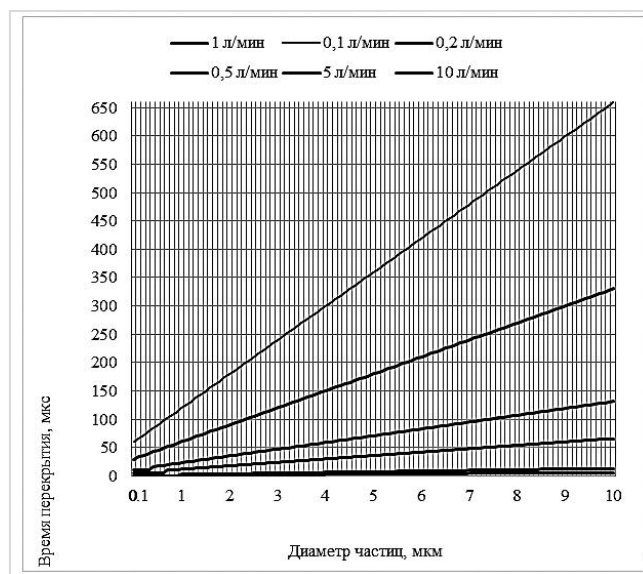


Рис. 7. Время прохождения перекрестия частицами при скоростях воздушного потока 0,1-10 л/мин

Класс чистоты окружающей среды сборочных цехов аэрокосмического производства поддерживается на уровне 8-7 ИСО. Однако, например, при изготовлении приборов с использованием фотоэлементов требуются высокие классы чистоты 5-4 ИСО [9].

Согласно ГОСТ Р ИСО 14644-1-2017 – см. Таблицу 1.

Проводя пересчет на стандартный нормальный закон распределения случайной величины и округлив результат до целых значений, получаем (Таблица 2).

Учитывая скорость прокачивания проб атмосферы через прибор, мы можем выяснить средние частоты следования импульсов рассеиваемого света. Здесь скорость – показатель того, за какой промежуток времени будет прокачена проба объемом 1 м³.

Таблица 1

Класс / Размер частицы	0,1 мкм и более	0,2 мкм и более	0,3 мкм и более	0,5 мкм и более	1 мкм и более	5 мкм и более
4 ИСО	10000	2370	1020	352	83	а
5 ИСО	100000	23700	10200	3520	832	а

а – параметр не классифицируется ввиду слишком малой концентрации

Таблица 2

Класс / Размер частицы	0,1 мкм и более	0,2 мкм и более	0,3 мкм и более	0,5 мкм и более	1 мкм и более	5 мкм и более
4 ИСО	4000	948	408	140	33	а
5 ИСО	40000	9480	4080	1408	332	а

а – параметр не классифицируется ввиду слишком малой концентрации

Таким образом, были проведены расчёты в среде МО Excel на основе выборки скоростей исхода проб через сопло (0,1; 0,2; 0,5; 1; 5; 10 л/мин), а также концентрации частиц в воздушном потоке (классов чистоты помещений), были получены графики зависимости средних частот следования импульсов от размеров частиц (рис. 9 - 10). Для расчётов использовалась формула:

$$v = \frac{C \cdot 0,001 \cdot 0,4}{t} \quad (5)$$

где С – концентрация частиц в 1 м^3 , t – время необходимое для прокачивания 1 л потока проб при заданной скорости.

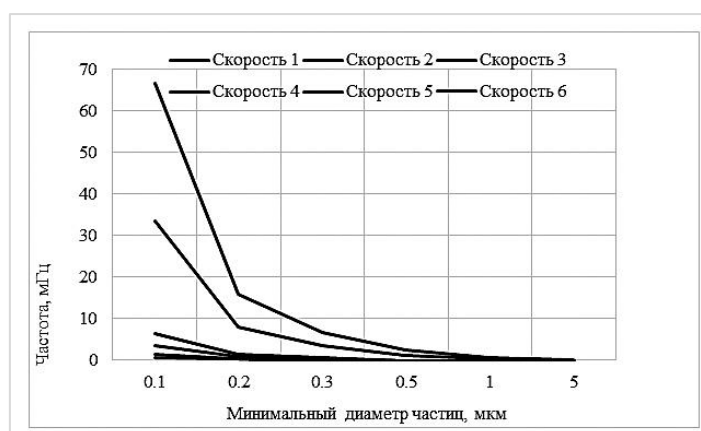


Рис. 8. Ожидаемая частота следования импульсов рассеиваемого света по 4 ИСО

Подводя итоги, был рассмотрен вариант схемы лазерного грануломера для контроля запылённости воздушной среды производственных зон аэрокосмической промышленности. Также были определены необходимые рабочие параметры такого грануломера: временная характеристика, служащая индикатором размера пылевой частицы, находящейся в лазерном перекрестии, а также частота следования импульсов рассеянного пылевыми частицами излучения.

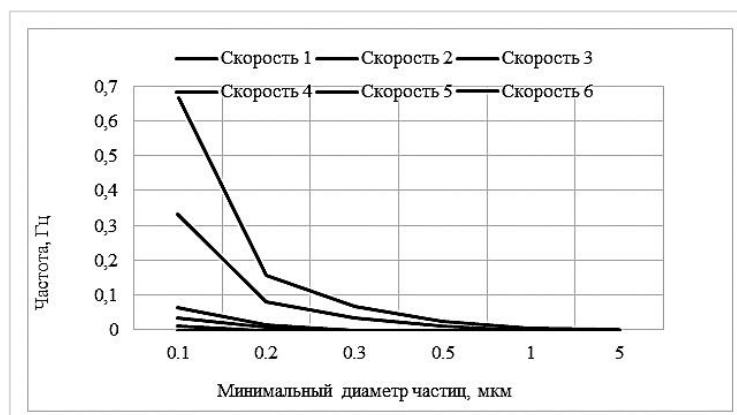


Рис. 9. Ожидаемая частота следования импульсов рассеиваемого света по 5 ИСО

Библиографический список

1. Илонова В. А. Откуда родом пыль? М.: Санитарное просвещение, 1996.
2. Семкин Н. Д. Космическая пыль и её взаимодействие с космическими аппаратами. М.: СГАУ, 2015.
3. Single particle multichannel bio-aerosol fluorescence sensor – Defence Science & Technology Laboratory. 2005. №13.
4. Discriminating Bio-aerosols from Non-Bio-aerosols in Real-Time by Pump-Probe Spectroscopy – Scientific Reports, 2016. №6.
5. Low-Cost Airborne Biological Contaminant Sensor – RTI International. 2018.
6. A flash-lamp based device for fluorescence detection and identification of individual pollen grains – Review of Scientific Instruments. 2013. №84.
7. Полищук В. Р. Как разглядеть молекулу. М.: Химия, 1979.
8. Королюк В. С., Портенко Н. И., Скороход А. В., Турбин А. Ф. Справочник по теории вероятностей и математической статистике. М.: Наука, 1985.
9. Чистые помещения и технологические среды [Электронный ресурс]. URL: <https://www.aseptica.biz/wp-content/uploads/2018/10>. (Дата обращения 12.03.2021).

УДК 621.313.13 : 538.945

ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЬ НА СВЕРХПРОВОДНИКАХ

В. В. Гафурова

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

XXI век – век технологий, располагающий к улучшению, развитию и процветанию. Для того, чтобы оставаться конкурентоспособной в рамках мирового сообщества отраслю, гражданской авиации необходима полная модернизация. Она обусловлена не только финансовыми затратами на топливо, но и экологической составляющей: с каждым годом парк гражданской авиации по всему миру возрастает на 6%, что сулит увеличением в разы выбросов газов в атмосферу.

Лучшим решением данных проблем и реализации модернизации в гражданской авиации может стать замена двигателей, использующих авиационный бензин или реактивное топливо (авиакеросин), на электродвигатель на сверхпроводниках, не использующий никакого топлива и, соответственно, не производящий выхлопных газов.

Сверхпроводимостью называют явление квантовой природы, при котором протекание электрического тока в твёрдом теле происходит без потерь.

Иными словами, отдельные материалы могут обладать свойством исключительно нулевого электрического сопротивления, приобретая критическую температуру (температура, значение которой ниже определенной отметки).

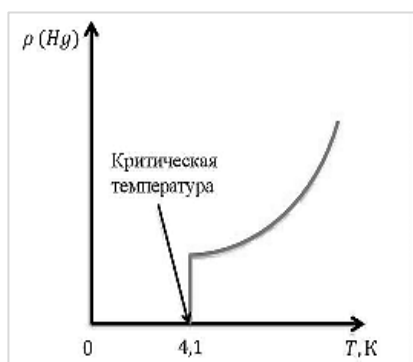


Рис. 1. Зависимость сопротивления от температуры для вещества Ртуть (Hg)

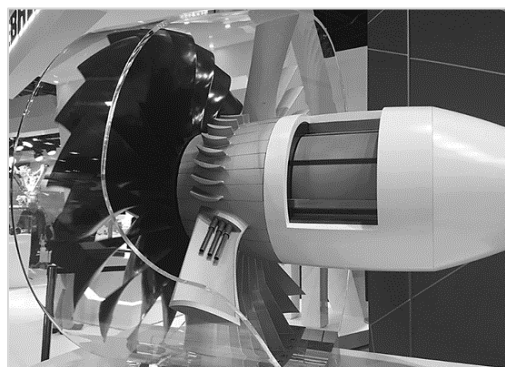


Рис. 2. Немецкий электродвигатель на сверхпроводниках

Al (алюминий), Zn (цинк), Cd (кадмий), Ga (галлий), In (индий) – вещества без примесей, обладающие сверхпроводимостью. Причиной появления такого свойства служит кристаллическая решетка, а именно: ее структура. Также сверхпроводимость можно обнаружить в сплавах и соединениях.

Электрическое сопротивление, равно нулю, проявляемое при пониженных и очень пониженных температурах, имеется у таких материалов как сверхпроводники. Высокотемпературные сверхпроводники (далее – ВТСП) уникальны своим свойством, с легкостью реализуемым в техническом плане: для них хватает температуры распространенного и бюджетного N₂ (жидкий азот).

Тонкий сверхпроводник может передать с нулевыми потерями такое же количество электроэнергии, что и кабель из меди с сечением, большим в сотни раз, из-за свойства плотности тока ВТСП-проводов – оно превышает значение в 500 А/мм² [1].

Использование таких особых материалов в электродвигателях приводит к получению крутящегося момента, который превышает крутящийся момент классических аналоговых конструкций таких же габаритов в 3-5 раз, что позволяет уменьшить размеры и вес изделия, а также улучшить характеристики.

Таким образом, получается сверхпроводниковый электродвигатель – в его конструкции применяется ВТСП, а конкретно: в обмотках, в несколько раз увеличивая плотность тока и магнитную индукцию.

Для того чтобы сверхпроводник проявил свои свойства, его охлаждают до критической низкой температуры по средствам криогенной техники [2].

При разработке двигателя инженеры столкнулись со следующими трудностями: намагниченность сверхпроводящего элемента и контроль над ним, система охлаждения как для статора, так и для ротора (разработка и создание).

В перспективе переход к таким электродвигателям позволит значительно увеличить мощности тягового двигателя, сохраняя при этом его незначительные габариты и небольшую массу; снизить уровень шума; повысить стабильность (для переходных режимов) и экономичность; выдерживать повышенных перегрузок; получить невероятный КПД до 90% за счет исключения потери активной мощности в сверхпроводящем состоянии обмоток возбуждения; сохранить экологию планеты за счет исключения выбросов в атмосферу [3].

Научный руководитель: к. т. н. доцент, старший преподаватель О. А. Соколов.

Библиографический список

1. Максимов Е. Г. Проблема высокотемпературной сверхпроводимости. Современное состояние // Успехи физических наук. [Электронный ресурс]. URL: <https://ufn.ru/ru/articles/2000/10/a/> (дата обращения: 20.02.2021).
2. Захарова Е. И., Зингер М. А., Захаров И. В. Высокотемпературные сверхпроводящие электродвигательные установки для применения на флоте // Молодой ученый. 2016. № 28. С. 82 – 85.
3. ASuMED: официальный сайт. [Электронный ресурс]. URL: <http://asumed.oswald.de/index.php> (дата обращения: 20.02.2021).

УДК 531.554

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРО-ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ДВИЖЕНИЯ ТЕЛА НА СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ С ВЫДУВОМ В ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

Н. Р. Гимаева

Национальный исследовательский Томский государственный университет

Во всем мире проводятся исследования газоструйных органов управления, так как способы управления движением такого рода обладают рядом преимуществ: возможность эффективной работы систем управления при любых условиях внешней среды, быстроедействие системы, возможность в любое время полета необходимое управляющее воздействие. Помимо достоинств данной системы управления существует и ряд недостатков, среди которых можно выделить следующие: время работы газоструйной системы управления ограничено из-за необходимости использования источника рабочего тела, сложность картины течения при взаимодействии набегающего потока с выдуваемой газовой струей, а также сложность предсказания формирующихся в результате этого взаимодействия сил на поверхности ЛА, вследствие зависимости от большого множества параметров.

Основой для создания более эффективной системы управления, базирующейся на газоструйном воздействии является лучшее понимание условий, влияющих на изменение основных аэродинамических характеристик летательного аппарата.

В данной работе будут рассмотрены задача обтекания конуса (рис.1) с выдувом струи и сопряженная задача теплообмена при выдуве газа в пограничный слой. Решение сопряженной задачи теплообмена предусматривает одновременное определение температурных полей газа и обдуваемого тела. Для этого дополнительно задаются характеристики материала конуса.

В рамках использования методики, предложенной в работе [1], численное решение задачи обтекания модели прямого воздушнореактивного двигателя сводится к классической

задаче внешнего обтекания [2] тела равномерным высокоскоростным потоком с известными параметрами (M , P , T).

Для описания движения вязкой сжимаемой сплошной среды используется система нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (URANS-подход). На входе в расчетную область задавалось направление вектора скорости и его скалярное значение (в числах Маха), статическое давление и статическая температура. Выдув газа осуществлялся через отверстие диаметром 2 мм, расположенное на боковой поверхности конуса, рассматривается массовый расход выдуваемого газа в пределах 0.008–0.009 кг/с. На выходе – мягкие граничные условия. По поверхности модели – условие прилипания и непротекания. В начальный момент времени ($t = 0$) температура и давление во всей расчетной области соответствует атмосферным условиям $T = 293.15$ К, $P = 101325$ Па.

По результатам проверки сеточной сходимости для проведения серии расчетов была выбрана сетка с числом элементов $1.5 \cdot 10^6$. Решение задачи производилось методом конечных объемов в вычислительном комплексе Ansys Fluent [3].

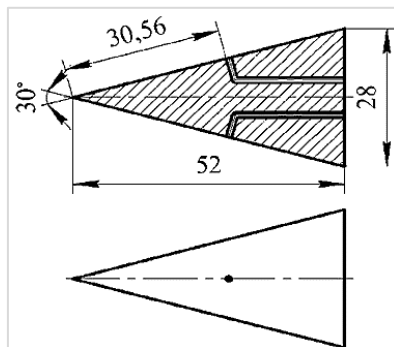


Рис. 1. Схема обтекаемого тела

Для анализа результата решения описанной выше задачи были рассмотрены поля температур, полученные при моделировании процесса обтекания конуса с выдувом струи при скорости набегающего потока 4 Маха. При расчете с теплообменом волна разряжения, формирующаяся за счет выдувной струи занимает большую область сверхзвукового течения, чем эта же волна в случае адиабатического процесса (рис.2). Для случая с теплообменом, температура в области за телом на порядок ниже, чем для адиабатического расчёта, так как теплопроводность стали 45 имеет достаточно малое значение. Также можно отметить влияние турбулентного характера течения и сопряженного теплообмена на структуру потока и распределение газодинамических параметров в потоке. Выявлено, что турбулентный характер течения и учет теплообмена приводит к формированию зон отрывов потока, идентичных обнаруженным экспериментально зонам. Отсутствие теплообмена и ламинарный режим течения затягивают момент отрыва потока, смещают соответствующие точки отрыва и присоединения [4].

Для анализа эффективности газоструйного метода управления полетом были рассчитаны аэродинамические характеристики (рис.3). Следует отметить, что для определения значения коэффициента лобового сопротивления для диаметра выдувного отверстия 0.2 мм был получен в экспериментах с помощью тензометрических весов [1], значения лобового сопротивления для диаметра выдувного отверстия 2 мм получены с помощью численного моделирования. Анализ экспериментальных результатов и результатов математического моделирования показал влияние локального выдува на изменение структуры течения, формирования отрывного течения и изменения всех газодинамических параметров.

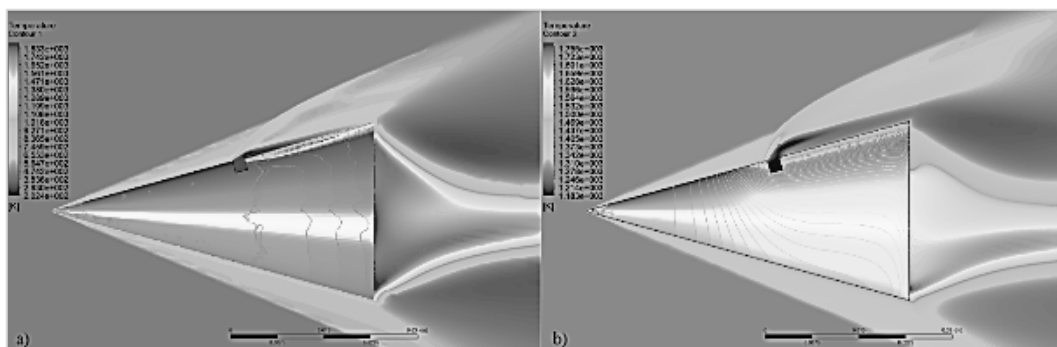


Рис. 2. Распределение температуры ($M=4$)
 а) адиабатический случай, б) расчет с теплообменом

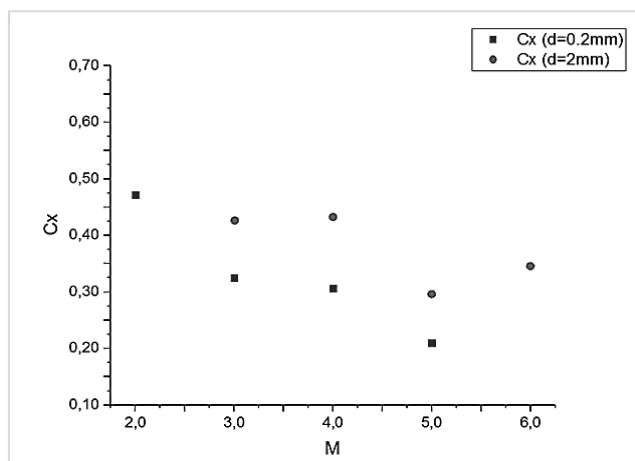


Рис. 3. Коэффициент лобового сопротивления для случая диаметра выдувного отверстия $d=0.2\text{мм}$ и $d=0.2\text{мм}$

Принципиальная схема предлагаемой конструкции в двухходовом варианте представлена на рис. 2 [6].

На данный момент поставлена задача обтекания осесимметричного тела (рис.4а), а также воздействие газовой струи с боковой поверхности осесимметричного аппарата на обтекание корпуса и консолей хвостового стабилизатора при сверхзвуковых скоростях набегающего потока. Анализ численных результатов (рис. 4б) показал их соответствие по основным особенностям структуры течения в рассматриваемых условиях: формирование конуса Маха, динамическое возмущение течения в области выдува, формирование отрывного течения с консолей хвостового стабилизатора. Из рис. 4 видно, что выдув влияет на структуру течения потока, приходящегося на консоли хвостового стабилизатора, но дать количественную оценку изменения сил, действующих на элементы конструкции не позволяет.

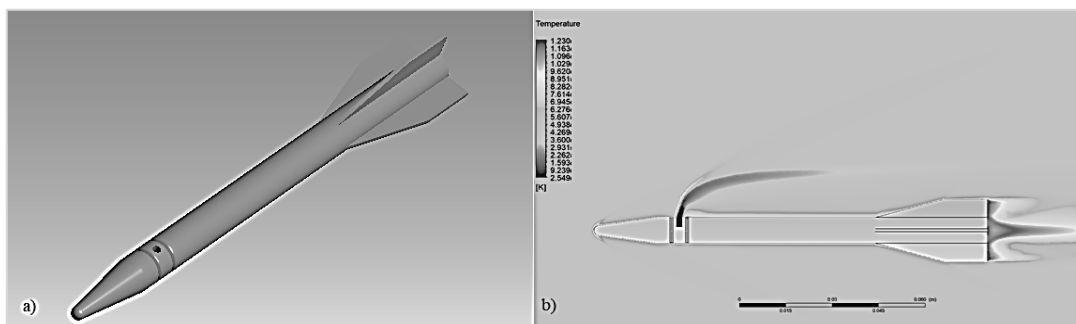


Рис. 4. а) общий вид летательного аппарата, б) поля распределения температуры ($M=3$)

Библиографический список

1. Маслов Е. А., Савкина Н. В., Скибина Н. П., Фараонов В. В. Численный расчет аэродинамических и газодинамических параметров обтекания тела сверхзвуковым потоком при наличии локального вдува газа в пограничный слой // Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики. 2018: VIII Всероссийская молодежная конференция, г. Томск, 26–28 ноября 2018 г. / под ред. М. Ю. Орлова. Томск: Изд-во Том. гос. ун-та, 2019. 134 с. (Труды Томского государственного университета. Серия физико-математическая, Т. 303). DOI: 10.17223. 978-5-7511-2582-0/2.
2. Звезинцев В. И. Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. I. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
3. Носатов В. В., Семенёв П. А. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвукового турбулентного отрывного течения и локальной теплоотдачи в плоском канале с внезапным расширением // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э Баумана. Серия «Естественные науки». 2014. №. 1 (52).
4. Чжен П., Голубинский А.И. Отрывные течения / пер. с англ. Т. 1. М.: Мир, 1972. 300 с.

УДК 53.083.91

ЛАЗЕРНО-ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В УСТАНОВКЕ ПОСТОЯННОГО ДАВЛЕНИЯ

П. А. Догадкин, А. А. Низяев

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

Использование лазерно-оптических методов исследования процессов горения способствует развитию разработок новых составов высокоэнергетических материалов (ВМ). Сочетание LIF и PIV позволяет проводить измерения концентраций промежуточных продуктов химических реакций, таких как: CO, CO₂, OH, NH и др., а также анализировать поле скоростей продуктов горения в исследуемой области. Однако существуют определённые ограничения как для элементов лазерно-оптической системы, так и для исследуемых образцов.

В настоящей работе рассматривается проект лазерно-оптической системы, реализующий методы LIF и PIV. В качестве исходных данных используется информация о поэлементном составе ВМ, условия горения. Особенностью данной системы является наличие установки постоянного давления (УПД), необходимой для осуществления горения и визуализации

процесса. Показан принцип расчёта зоны заморозки продуктов сгорания. Определены проектные параметры УПД, представлены характеристики лазерно-оптической системы. В качестве трассеров используются горячие частицы алюминия, которые образуются при горении ВМ.

Laser induced fluorescence (LIF) – это лазерно-оптический метод исследования физических явлений, позволяющий визуализировать фронт пламени, а также определять концентрации продуктов сгорания. Перестраиваемый лазер на красителях способен генерировать излучение на различных длинах волн, это необходимо для селективного возбуждения электронных состояний молекул. При возвращении молекул в более низкое энергетическое состояние наблюдается явление флюоресценции – излучение света с частотой ν_{LIF} , рис. 1. [1].

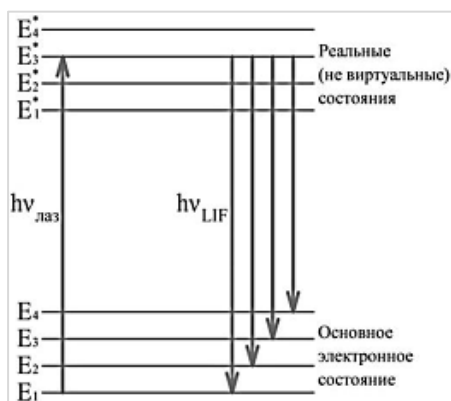


Рис. 1. Схема уровней при LIF

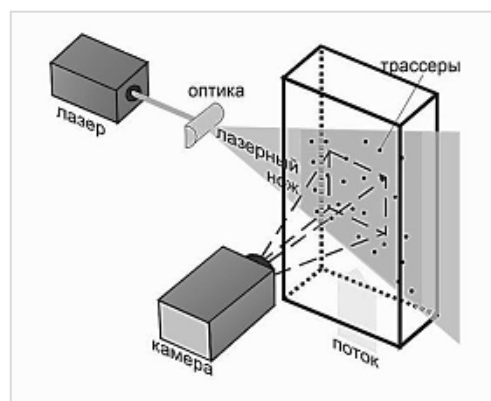


Рис. 2. PIV – метод

Регистрация флюоресценции осуществляется камерой с усилителем изображения, спектральный фильтр обеспечивает выделение исследуемой части спектра. Данный метод обладает высокой чувствительностью и селективностью, позволяет регистрировать промежуточные продукты сгорания, такие как: CO, CO₂, OH, NH и др. Для регистрации каждого компонента используется индивидуальный спектральный фильтр.

Основными элементами LIF системы являются: лазер накачки (ND: YAG), лазер на красителях, рейка с оптикой, спектральный фильтр, камера с усилителем изображения.

Particle Image Velocimetry (PIV) – метод цифровой трассерной визуализации. Позволяет измерять скорости в потоках, относится к классу бесконтактных методов. В потоке должны присутствовать частицы малого размера (трассеры) для измерения мгновенного поля скорости в рассматриваемой области. Размер и концентрация трассеров выбирается таким образом, чтобы свести к минимуму эффекты, связанные с двухфазностью потока. Измерительной областью является плоскость, «вырезаемая» лазерным ножом, рис. 2. [2].

В данной работе в качестве трассеров используются горячие частицы алюминия размером около 50 мкм. Измерительная область освещается импульсным лазером. Камера, установленная перпендикулярно оптической осью объектива к плоскости, «вырезаемой» лазерным ножом, регистрирует серию изображений, каждое из которых разбивается на элементарные (расчётные) области. На двух соседних кадрах определяется смещение частиц за время между импульсами лазера, строится вектор скорости. Для обработки получаемых данных используется программное обеспечение (ПО) «DynamicStudio» компании «Dantec Dynamics».

Горение высокоэнергетических материалов – это сложный физико-химический процесс, зависящий от множества факторов. Горение образца должно происходить при повышенном давлении, характерном для двигателя, это можно обеспечить при использовании установки постоянного давления. УПД представляет собой полужамкнутый объём с окнами, в

котором инертный газ (азот) необходим для решения двух задач: создание определённого повышенного давления и обеспечение оптической прозрачности, рис. 3. [3].

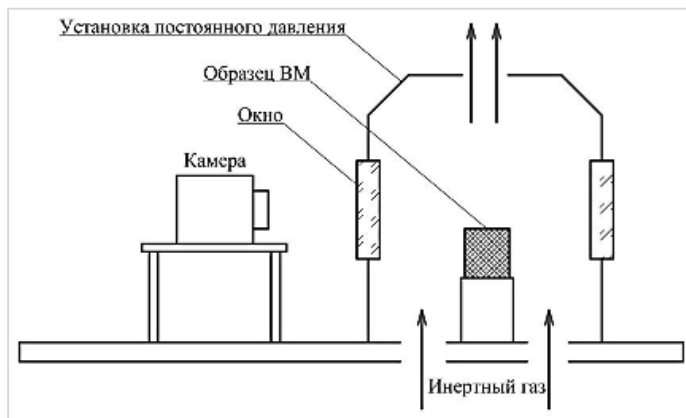


Рис. 3. Установка постоянного давления

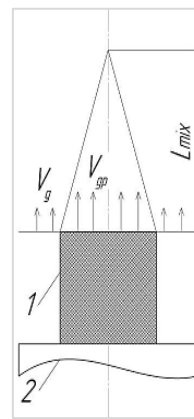


Рис. 4. Смешение струи продуктов горения с газом-разбавителем
1 – образец ВМ; 2 – основание

Газ подаётся в УПД непрерывно, одновременно с этим удаляется инертный газ вместе с продуктами сгорания через сопло-штуцер, это позволяет поддерживать постоянное давление в установке. Образцы имеют цилиндрическую форму, горение происходит по одной торцевой поверхности, по второму торцу и боковой поверхности покрыты бронировкой, предохраняющей от горения. Для воспламенения используется тонкий слой ВМ, на который намотана проволочная спираль из нихрома. При подаче напряжения спираль нагревается, поджигая ВМ по всей площади горящего торца [4].

Смешение струи продуктов сгорания с инертным газом приводит к формированию турбулентного пограничного слоя. Потенциальное ядро течения сохраняется лишь на начальном участке струи – L_{mix} , рис. 4.

Целесообразно настроить оптическую систему стенда таким образом, чтобы определять параметры продуктов горения на данном участке.

Скорость холодной струи (V_g) зависит от природы газа-разбавителя и его расхода через УПД. Скорость горячей струи (V_{gp}) зависит в основном от давления в УПД и скорости горения образца. Скорость V_{gp} определяется из уравнения неразрывности:

$$V_{gp} = \rho_{sp} U (1 - \alpha) / \rho_{gp} \quad (1)$$

где ρ_{sp} – плотность топливной матрицы, т.е. газифицирующейся части топлива, U – линейная скорость горения топлива, α – массовая доля негазифицирующихся компонентов топлива, ρ_{gp} – плотность газообразных продуктов горения.

В предположении, что топливо состоит из матрицы, наполненной частицами металлического горючего, которые являются единственным источником образования конденсированных продуктов горения, значение ρ_{gp} рассчитывается по уравнению состояния:

$$\rho_{gp} = MP / (R_0 T_f) \quad (2)$$

где M – молярная масса газообразных продуктов горения, P – давление в УПД, R_0 – универсальная газовая постоянная, T_f – температура в факеле горящего образца.

Длина начального участка смешения L_{mix} зависит от отношений плотностей:

$$b = \rho_g / \rho_{gp} \quad (3)$$

где ρ_g – плотность газа-разбавителя.

А также зависит от скоростей, смешивающихся холодной и горячей струй:

$$a = V_g/V_{gp} \quad (4)$$

где V_g – скорость газа-разбавителя.

В предположении нулевой толщины пограничного слоя, L_{mix} зависит от параметров a и b следующим образом [5]:

$$L_{mix} = \frac{D_{sp}(1+ab^{\frac{1}{3}})}{k_0(1+b^{\frac{1}{3}})(1-a)^2 \sqrt{\frac{1+a}{4,5} \frac{b^{1/2}}{1+b^{1/2}}}} \quad (5)$$

где D_{sp} – диаметр образца, $k_0 = 0.27$ – эмпирический коэффициент.

Проектные параметры УПД. При расчёте проектных параметров возникают две основные задачи: прочностной расчёт и расчёт геометрии УПД, обеспечивающей требуемую скорость инертного газа вблизи образца, а также рост давления после воспламенения не более 10%.

Основными силовыми элементами УПД являются: верхнее и нижнее днища, цилиндрический корпус, смотровые окна. По результатам прочностного расчёта: минимальная толщина стенки плоского днища – 10 мм; толщина цилиндрического корпуса не менее – 3 мм. В УПД используются смотровые окна из кварца, способные выдержать максимальное давление в 60 атмосфер, выбираются из каталога.

При больших скоростях потока инертного газа возникает турбулентность, которая возвращает часть дыма к образцу. Используется оптимальное значение скорости потока около 70 мм/с при заданном давлении в 60 атмосфер [6].

Величина секундного массового расхода в УПД прямо пропорциональна давлению, для инертного газа определяется по формуле:

$$\dot{m} = \rho U_r F_{прох} \quad (6)$$

где ρ и U_r – плотность и скорость газа, $F_{прох}$ – площадь проходного сечения.

Для расхода, обусловленного горением образца:

$$\dot{m}_{BM} = \frac{m}{t} \quad (7)$$

где m и t – масса и время горения образца.

После воспламенения BM общая величина расхода увеличивается, что приводит к росту давления в УПД. При давлении в 60 атмосфер и скорости газа около 70 мм/с вблизи образца, определяется величина площади проходного сечения и соответствующий внутренний радиус (таблица 1), при этом должно выполняться условие:

$$\frac{\dot{m}_{BM}}{\dot{m}} * 100\% \leq 10\% \quad (8)$$

Таблица 1
Параметры УПД

Параметр	Значение
Толщина стенки плоского днища, мм	10
Толщина цилиндрического корпуса, мм	3
Внутренний радиус УПД, мм	70
Высота внутреннего объёма УПД, мм	100

Графически это можно представить следующим образом (рис. 5).

Лазерно-оптическая система в составе стенда представлена на рис. 6.

С помощью лазера на красителях возбуждают LIF исследуемых компонентов, его накачку обеспечивает Nd: YAG лазер. Второй Nd: YAG лазер необходим для работы PIV. Оптика формирует лазерный нож, направленный на исследуемый объект, ловушка лазерного луча блокирует его дальнейшее распространение. Камеры фиксируют LIF и PIV изображения. Баллон с азотом подключен к регулятору, обеспечивающим нужное давление на выходе,

подача газа происходит при открытии вентиля. Универсальный синхронизатор генерирует точные импульсы запуска для камер, лазеров, подачи азота, под управлением программного обеспечения «DynamicStudio», установленного на персональный компьютер (ПК). Основные технические характеристики лазерно-оптической системы представлены в табл. 2.

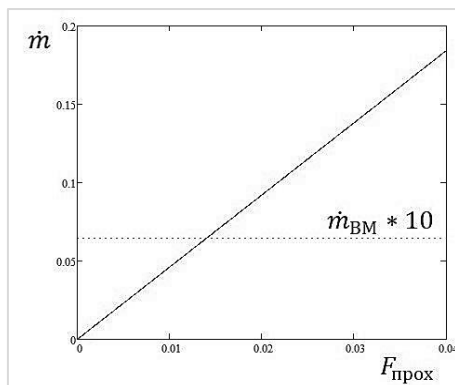


Рис. 5. Зависимость \dot{m} от $F_{\text{прох}}$

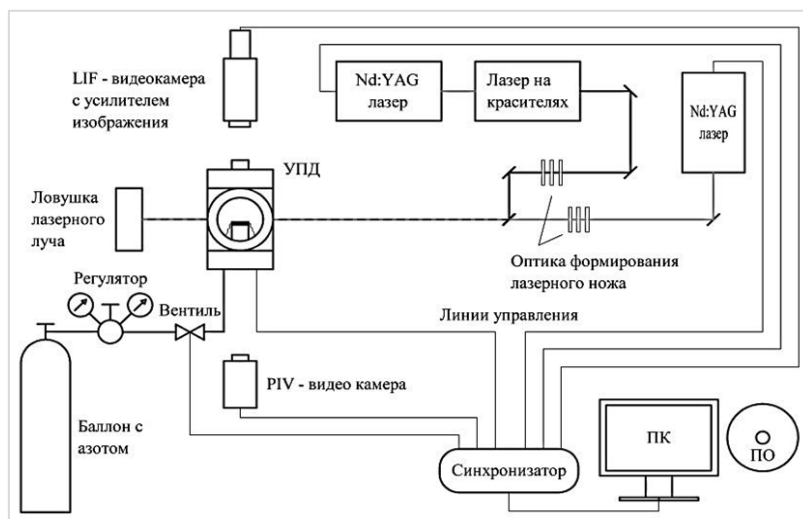


Рис. 6. Принципиальная схема стенда

Таблица 2
Характеристики лазерно-оптической системы [7]

Параметр	Значение
Регистрируемые скорости, м/с	0 – 4000
Максимальные значения поля зрения, мм	500 × 500
Количество векторных карт в секунду	До 1275
Точность измерения скорости, %	2
Точность измерения концентрации, %	3 – 5

Рассматриваемый проект лазерно-оптической системы позволяет проводить исследования процесса горения ВМ в УПД, с использованием методов LIF и PIV. Регистрация поля скоростей потока продуктов сгорания и концентрации компонентов осуществляется с достаточно высокой точностью. Математическая модель для расчёта зоны заморозки позволяет предварительно настроить оборудование для конкретного образца.

Библиографический список

1. Диденко А. А., Бирюк В. В., Лукачёв С. В., Матвеев С. Г. Лазерно-оптические методы диагностики процессов горения: учебное пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэро-косм. ун-та, 2006. С. 128 – 133.
2. Токарев М. П., Маркович Д. М., Бильский А. В. Адаптивные алгоритмы обработки изображений частиц для расчёта мгновенных полей скорости. Новосибирск, ин-т теплофизики СО РАН, 2007. С. 109 – 112.
3. Babuk, V. A., «Combustion of Metal Fuel as an Ingredient of Propellants», *Book of Lectures of the International Seminar on Intra-Chamber Processes, Combustion and Gas Dynamics of Dispersed Systems*, Baltic State Technical University, Saint Petersburg, 1996, pp.74 – 85 (in Russian).
4. Белов В. П. Скорость горения твердого топлива и методы ее экспериментального определения: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2008. С. 8 – 14.
5. Глотов О. Г., Зырянов В. Я. Конденсированные продукты горения алюминизированных топлив. I. Методика исследования эволюции частиц дисперсной фазы // Физика горения и взрыва. 1995. Т. 31, № 1, С. 74 – 80.
6. D. Kilpin, «A Windowed Bomb for Propellant Combustion Studies» Technical memorandum WSRL-TM-28/91, South Australia, 1991, 21 p.
7. LIF PIV системы [Электронный ресурс] // Продукция – "Dantec Dynamics". URL: https://www.octava.ru/catalog/sistemy_dlya_issledovaniya_potokov_zhidkostey_i_gazov/lif_laser_induced_fluorescence_sistemy/ (дата обращения 10.03.2021).

УДК 629.7.036.3

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ВЕРИФИКАЦИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КОМПРЕССОРА МАЛОРАЗМЕРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В. М. Зубанов, С. А. Мельников

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва

Всё более популярным инженерным инструментом становится вычислительная гидрогазодинамика (Computational Fluid Dynamics – CFD). С помощью компьютерных технологий возможно проводить верификацию и анализ рабочих процессов уже созданных МГТД и их элементов. В данной работе приведены результаты моделирования рабочего процесса центробежного компрессора существующего МГТД P220-RXi фирмы JetCat [2] с использованием программного обеспечения NUMECA FineTurbo [3].

С помощью координатно-измерительной машины ZEISS MMZ G 20/30/20 [4] были образмерены детали компрессора МГТД JetCat P220-RXi, образующие проточную часть, лопатки и корпус. На основе измеренных данных в программе NX 8.5 были созданы геометрические модели лопатки и корпуса. На основе полученной таким образом геометрии компрессора была создана сеточная модель в программе AutoGrid 5.1. Сеточная модель состояла из 4,5 млн. элементов. С целью получения стабильности решения в программе

NUMECA FineTurbo геометрия лопаток диффузора и меридиональных сечений была незначительно упрощена: убраны галтели, увеличен радиус скругления входной кромки диффузора, изменена геометрия лопаток рабочего колеса с целью увеличения зазор между рабочим колесом и диффузором. Расчет проводился с использованием рабочего тела воздух - Air (Real gas) из стандартной библиотеки Numeca FineTurbo. Расчёты выполнены с использованием математической модели Turbulent Navier-Stokes и модели турбулентности SpalartAllmaras (SA).

Моделирование рабочего процесса центробежного компрессора МГТД P220-RXi проведено в стационарной постановке при использовании следующих граничных условий:

- частота вращения ротора 117000 об/мин [2];
- на входе в компрессор полное давление в 101325 Па и полная температура 293 К;
- для расчёта характеристики на выходе компрессора задавалось статическое давление в диапазоне 170 кПа – 270 кПа.

В ходе решения с использованием созданной расчётной модели компрессора получены данные о параметрах работы компрессора в зависимости от изменения степени повышения давления π_k . На рис. 1 показана зависимость расхода через компрессор от степени повышения давления. На основе полученных характеристик сделаны выводы о правильности решения. Поведение характеристики соответствует теории лопаточных машин.

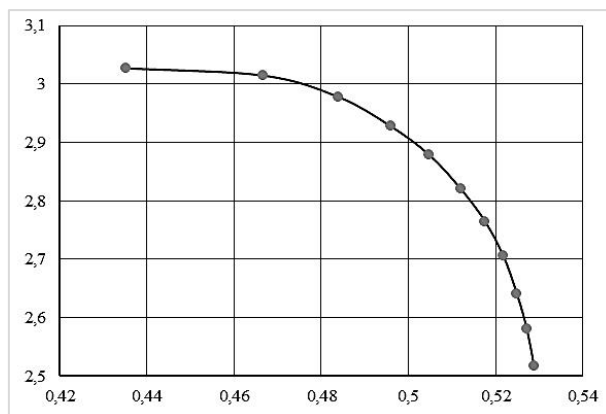


Рис. 1. Характеристика компрессора

По результатам расчёта определен массовый расход равный $G_k = 0,435$ кг/с. Массовый расход по справочным данным [2] составляет $G_k = 0,45$ кг/с. Погрешность определения расхода компрессора 3%. Имеющаяся погрешность в определении параметров компрессора связана с допущениями, принятыми в начале работы: отсутствие галтелей, изменение геометрии лопаток рабочего колеса и диффузора.

На рис. 2 и 3 показано распределение вдоль проточной части компрессора параметров абсолютной скорости и полного давления соответственно.

Полученные результаты соответствуют физическим представлениям о рабочем процессе в центробежных компрессорах. Полное давление и абсолютное число Маха возрастают в рабочем колесе компрессора и уменьшаются, проходя через диффузор. Оба параметра на выходе из ступени имеют большие значения, чем на входе в компрессор.

На рис. 4 приведено распределение векторов скоростей в относительной системе отсчета (V_{xyz}). Видно, что поток обтекает лопатку без отрывных течений.

На рис. 5 представлена зависимость $\eta = f(\pi_k)$. Как видно из графика, КПД компрессора $\eta = 68\%$.

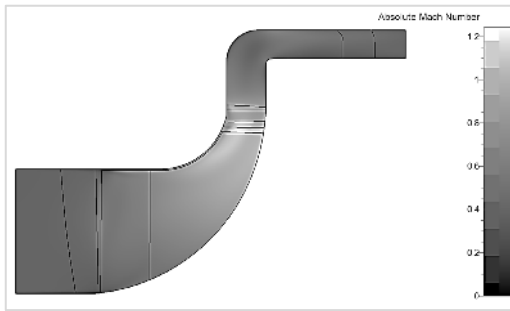


Рис.2. Распределение параметра абсолютного числа маха

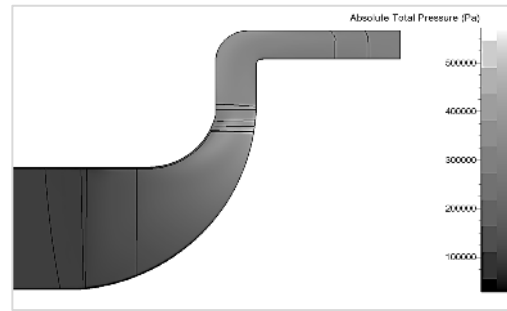


Рис. 3. Распределение параметра полного давления

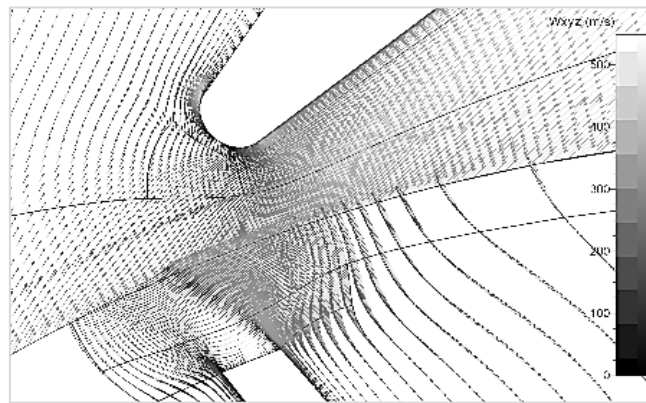


Рис. 4. Распределение векторов скоростей в относительной системе отсчета

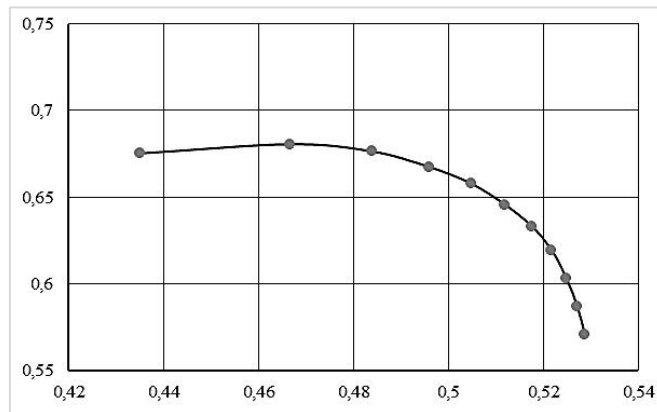


Рис. 5. Зависимость $\eta = f(G)$

В результате работы была получена характеристика ступени компрессора. В дальнейшей работе планируется предпринять меры по приближению всех параметров созданной модели компрессора к параметрам компрессора реального двигателя. Это необходимо для валидации характеристики компрессора с экспериментальными данными и последующего исследования изменения параметров численной модели на результаты расчета.

Библиографический список

1. NUMECA Theoretical manual FINETM/Turbo v9.0. Brussels: NUMECA International, 2013. 151 p.
2. Параметры двигателя P220-RXi / JetCat. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.jetcat.de/en/productdetails/produkte/jetcat/produkte/hobby/Engines/p220-rxi> (дата обращения 9.12.2021).
3. NUMECA FINETURBO. NumecaRussia. [Электронный ресурс]. URL: <http://numeca.ru/fine-turbo/> (дата обращения 9.12.2021).
4. Development of compensation procedure for systematic errors of coordinate measuring machines with standard tooling / Ruzanov N.V., Bolotov M.A., Pechenin V.A. // Research Journal of Applied Sciences. 2014. V. 9. № 12. P. 1082 – 1086.

УДК 629.734/.735

СОВРЕМЕННЫЙ ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ НА ЭЛЕКТРИЧЕСТВЕ

Д. В. Кадигроб, М. В. Горт, Д. В. Куплевацкий, П. О. Шабуров

*Южно-Уральский государственный университет
(национальный исследовательский университет)*

В современном мире электрические самолёты используются человечеством в качестве экспериментальных, в их число входят как беспилотные аппараты, так и пилотируемые людьми. Данной сфере требуется дополнительная инфраструктура, но используя данный тип воздушного транспорта, авиаперевозчики всё равно могут получить преимущество. Полеты, осуществляющиеся на электротяге, обходятся на 50 – 80% дешевле, чем полёт классического самолёта. Выгода заключается в экономии топлива, к примеру полёт на расстояние в 180 – 200 км на самолете Cessna 208 потребует затрат на топлива порядка 350 – 400\$. Аналогичный рейс на самолете, работа которого основана на электротяге потребует электроэнергии на 12 – 15\$.

Первым пилотируемым самолётом (планером), полёт которого осуществлялся с помощью электроэнергии был Mauro Solar Riser, который был создан в 1979 году (рис.1). Его масса составляла около 56 – 60 кг. Электропитание данного аппарата осуществлялось от электрического статора фирмы Bosh мощностью 2, 6 кВт, который питается от никель-кадмиевых аккумуляторных батарей. Солнечные панели установлены на крыльях аппарата, для обеспечения мощности в 350 Вт аккумуляторным блокам. Проблема данного аппарата заключалась в недостаточном обеспечении мощности для полета с помощью солнечных элементов. Из-за этого самолёт должен был получить электроэнергию на земле, прежде чем бы он смог отправиться в полёт. Для полёта 3 – 5 минут данный аппарат требовал 1,5 часа зарядки. Первый полёт был совершен в 1979 году, аппарат не поднялся выше 12 м и пролетел около 800 м, после чего был списан в музей [1].

Первый электрический самолёт (не модифицированный планер), являлся серийным и появился на рынке в 2009 году. Данный летательный аппарат назывался Yuneec International E430 и производился в Китае (Шанхай). Являлся двухместным самолетом для коммерческого производства (рис. 2). На данный аппарат был получен сертификат FFA, и он был отправлен в Ошкош, где он дебютировал на Air Venture. Масса E430 составляла 430 кг, питание от 3 – 5 OEM литий-полимерных батарей Yuneec по 66,6 В. Зарядка происходила посредством подключения к обычной розетке за 3 – 4 часа, после такой зарядки самолёт способен

пролететь порядка двух часов. Максимальная скорость составляла 150 км/ч, дальность полёта около 230 км [2].



Рис. 1. Планер Mauro Solar Riser



Рис. 2. Электрический самолёт Yuneec International E430

Известная компания Siemens в 2015 презентовала авиационный электромотор с рекордными характеристиками. Двигатель при весе 50 кг развивает мощность 260 кВт. Подобные характеристики позволят создавать летательные аппараты со взлетной массой менее двух тонн. При этом отсутствует необходимость в трансмиссии для воздушного винта, в связи с тем, что мотор способен выдавать 2500 об/мин. Соотношения веса к мощности нового электродвигателя составляет более 5 кВт на килограмм, что превышает показатели у аналогичных турбореактивных двигателей. Высокие обороты двигателя (от 0 до 2,5 тыс. об/мин) позволяют устанавливать пропеллер прямо на его вал, без необходимости использования промежуточного редуктора.

В 2017 году электрический самолет Extra 330LE, построенный компанией Siemens, установил два мировых рекорда по скорости в классе электрических самолётов с аккумуляторным питанием (рис. 3). При полете на 3 км самолёт развил скорость в 337,5 км/час [3].



Рис. 3. Электрический самолёт Extra 330LE



Рис. 4. Полностью электрический самолёт Alice

Компания Airbus Group так же ведёт разработки в данном направлении. В 2014 году был представлен двухместный электрический самолёт E-Fan. Является тихим аппаратом из углеволокна, благодаря чему весит 500 килограмм, используется литий-ионные аккумуляторы и оснащён двумя моторами мощностью в 60 кВт. Батареи заряжаются за 1,5 часа и час полёта имеет стоимость около 10£.

Израильский стартап Eviation Aircraft на авиашоу в Ле-Бурже продемонстрировал полностью электрический пассажирский самолёт Alice, данный аппарат способен на одном заряде аккумуляторных батарей преодолеть дистанцию 965 км (рис. 4). Возможна перевозка от шести до девяти пассажиров и двух членов экипажа на расстояния, покрывающие

большую часть внутренних маршрутов. Нововведение компании заключается в использование модернизированной воздушно-алюминиевой аккумуляторной батареи, к этому добавлен буфер на традиционных аккумуляторных батареях и умная система распределения энергии на основе аналитических алгоритмов.

Данное направление развития воздушного транспорта является одним из самых перспективных направлений, которые способны изменить как классические пассажирские рейсы, так и военно-воздушную отрасль. Многие компании по всему миру изобретают и презентуют всё больше полностью электрических летательных аппаратов, что доказывает перспективность данного направления.

Библиографический список

1. Technische Universiteit Eindhoven, Aviation innovation and Renewable Energy [Электронный ресурс]; URL: <http://air-e.nl/announcement/first-solar-powered-aircraft-mauro-solar-riser/> (дата обращения 24.03.2021)
2. Официальный сайт компании Yuneec [Электронный ресурс]; URL: <https://us.yuneec.com/about-us/> (дата обращения 22.03.2021)
3. Официальный сайт Aerospace Technology [Электронный ресурс]; URL: <https://www.aerospace-technology.com/projects/extra-330le-electric-aircraft/> (дата обращения 20.03.2021)
4. Официальный сайт Eviation [Электронный ресурс]; URL: <https://www.eviation.co> (дата обращения 18.03.2021)

УДК 533.6.015

ВЛИЯНИЕ ОТБОРОВ ВОЗДУХА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

Т. О. Кривоногова, А. И. Корнеева

*Самарский национальный исследовательский университет им. С. П. Королева
(Самарский университет)*

Численное моделирование рабочего процесса лопаточных машин в настоящее время широко используется на этапе проектирования узлов газотурбинного двигателя, в частности, для анализа его характеристик [1], [2], [3]. При создании численной модели перед инженером стоит важная задача: обеспечить достаточную точность и затратить минимальное количество времени. В результате снижается стоимость конечного продукта, и сокращается время его проектирования и доводки [4], [5]. Время расчета может быть снижено различными способами, например, упрощением сеточной модели (уменьшение размера пристеночного элемента, уменьшение количества слоев по высоте лопаточного венца, использование разных топологий и т. д.). Однако уменьшение количества элементов необратимо ведет к снижению точности получаемых результатов. Для компрессоров точность результатов может зависеть от учета особенностей геометрии проточной части (притрактовых полостей и отборов), однако это ведет за собой увеличение времени расчета. Важно понимать, как различные допущения влияют на рассчитанные характеристики турбомашин.

В данной работе проведено численное моделирование семиступенчатого компрессора низкого давления, на основе которого построена его характеристика в двух постановках:

1. без учета отбора воздуха за первой ступенью;

2. с учетом отбора воздуха за первой ступенью.

Геометрия проточной части была построена на основе рабочих чертежей компрессора.

Сеточная модель компрессора без учета отбора содержала примерно 9 600 000 элементов, с учетом только отбора – примерно 9 600 000 элементов и имела следующие характеристики в соответствии с рекомендациями [5]:

$y^+=1$ – безразмерный параметр, прямо пропорциональный размеру первого пристеночного элемента. Данный параметр обеспечивался подбором нужного размера первой ячейки;

$ER=1,2$ – фактор роста ячеек, характеризующий во сколько раз высота последующей ячейки больше высоты предыдущей;

$MR=2000$ – максимальная относительная высота ячеек канала, равная отношению максимальной высоты ячейки к минимальной высоте ячейки в канале.

Постановка и расчет задачи был выполнен в программе NUMECA FINETM/TURBO в соответствии с рекомендациями [4] и [6]. Расчет проводился с использованием модели идеального газа со свойствами сухого воздуха. Модель турбулентности – Spalart-Allmaras. В качестве граничных условий на входе задавались значения полного давления и полной температуры, на выходе – статическое давление. В процессе численного моделирования были посчитаны несколько точек с различным значением статического давления на выходе.

На рис. 1 и 2 приведена характеристика семиступенчатого компрессора низкого давления.

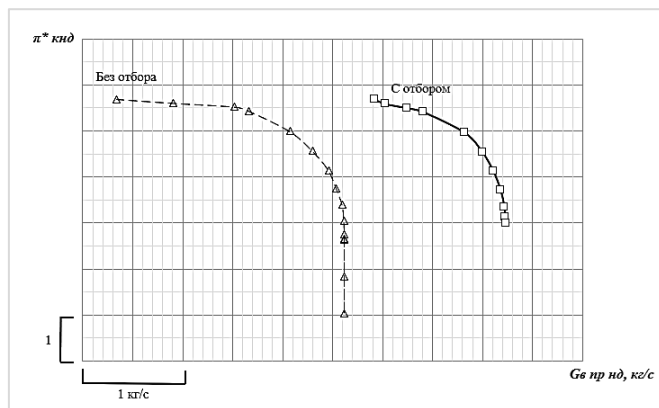


Рис. 1. График зависимости $\pi_{кнд}$ от G_B : 1 – без учета отбора; 2 – с учетом отбора

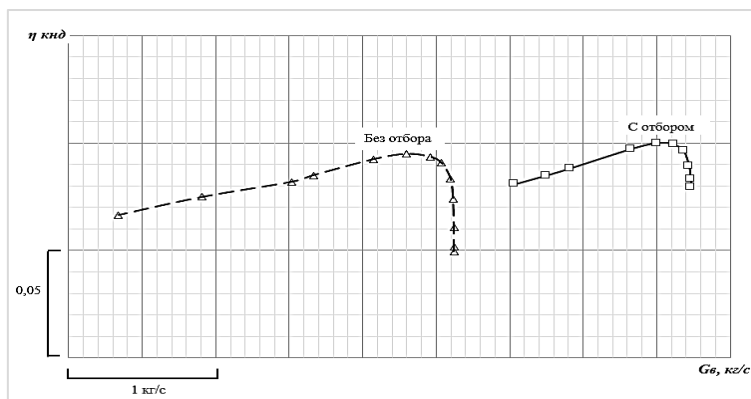


Рис. 2. График зависимости $\eta_{кнд}$ от G_B : 1 – без учета отбора; 2 – с учетом отбора

Из анализа рис. 1 и 2 следует, что учет отбора за первой ступенью влияет на положение напорной ветви – она смещается вправо, максимальный расход увеличивается на 2,80%, максимальная степень повышения давления уменьшается на 0,11%, максимальный КПД увеличивается на 0,60%.

На рис. 3 и 4 приведены поля чисел Маха для точек с максимальным КПД посчитанных вариантов.

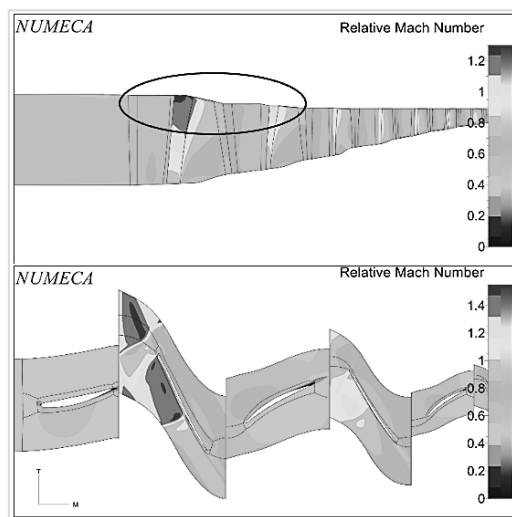


Рис. 3. Поле распределения числа Маха для варианта без учета отбора

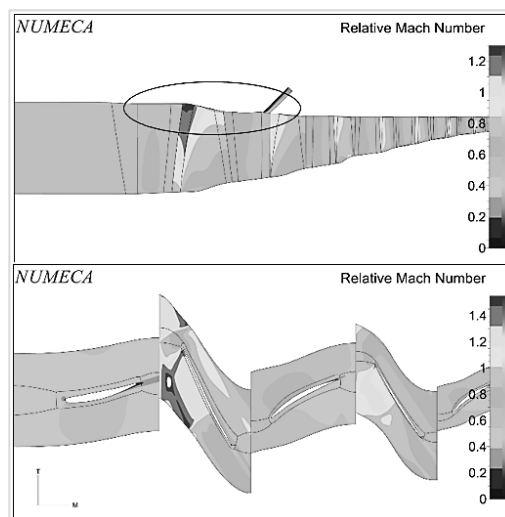


Рис. 4. Поля распределения числа Маха для варианта с учетом отбора

Как видно из рисунков 3 и 4 первые две ступени компрессора сверхзвуковые. Учет отбора изменяет структуру потока в первом межлопаточном венце.

В результате работы были получены 2 напорные ветви характеристики компрессора низкого давления в двух постановках расчета, и проанализировано их влияние на положение напорной ветви характеристики компрессора. Полученные результаты соответствуют физическим представлениям об осевом компрессоре.

Научный руководитель – старший преподаватель кафедры ТДЛА Е. С. Горячкин.

Библиографический список

1. Aero-Engine Design: from state of the art turbofans towards innovative architectures. HP compressor aerodynamics: 3D design and stage matching / O. Domereq; von Karman institute for fluid dynamics; – Lecture Series 2008–03. 2008. 550 p.
2. Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor / L. Reid, D. Royce.; National Aeronautics and Space Administration; – Washington D.C., 1978. № NASA TP–1337. 132 p.
3. Pasquale, D. Optimization of Turbomachinery Flow Surfaces Applying a CFD– Based Throughflow Method, ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition / D. Pasquale, G. Persico, S. Rebay // Proceedings of the ASME Turbo Expo. 2012. Paper No. GT2012–69884. P. 1 – 11.
4. Попов Г. М. Методы формирования численных моделей рабочего процесса осевых неохлаждаемых авиационных турбин [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05. Самара: 2017. 176 с.

5. Горячкин Е. С. Метод и средства оптимизации формы и взаимного расположения лопаток многоступенчатых осевых компрессоров газотурбинных двигателей [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05. Самара, 2020. 150 с.

6. Попов Г. М. Горячкин Е. С., Смирнова Ю. Д., Батулин О. В. Численное моделирование рабочего процесса и расчета характеристик вентилятора ГТД с помощью методов вычислительной газовой динамики [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т), 2014.

УДК 621.7.04

РАЗРАБОТКА УСТРОЙСТВА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ УСИЛИЙ ПРИ ИНКРЕМЕНТАЛЬНОМ ФОРМООБРАЗОВАНИИ

А. О. Кузин, В. В. Колениченков, И. Н. Петров, В. А. Разживин

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

Для освоения новых технологий обработки металлов давлением необходим подход с максимально эффективным использованием информационных технологий. Инкрементальное формообразование – это новый процесс обработки листового материала. Инкрементальное формообразование представляет собой процесс, в котором заготовка локально деформируется пуансоном со сферическим торцом путем перемещения одного или нескольких инструментов вдоль заданного направления (рис. 1) [1]. Концевые части заготовки при этом жестко фиксируются между нижней плитой и прижимом. Кроме перемещения вдоль заданного пути для снижения влияния сил контактного трения пуансон может вращаться вокруг своей оси. Технология позволяет работать с конструкционными, нержавеющими, высокопрочными и оцинкованными сталями, цветными металлами, титаном и с другими материалами [2].

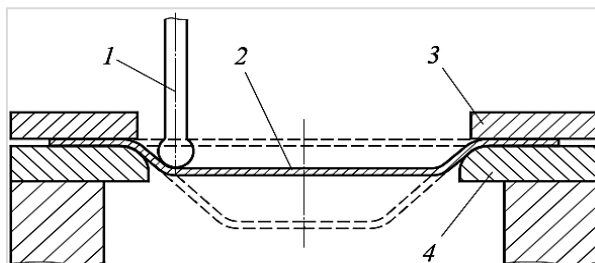


Рис. 1. Принципиальная схема инкрементальной штамповки:
1 – пуансон; 2 – заготовка; 3 – прижим; 4 – нижняя плита

Основным преимуществом инкрементального формообразования, в сравнении с традиционными процессами листовой штамповки, являются снижение затрат и времени на изготовление детали. Это преимущество делает данную технологию привлекательной для единичного и мелкосерийного производства.

Возможности обеспечения конструктивной прочности, высокой точности и качества деталей обусловлены технологией их изготовления. Инкрементальное формообразование предоставляет уникальные возможности обеспечения и регулирования требуемых характеристик деталей посредством выполнения одной технологической операции. Вместе с тем, недостаточная изученность процесса и отсутствие строгих математических зависимостей режимов и параметров процесса от требуемых геометрических и механических характеристик

изготавливаемых деталей, ограничивают область применения и повышают трудоемкость его внедрения в производство.

В лаборатории кафедры обработки металлов давлением Самарского университета установлен роботизированный комплекс для инкрементального формообразования. Данный стенд показан на рис. 2.



Рис. 2. Опытный участок инкрементальной штамповки

Для изготовления детали используется деформирующий инструмент, представленный на рис. 3. Пуансон крепится в адаптере при помощи цангового захвата. Адаптер крепится к фланцу робота при помощи болтов. Кратко рассмотрим принцип работы данного комплекса. Основными компонентами являются: листовая заготовка, прижим, опора, вращающийся со сферическим торцом деформирующий инструмент и роботизированный комплекс. На опоре размещают листовую заготовку и закрепляют ее прижимом. Путем постепенного внедрения в заготовку деформирующего инструмента со сферическим торцом, установленного в шпинделе робота, и его одновременного перемещения относительно заготовки в плоскости, осуществляется деформирование заготовки до размеров конечной детали.

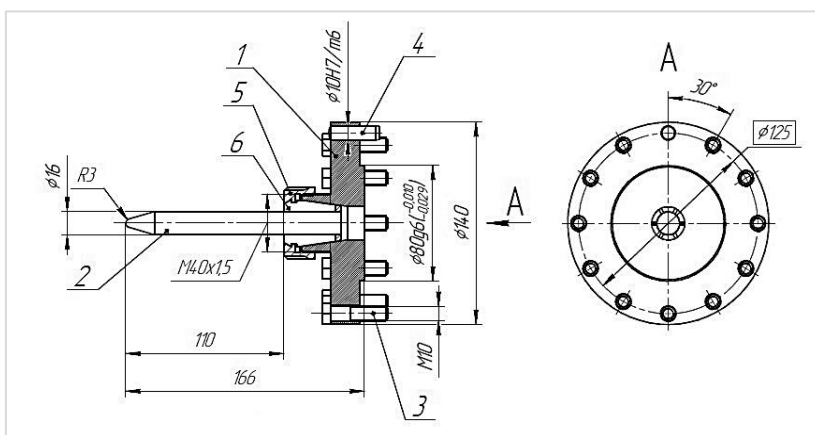


Рис.3. Деформирующий инструмент:

1 – адаптер, 2 – пуансон, 3 – болт, 4 – штифт, 5 – гайка, 6 – цанга

На рис. 4. показана сборка деформирующего инструмента с силовым измерителем.

Использование технологий инкрементальной штамповки в отличие от традиционных технологий обработки металлов давлением позволяет значительно уменьшить количество переходов при производстве изделий сложной формы, в том числе за счет повышения предельных деформационных возможностей заготовки, а также сократить время требуемое для проектирования и производства оснастки. Применение деформирующего инструмента с силовым измерителем позволит получать значения усилия процесса инкрементального формообразования в каждой отформованной точке получаемой детали, оперативно устанавливать оптимальные режимы процесса формообразования, а также прогнозировать характеристики исследуемого процесса. Применение данного устройства поможет повысить качество и расширить номенклатуру выпускаемых изделий.

Библиографический список

1. *Кривошеин В. А., Анцифиров А. А., Майстров Ю. В.* Перспективы использования технологий инкрементальной формовки в современном производстве // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2014. Вып. 11 (656). С. 84 – 89.
2. *Чумадин А. С., Батулин Д. А.* Новое в листовой штамповке // РИТМ Машиностроения. 2016. №1. С. 20 – 22.
3. *Bahloul R.* Application of response surface analysis and genetic algorithm for the optimization of single point incremental forming process / R. Bahloul, H. Arfa, H. Belhadjsalah // Key Engineering Materials, 2013. Т. 554 – 557. С. 1265 – 1272. DOI: 10.4028/www.scientific.net/KEM. 554-557.1265.
4. *Attanasio A.* Optimization of tool path in two points incremental forming / A. Attanasio, E. Ceretti, C. Giardini // Journal of Materials Processing Technology, 2006. Т. 177. Вып. 1-3. С. 409 – 412. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2006.04.047.
5. *Aerens, R.* Force prediction for single point incremental forming deduced from experimental and FEM observations [Text] / R. Aerens [and other] // Int. J. Adv. Manuf. Technol. 2010. №46. P. 969 – 982.
6. *Eyckens, P.* Small-scale finite element modelling of the plastic deformation zone in the incremental forming process [Text] / P. Eyckens [and other] // Int. J. Mater. Form. 2008. №1. P. 1159 – 1162.

УДК 94(62).608

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРОЕКТЕ «ЭНЕРГИЯ–БУРАН»

М. А. Кучеренко, Н. М. Гнедов, И. О. Анисимов, А. А. Клюкин

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

Для дальнейшего усовершенствования РН стоит понять, из чего же состояла данная РС, каково её ДУ и топливо. Модель представлена на рис. 1. ДУ – РД-170 4 штуки, РД-0120 4 штуки, стартовая масса составляет 2400 тонн. Подробнее остановимся на ДУ.

РД-170: Четырёхкамерный РД замкнутого цикла, работающий на паре кислород-керосин и состоящий из 4-ёх камер сгорания и 4-ёх сопел. Тяга в вакууме $F=806.4$ тс; тяга на уровне моря $F=740$ тс; удельный импульс в вакууме $I_y = 337.2$ с; масса 9750 кг; тяговооружённость $\nu=82$, с затратой горючего 2.5 тонн в секунду. В РД закрытой схемы, в газогенераторе происходит газификация одного, или обоих компонентов сразу, за счёт сжигания другого

компонента при относительно невысокой температуре, а полученный в результате газ используется в качестве рабочего тела для привода турбины ТНА [4].

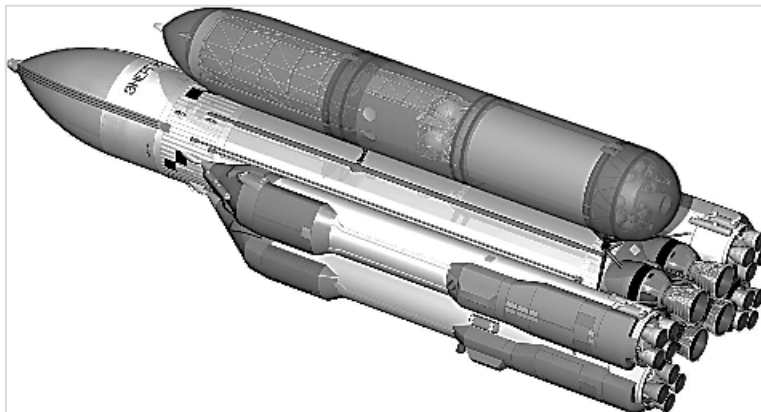


Рис. 1. Модель ракеты-носителя «Энергия»

Схема двигателя РД-180 представлена на рис. 2. РД-180 считается «половинкой» от РД-170 [1].

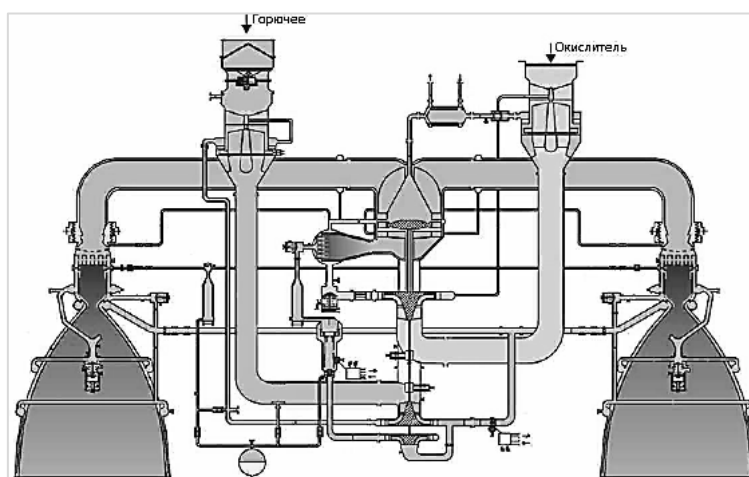


Рис. 2. Схема РД-180

РД-0120: однокамерный двигатель закрытого цикла, в качестве топливной пары используются керосин РГ-1 и кислород, тяга в вакууме $F=200$ тс, тяга на уровне моря $F=155.6$ тс, удельный импульс в вакууме $I_y = 455$ с, масса двигателя 3450 кг. Схема РД-0120 представлена на рис. 3 [2].

РН «Энергия», при такой конфигурации, способна выводить на орбиту Земли ПГ массой более 100 тонн, на высоту порядка 200 км.

Топливная пара кислород-керосин. Величины стартовых масс компонентов, по ступеням, следующие: первая ступень – 886,8 и 341,2 тонн окислителя и горючего, соответственно; вторая ступень – 602,775 и 100,868 тонн окислителя и горючего, соответственно [3].

Первая ступень является многоразовой, вплоть до 10 запусков, а вторая ступень одноразовая. Габариты РН: высота 60 м, ширина 18 м.

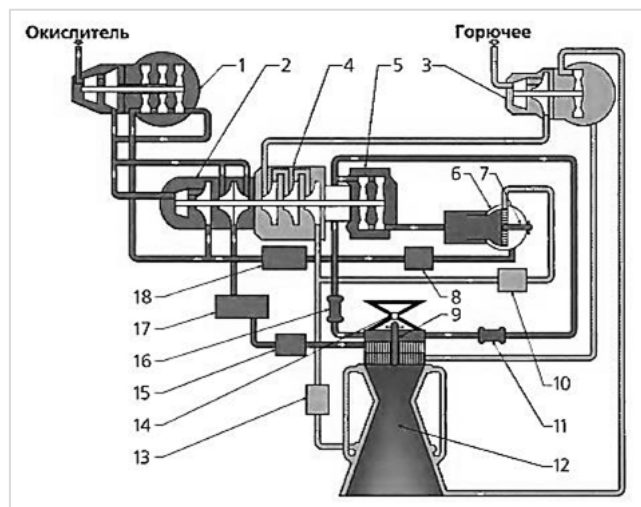


Рис. 3. Схема РД-0120

Рассмотрение космического корабля Буран начнем с его габаритов: общая длина – 36.4 м; площадь крыла и его размах соответственно – 250 м² и 24 м; высота корабля, стоящего на шасси – 16.5 м; стартовая масса, при наибольшем ПГ, составляет 105 тонн; ширина, длина и объем грузового отсека соответственно составляют 4.7 м, 18.55 м, и 350 м³, а его вместимость, для доставки ПГ на орбиту и для возвращения, соответственно равна 30 и 20 тоннам. В общую массу корабля также входят и массы компонентов топлива: окислитель – 10.4 тонн, горючее – 4.1 тонн. Схема представлена на рисунке 1.4

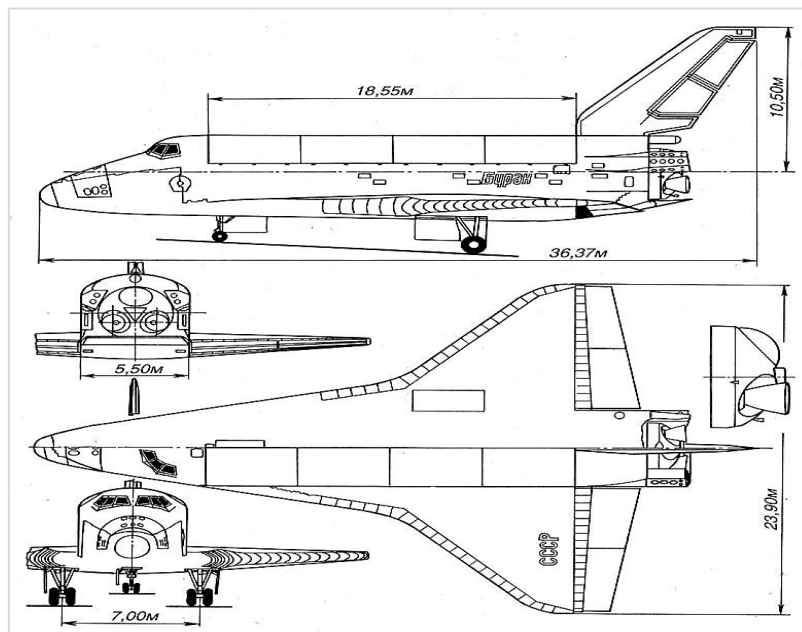


Рис. 4. Схема и габаритные размеры космического корабля Буран

В плотных слоях атмосферы использовался двухконтурный турбореактивный двигатель АЛ-31Ф, который развивал тягу до $F=792,6$ тс при собственной массе порядка 1,5 тонн, длиной 4,9 м и диаметром входа 0,9 м. Степень сжатия в компрессоре составляет $\beta = 23:1$. С двигателей сняли, форсажную камеру, что позволило установить два двигателя. Использование ВРД привело к некоторым проблемам. Для того, чтобы ВРД легко выдерживал ракетный запуск и полёт, требовалась дополнительная защита или же полная изоляция от эффектов взлёта. Ещё одной проблемой стало использование воздушного-реактивного двигателя в высоких слоях атмосферы – при больших скоростях, требовался дополнительный воздух для двигателя. Схема двигателя приведена на рис.5.

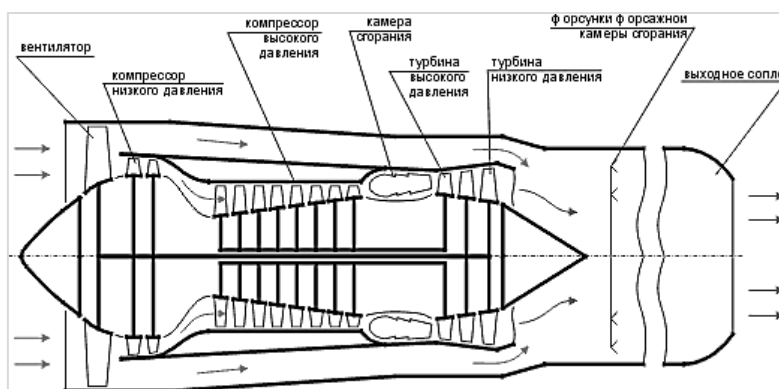


Рис. 5. Схема ТРД А-31Ф

Стоит упомянуть, что главной проблемой нашего времени, из-за которой невозможна реализация, является огромная стоимость данного проекта – один только РН будет стоить около \$200 млн. Чрезвычайно высокие требования к конструкции, для того времени, вынудили бы применять достаточно трудоёмкие способы реализации при производстве. Почти каждый элемент системы требует частного подхода и не подлежит стандартизации производства. Всё это вынуждает энтузиастов – для которых проект «Буран» не остался в прошлом – придумать способы облегчения создания конструкции и её удешевления. Хорошим решением могут послужить применения новых ДУ, современные технологии теплоизоляционных материалов и прорывные изобретения в аэродинамике.

Немного про саму обшивку «Бурана» – она была сделана из обычных авиационных металлов, что не вызывает удивления, так как он в первую очередь ЛА. Но проблемы возникли ещё при моделировании полёта. Как оказалось, космическому кораблю, во время полета, необходимо выдерживать изменение температуры от -130° до 1650° . Данная проблема, привела к разработке новой и высоконадёжной системы теплоизоляции, и малейшая её деталь обязана не допустить аварию, на подобии проекта «Колумбия», где кусок отпавшей теплозащиты на старте привёл к провалу и разрушению корабля.

Требования к теплозащите были следующие: она должна исправно выполнять теплоизоляционные функции и сохранять геометрические характеристики профиля крыла.

Обшивка «Бурана» конфигурировалась из отдельных элементов – так называемых, плиток. Их теплозащитный материал состоял из чистых кварцевых волокон с наружным стреловидным покрытием, которое крепилось клеем к корпусу «Бурана» через демпфирующую фетровую подложку, и она в свою очередь приклеивалась к плитке с помощью эластичного клея.

Составляющие самой ракеты и её обшивки, а именно металлы и их композиты, со времен первого полёта РН «Энергия» сильно изменились. Появились новые виды композитных материалов, которые позволяют достигать тех же тактико-технических характеристик, что и

при использовании прошлых сплавов, но только при меньшей массе всей РС. В светлой перспективе, хорошим примером материала могут являться сплавы на основе углеволокна и сплавы титана, которые, тем самым, снизят массу и укрепят систему, упрочнив её, соответственно.

Перейдём к ДУ РД-170, которая остаётся до сих пор одним из чрезвычайно лучших двигателей в своей категории, и первостатейным в соотношении производимой тяги к расходу, а в силу этого факта, рационально оставить эту часть РН без изменений. Однако, весьма интересным решением для модернизации, является замена горючего, то есть использовать вместо керосина метан, что в свою очередь слегка удешевляет стоимость проекта и обеспечивает преимущество в удельном импульсе, по сравнению с керосином. Исследования по этому вопросу продолжаются и по сей день. Перечислим плюсы подробнее:

- появляется возможность создания восстановительного газогенератора замкнутой схемы;
- более высокие энергетические характеристики, на 5...10%, и тогда, при прежней массе ракеты получим большую массу ПГ;
- существенное упрощение методик очистки конструкции ЖРД и ракетного блока после огневого контрольно-технологического испытания. Это может стать решающим фактором в реализации многоразовой транспортной системы, так как в большинстве случаев, стоимость производства новой ДУ может составлять до 40% от стоимости всей ракеты;
- лучшие охлаждающие свойства метана.

Так, научно-исследовательские работы, выполненные в НПО «Энергомаш» показывают, что схема с дожиганием восстановительного генератора газа, а также лучшие охлаждающие свойства метана, по сравнению с керосином, позволяют снизить требуемую мощность насоса окислителя до 5...6% от всей мощности ТНА.

В испытаниях двигателя РД-191 давление за насосом кислорода составляет ≈ 40 МПа, что гораздо ниже давления за насосом окислителя в схеме кислородо-керосиновой двигателя, где давление ≈ 20 МПа. Данные свидетельствуют о предпочтительности восстановительной схемы, так как отпадает необходимость в разработке высокорасходного и высоконапорного насоса кислорода. Это в свою очередь является необходимым условием в достижении сравнительно высокой надёжности и многоразовости, что также уменьшает стоимость проекта.

РД-701 может послужить хорошей заменой РД-0120 во второй ступени. Тактико-технические характеристики данной ДУ следующие: масса 1,9 тонн; два режима полёта – в атмосфере и в вакууме, с характеристиками тяги $F = 160$ тс и $F = 408$ тс соответственно. На первом режиме, в КС подаются три компонента – керосин (73,7 кг/с), жидкий водород (29,5 кг/с) и жидкий кислород (388,4 кг/с). На втором режиме подаются только водород и кислород с расходами 24,7 и 148,5 кг/с, соответственно. Это позволяет развивать данному РД удельный импульс 415 и 460 с на первом и втором режимах соответственно. Схема двигателя не находится в открытом доступе.

Также, можно использовать современные композитные материалы, для уменьшения его массы, а для повышения аэродинамических характеристик, использовать современные профили крыла, которые заметно улучшат управляемость. Начнём по порядку.

Космический корабль возвращается на Землю при больших скоростях и того чтобы не сгореть в атмосфере необходимо входить в неё по чётко заданной траектории, тормозя при этом о слои воздуха. Хорошую помощь в этом может оказать новейшая разработка адаптивного крыла [5]. Преимуществами такого вида профиля являются: экономия топлива, вследствие выигрыша в аэродинамике полёта ЛА, который испытывает минимальные сопротивления во время полёта; высокая надёжность, так как в конструкции отсутствуют подвижные части, а всяческие изменения геометрии крыла приводят к нарушению целостности конструкции. Схема изменения геометрии приведена на рис. 6 [6].

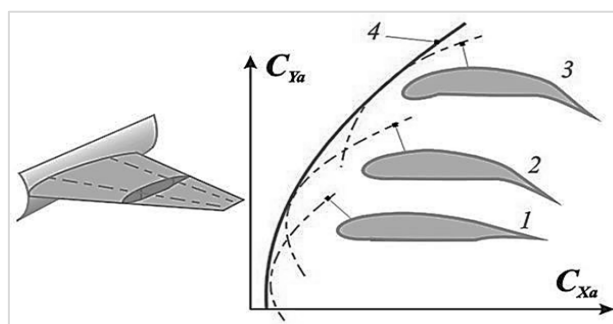


Рис. 6. Схема изменения геометрии крыла

Несмотря на высокую эффективность и исправность всей системы теплоизоляции, придуманной специально для космического корабля, её производство была крайне трудоёмким и трудным. Хорошей современной заменой, не уступающей в своих показателях эффективности, может послужить PIR (теплоизоляция на основе пенополиизоцианурата). Данный материал использовался для теплоизоляции транспортного челнока в американской программе «Space shuttle». Материал позволял сохранить необходимую температуру для топливных баков в условиях больших механических перегрузок.

Главными преимуществами PIR являются – высокие противопожарные характеристики, он не горит, не поддерживает горение и не распространяет фронт пламени благодаря своей структуре. При взаимодействии с огнём наружный слой изоляции обугливается и на поверхности образуется углеродный слой, который защищает внутренний слой полимера и противодействует дальнейшему распространению пламени.

Низкий коэффициент теплопроводности материала PIR обуславливается пористой структурой. Самым лучшим теплоизолятором является инертный газ. При полимеризации открываются закрытые ячейки, в которых он и хранится.

В нынешних реалиях PIR является обиходным материалом в ракетно-космической технике. Использование этого материала снизит стоимость всего проекта и массу космического корабля, так как применение, PIR-а исключает клей, а вместо него наносится специальная пена для соединения деталей, которая в разы легче.

Большое кол-во проблем связанных с использованием ТРД А-31Ф заставляет задуматься о его замене. Многие из перечисленных проблем выше может решить современные ТРД, например, АЛ-41Ф-1С, а большой входной диаметр может решить проблему кислородного «голодания» на разреженных слоях атмосферы. На случай нехватки кислорода присутствует система плазменной бескислородной системы розжига основной и форсажной камер.

В этом поколении решены многие проблемы связанные с перегревом. Сделано это было использованием новой системы охлаждения, а именно специальных литых лопаток.

Не стоит забывать об экстремальных механических нагрузках, которые испытывает вся систем двигателя при старте и входе в атмосферу на высоких скоростях. Данная модель оснащена многократно резервированной системой управления двигателя, позволяющая сохранять работоспособность после воздействия различных «вредных» эффектов.

Библиографический список

1. Данилюк А. Ю., Ключников В. Ю., Кузнецов И. И., Осадченко А. С. Создание сверхтяжёлых ракет-носителей для исследования и освоения Луны и Марса: прошлое, настоящее, будущее // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2014. №2. С. 128 – 136

2. Евтифьев М. Д., Ковригин Л. А., Кольга В. В., Лебедева Л. Н., Филатов В. В. Современные отечественные ракеты-носители. Ракетно-космическая техника: учебное пособие. Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2005. 144 с.

3. Каторгин Б. И., Чванов В. К., Фатуев И. Ю., Ганин А. А. Разработка и внедрение в эксплуатацию маршевых жидкостных ракетных двигателей 14Д21, 14Д22 с повышенным удельным импульсом тяги // Вестник отделения «Космические энергетические системы нового поколения» Российской академии космонавтики. 2004. Вып. 1. С. 7 – 11.

4. Уманский С. П. Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестарт+, 2001. 216 с.

5. Акимов А. Н., Воробьев В. В., Демченко О. Ф., Долженков Н. Н., Матвеев А. И., Подобедов В. А. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / под ред. Н. Н. Долженкова и В. А. Подобеда. М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2005.

6. Гуляев В. В., Демченко О. Ф., Долженков Н. Н., Матвеев А. И., Подобедов В. А., Попов В. М. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / под ред. В. А. Подобеда. М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2005.

УДК 621.454

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОМАССОПЕРЕНОСА В ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЯХ

П. В. Лебедев, П. С. Чернышев

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

В данной работе рассматривается моделирование тепломассопереноса в турбулентных струях, которая охватывает широкий спектр науки и техники, от полёта космического летательного аппарата до движения торпеды. При численном расчёте сопла было рассмотрено четыре режима полета, соответствующих рабочих режимах РДТТ на четырёх разных высотах: 0 км, 10 км, 20 км, 30 км, где атмосферное давление и температура равно соответственно 101325 Па и 288.76 К, 26500 Па и 223.3 К, 5450 Па и 216.7 К, 1197 Па и 226.5 К, наблюдая при этом влияние скорости 5 Маха набегающего потока воздуха на затопленную струю, находим параметры на выходе из сопла и распределение чисел Маха на некотором расстоянии от выхода из сопла до изобарического участка, где равнодействующая сил равна нулю и её импульс не меняется.

В ходе численного моделирования также были выбраны геометрические характеристики сопла с критическим диаметром 250 мм, и диаметром 1250 мм на выходе. Параметры атмосферы для данных высот были взяты согласно модели «Атмосфера стандартная» по ГОСТ 4401-81.

Для численного моделирования была построена регулярная, квазиортогональная сетка с возмущениями в области ядра потока и разрежением к стенке. Для более точного решения на скачках уплотнения была установлена релаксация сетки.

В каждом численном расчёте использовалась единая численная модель и граничные условия: решались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса с уравнением энергии и уравнением непрерывности, с применением модели турбулентности $k-\omega$ SST, также была выбрана модель совершенного газа с изменяемой от температуры вязкостью. Массовые доли были найдены с помощью свободного программного комплекса написанного на языке MATLAB. В критическом сечении сопла установлено граничное условие избыточного давления, равное 10^7 Па. Внешние гравитационные силы не учитываются, следовательно количество движения не меняется.

В качестве результатов были представлены поля чисел Маха сопла на разных высотах полёта. Из данных полей течения видно, что на малых высотах сопло работает в режиме сильного перерасширения, благодаря чему и возникает отрыв продуктов сгорания с внутренней поверхности сопла. На большой высоте сопло работает в режиме недорасширения, поэтому поток газа продолжает расширяться даже при выходе из сопла.

Как показывают многочисленные опыты, одним из основных свойств такой струи является постоянство статического давления во всех области течения, в следствии чего скорость в потенциальном ядре струи остается постоянной. Размывание струи за пределами начального участка выражается не только в её утолщении, но и также в изменении скорости вдоль её оси.

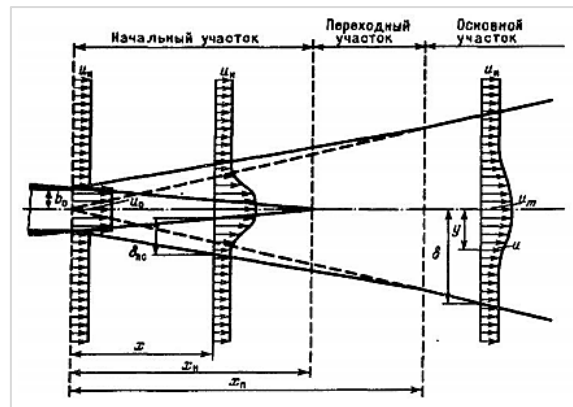


Рис. 1. Схема струи

В общем виде уравнение для вычисления силы тяги выглядит следующим образом:

$$R = w_a dm + \int_{F_a} (p_a - p_n) dF$$

В случае данного расчета операция интегрирования, как и нахождение количества движения газа, вытекаемого из объема сопла ($w_a dm$), находятся численно, т.е. По результатам расчета. Такой подход к расчету развиваемой соплом силы тяги был выбран исходя из того факта, что уравнение для расчета тяги, которое зачастую для этого используется (и является выводом из вышеупомянутого уравнения), имеет некоторые допущения, которые не позволяют получить корректные результаты при применении их, например, на сопла внешнего расширения.

Из данных полей течения видно, что на малых высотах сопло работает в режиме сильного перерасширения, благодаря чему и возникает отрыв продуктов сгорания с внутренней поверхности сопла.

На большой высоте сопло работает в режиме недорасширения, поэтому поток газа продолжает расширяться даже при выходе из сопла.

На большой высоте, где давление внешней среды крайне мало, начинается процесс разворота потока продуктов сгорания, который может приводить к заносу элементов летательного аппарата, что наблюдается в реальности при запуске сопла в вакууме.

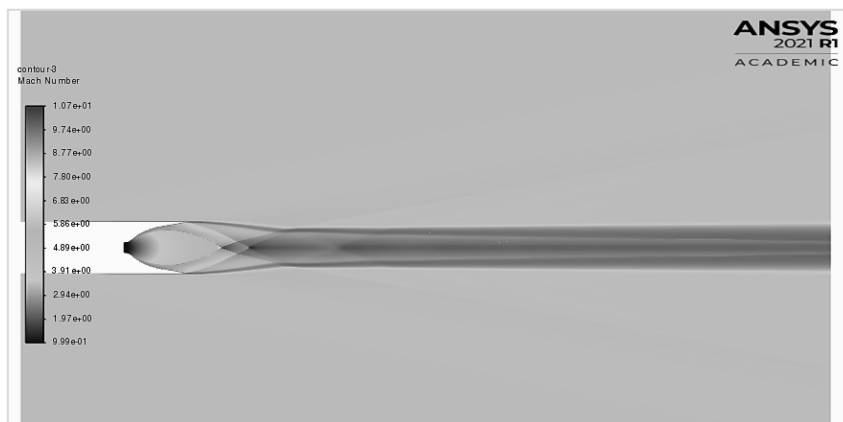


Рис. 2. Картина распределения скорости Маха турбулентной струи факела, при скорости набегающего потока $M=5$, высоте 0 км и атмосферном давлении 101325 Па

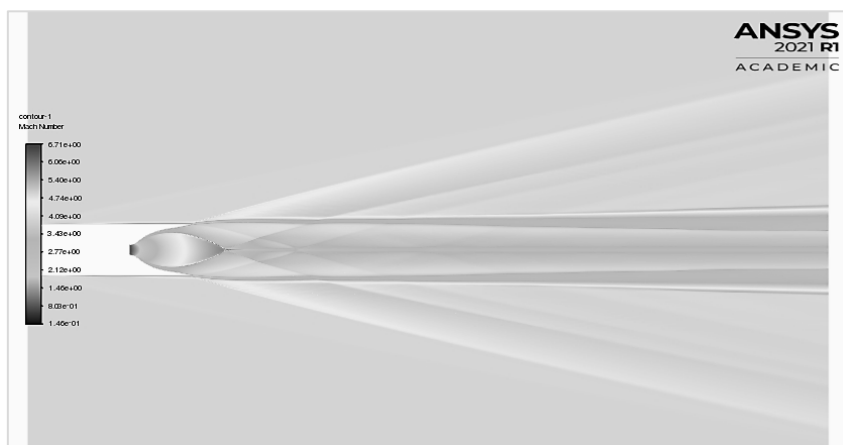


Рис. 3. Картина распределения скорости Маха турбулентной струи факела, при скорости набегающего потока $M=5$, высоте 10 км и атмосферном давлении 26500 Па

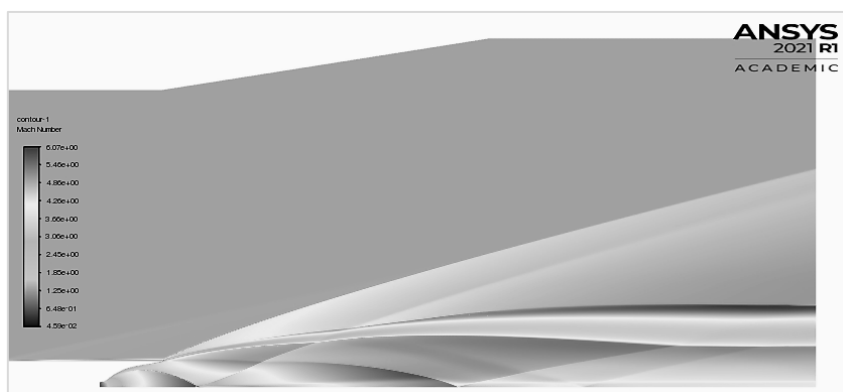


Рис. 4. Картина распределения скорости Маха турбулентной струи факела, при скорости набегающего потока $M=5$, высоте 20 км и атмосферном давлении 5450 Па

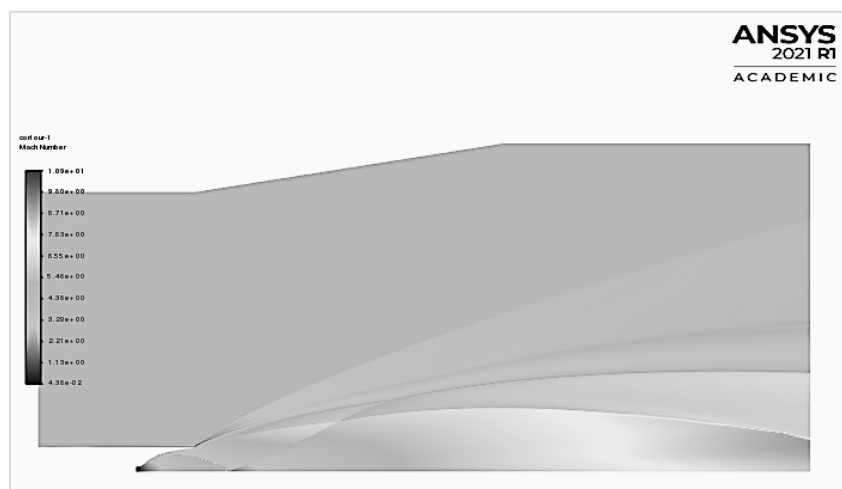


Рис. 5. картина распределения скорости Маха турбулентной струи факела, при скорости набегающего потока $M=5$, высоте 30 км и атмосферном давлении 1197 Па

Библиографический список

1. Волков К. Н., Емельянов В. Н. Вычислительные технологии в задачах механики жидкости и газа. М.: Физматлит, 2012. 468 с.
2. Абрамович Г. Н., Гиршович Т. А. Теория турбулентных струй. М.: Наука, 1984. 708 с.
3. Вулис Л. А., Ярин Л. П. Аэродинамика факела. Л.: Энергия, 1978. 216 с.

УДК 629.7.058.62

ПОГРЕШНОСТИ ДАТЧИКОВ МЭМС В СИСТЕМЕ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ МБПЛА

Д. Н. Михалёв¹, С. С. Медведев²

¹АО "НПП Радиосвязь"

²Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва

Одним из перспективных направлений развития современной авиации являются малые беспилотные летательные аппараты [1]. Если идти по пути миниатюризации, закономерно возникнет потребность в использовании менее габаритной авионики. Таким образом, разработчикам для создания перспективных малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (МБПЛА) пришлось отказаться от традиционных инерциальных навигационных систем (ИНС), основанных на гиросtabilизированной платформе. Для самых компактных ЛА чересчур габаритными оказались даже бесплатформенные системы ориентации (БСО) на оптических гироскопах. В такой ситуации одним из решений является применение микроэлектромеханических систем (МЭМС). Ключевым преимуществом гироскопов и акселерометров на основе МЭМС (МЭМС-датчиков) являются их массогабаритные характеристики – размеры наиболее компактных из них не превышают 4 мм. Однако даже самые современные МЭМС-датчики имеют существенный недостаток – по сравнению с

оптическими и инерционными гироскопами они менее точны. Поэтому в системах ориентации и навигации для повышения точности МЭМС-датчиков применяют специальные алгоритмы, которые в основном базируются на использовании различных вариантов фильтра Калмана [2]. В таких алгоритмах для повышения точности могут быть использованы модели погрешностей датчиков. Поскольку последние не публикуются производителями МЭМС, их получают экспериментальным путём [3]. Проводя аналитические и статистические исследования эмпирических данных, полученных в результате подобных экспериментов, можно получить уточнённые математические модели погрешностей различных типов датчиков. Такие модели представляют интерес для разработки алгоритмов повышения точности чувствительных элементов на основе МЭМС.

В настоящее время в научной литературе существуют примеры экспериментов, в которых определяются некоторые виды погрешностей МЭМС-датчиков при различных физических воздействиях в лабораторных условиях [3, 4, 5]. В результате получены полезные данные о характере погрешностей подобных датчиков.

В данной статье описывается эксперимент, проведённый с использованием реальной модели МБПЛА, оснащённого МЭМС-датчиками.

На рис. 1 изображена структурная схема модели бортовой системы управления МБПЛА. Она состоит из следующих элементов:

1. контроллер - STM32F103C8T6;
2. трансивер - модуль беспроводного управления на SI4463;
3. блок датчиков - GY-85;
4. органы управления - 4 бесколлекторных электродвигателя.

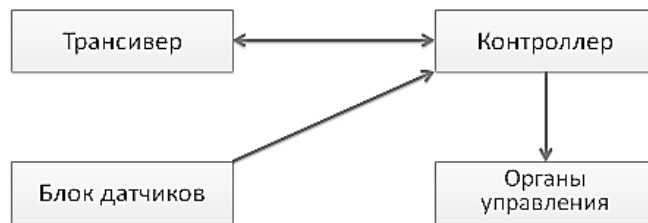


Рис. 1. Структурная схема модели бортовой системы управления МБПЛА

В свою очередь блок датчиков GY-85 состоит из трёх чувствительных элементов:

- ADXL345BCCZ – 3-осевой цифровой акселерометр;
- ITG-3205 – 3-осевой цифровой гироскоп;
- HMC5883L – 3-осевой цифровой компас.

Модель МБПЛА представляет собой малогабаритный летательный аппарат, построенный по вертолётной схеме с четырьмя винтами, - квадрокоптер. Чтобы предотвратить изменение положения датчиков в пространстве, модель закреплена на столе. То есть на протяжении всего эксперимента модель вместе со всеми датчиками остаётся неподвижной, сохраняя все пространственные координаты неизменными. Таким образом, обеспечивается эталонное значение каждой координаты, с которым сравнивается измеренное значение.

Эксперимент проводится в 46 этапов. На каждом этапе тяга двигателей увеличивается дискретно. Каждое увеличение тяги пропорционально длительности управляющего импульса и приблизительно равно 2% тяги. Эксперимент начинается со значения 0% тяги до приблизительно 90%. На каждом этапе измерение длится 20 с. То есть каждому значению тяги соответствуют 20 000 измерений. В процессе проведения эксперимента на каждом этапе данные с датчиков записываются в отдельный файл с интервалом времени в 1 мс. В результате получено 46 файлов с 20 000 значений с трех датчиков по трём ортогональным осям. Пример распределения значений датчиков по времени изображён на рис. 2 (показаны

параметры при тяге двигателей приблизительно в 40%). По оси X отложены временные интервалы, по оси Y – показания датчика.

Как видно из графиков, значения имеют очень высокую дисперсию. Поэтому было принято решение провести статистический анализ показаний датчиков. Для этого был использован программный пакет MATLAB.

С помощью инструментов MATLAB были рассчитаны математическое ожидание и дисперсия каждого датчика в зависимости от тяги двигателей. Графики соответствующих параметров датчиков изображены на рис. 3, 4 и 5. По оси X отложена тяга двигателей, а по оси Y – статистические параметры с соответствующими размерностями.

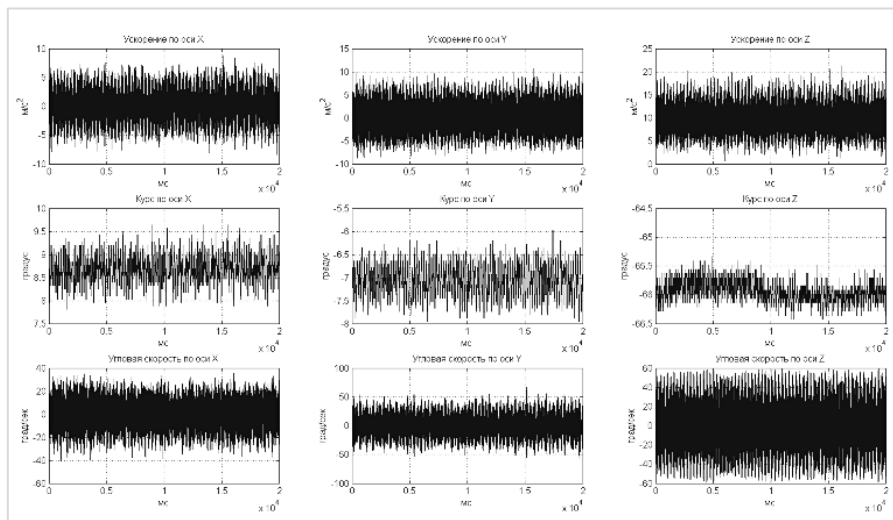


Рис. 2. Пример распределения значений датчиков по времени при тяге в 40%

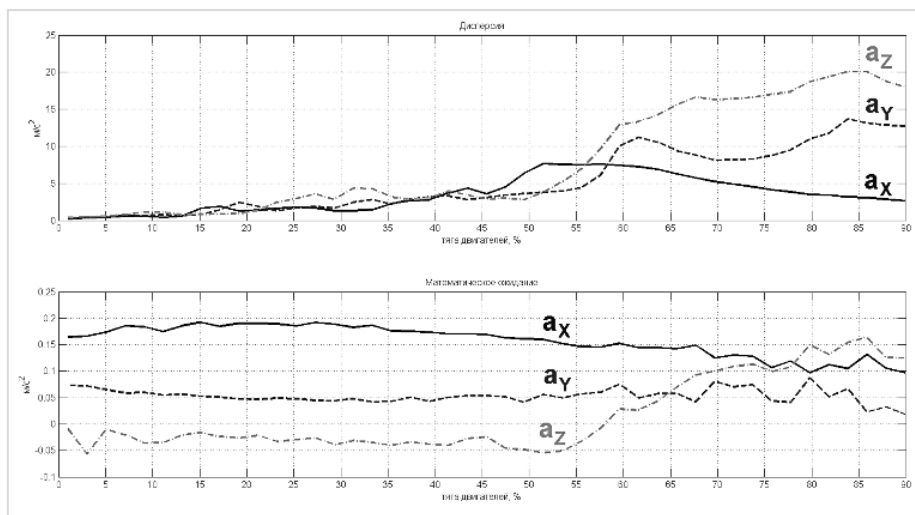


Рис. 3. Статистические параметры показаний акселерометров
(в целях компактности и наглядности графика математическое ожидание ускорения по оси Z приведено за вычетом ускорения свободного падения в точке испытаний, которое принято за $9,815 \text{ м/с}^2$)

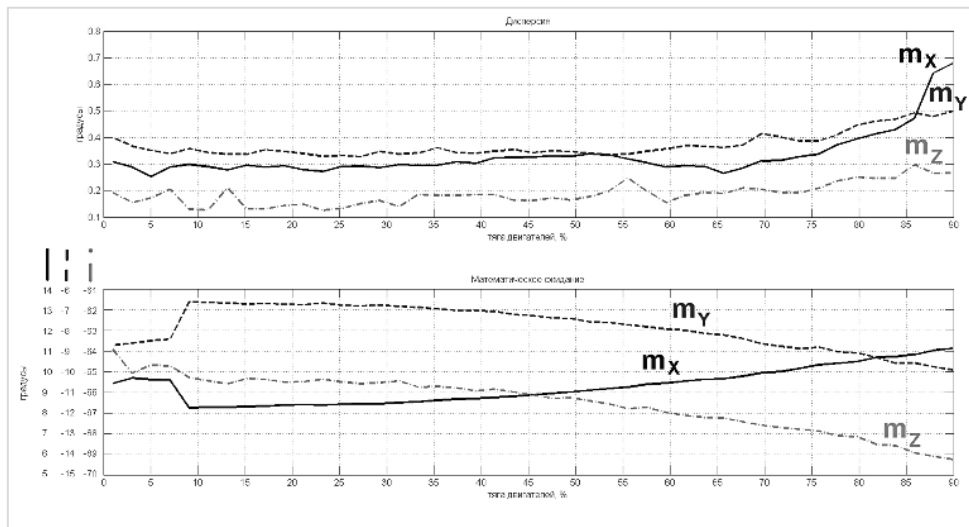


Рис. 4. Статистические параметры показаний магнитометров (слева приведены три столбца со значениями магнитного курса для трёх различных графиков)

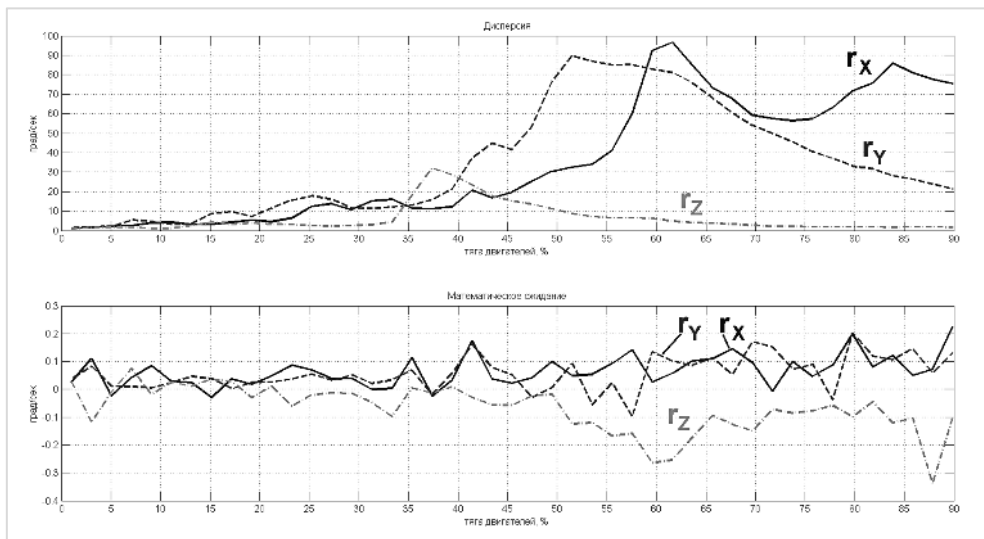


Рис.5. Статистические параметры показаний гироскопов

Помимо этого, для каждого значения тяги для каждой оси каждого датчика было использовано быстрое преобразование Фурье (БПФ). На рис. 6 – 8 представлены спектральные характеристики сигналов датчиков по оси X блока GY-85. По оси X графика отложена частота, по оси Y – амплитуда.

На графике чётко видны пики примерно соответствующие угловым скоростям вращения двигателей. Поскольку четыре двигателя не всегда вращаются синхронно, появляется несколько пиков. Когда вращение двигателей синхронизировано, пики сближаются, либо сливаются в один.

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании БСО и ИНС а также математических моделей погрешностей миниатюрных инерциальных МЭМС-датчиков.

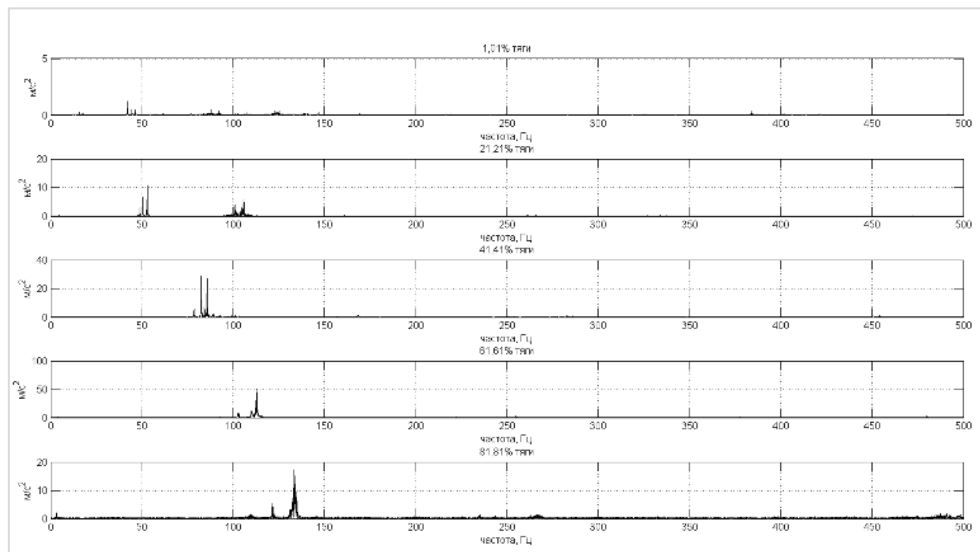


Рис. 6. Спектральная характеристика показаний акселерометра по оси X

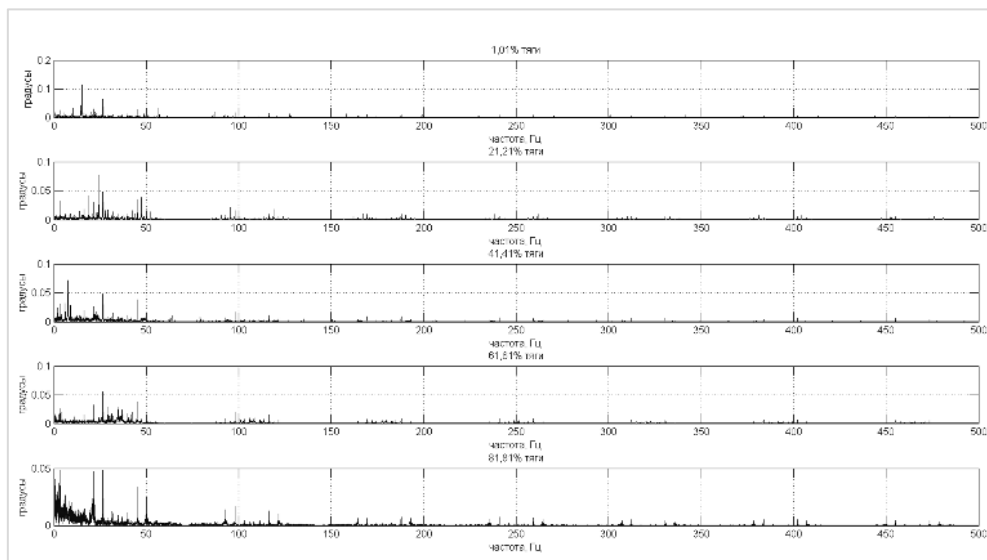


Рис. 7. Спектральная характеристика показаний магнитометра по оси X

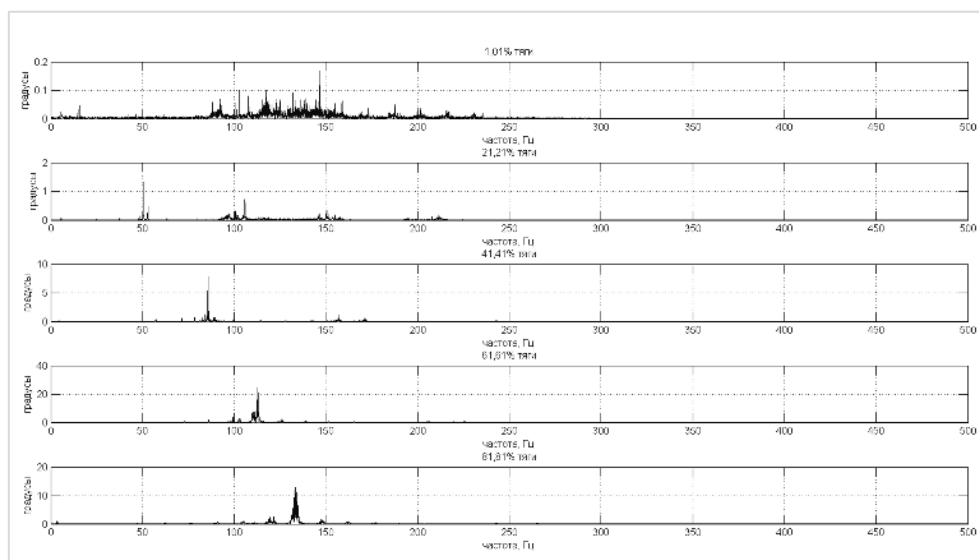


Рис. 8. Спектральная характеристика показаний гироскопа по оси X

Библиографический список

1. *Распопов В. Я.* Микросистемная авионика: учебное пособие. Тула: Гриф и К, 2010.
2. *Аль-Мансур М., Шуаиб И., Джафар А., Потапов А. А.* Аналитический алгоритм оценки пространственного положения и курса объекта // Гироскопия и навигация. 2019. Том 27, №1 (104), С. 72 – 92.
3. *Аксенов В. В.* Инструментальные средства для экспериментального построения модели погрешностей МЭМС акселерометра // Инженерный вестник Дона. 2020. №11.
4. *Ломакин М. А.* Особенности построения модели погрешности микроэлектромеханических датчиков при решении навигационной задачи // Инженерный вестник Дона. 2014. №2.
5. *Яковлева Т. В., Кружилин В. С., Крысько-мл. В. А.* О погрешности анализа частотных характеристик в задачах нелинейной динамики нанобалок с помощью Фурье преобразований // XII всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики Сб. трудов. В 4-х томах. Уфа: Башкирский государственный университет. 2019.

УДК 621.45.022.5

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ МИКРОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Р. А. Мелузов, Д. К. Дмитриев

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

Газотурбинные двигатели имеют широкую область применения: в составе силовых установок самолетов, вертолетов, наземного транспорта, на речных и морских судах, а также в наземных энергоустановках и в авиамоделировании. Развитие технологии изготовления двигателей в сочетании с использованием методов математического моделирования позволили

целому ряду предприятий подойти к полномасштабному производству малоразмерных двигателей [1]. С развитием беспилотной авиации большой интерес уделяется разработке и созданию микродвигателей, которые возможно применить в повседневной жизни, а также в суровых условиях военных действий [2]. К таким установкам относят двигатели с приведенным расходом воздуха менее 0,03 кг/с при суммарной степени повышения давления $\pi_{k\Sigma} \approx 4$ [3]. В настоящее время большинство серийно выпускаемых двигателей выполняются по схеме одновального турбореактивного двигателя. Наиболее близкими аналогами являются двигатели компаний JetCat и KingTech [4]. Производство этих двигателей осуществляется традиционными методами, что является трудоёмким и дорогостоящим процессом.

В современных условиях вычислительный эксперимент является важным процессом при изучении задач, связанных с расчетом характеристик летательных аппаратов. Важным процессом вычислительного моделирования гидродинамики является процесс горения. На данный момент времени не существует универсальных численных схем, подходящих для всех режимов горения и температурных диапазонов, поэтому подобные схемы строятся для частных случаев, позволяющих упростить систему уравнений. Программный комплекс Ansys Fluent использует неструктурированную сеточную технологию. В программу включены ламинарные и турбулентные модели гидродинамики, теплопередачи, фазовых переходов и радиации, а также модели для расчета кавитации, сжимаемых жидкостей, теплообмена, теплопроводности, реальных газов, и модуль для расчета влажного пара. Комплекс является лидером при расчете химических реакций и задач горения [5-6].

Организация высокоэффективного и устойчивого процесса горения керосинного топлива в движущемся потоке сжатого воздуха в условиях малого объема и времени пребывания топливно-воздушной смеси в жаровой трубе является сложной технической задачей. Камера сгорания должна обеспечивать надежную стабилизацию пламени и высокую полноту сгорания топлива. По этой причине основными критериями надёжности проектных решений остаются различные экспериментальные исследования.

В представленной работе рассматриваются несколько исполнений камер сгорания, предназначенных для установки на микроразмерный газогенератор, адаптированных под производство с использованием аддитивных технологий [7-8]. Работа над данными камерами велась при участии в студенческом конструкторском бюро «Разработка авиационных двигателей» на базе базовой кафедры АО «ОДК-Климов».

Целью данной работы является численное моделирование процесса горения на двух режимах работы двигателя: максимальная тяга и малый газ, а также анализ распределения параметров потока в камере сгорания энергоустановки. Моделирование выполняется в пакете программ Ansys Fluent.

В связи с ограничением расчётных мощностей было принято решение выполнять моделирование на несимметричном сегменте в 60 градусов. Наиболее приемлемым вариантом конструкции форсунок для микроразмерных двигателей является использование испарительных форсунок. Действительный результат распределения параметров следует оценивать вблизи одной форсунки. Сеточная расчетная область составила примерно два млн. ячеек и строилась со сгущением к отверстиям подачи воздуха, форсуночному пространству, в области поступления воздуха от компрессора и в области подачи топлива, а также на выходе из камеры.

Газодинамика процесса математически описывается системой уравнений Навье-Стокса, выражающей законы сохранения массы, импульса и энергии, однако, решение задачи усложняется в силу того, что течение является турбулентным. Для технических приложений более применимым является метод, базирующийся на решении осредненных уравнений Навье-Стокса или уравнений Рейнольдса. В этом случае мгновенные значения гидродинамических параметров представляются в виде суммы осредненной величины и ее пульсационной составляющей. При турбулентном течении с горением появляются значительные флуктуации плотности. В этом случае осредненные уравнения будут иметь дополнительные неизвестные корреляции, включающие флуктуации плотности, чтобы избежать этого, используют

осреднение по плотности, предложенное Фавром [9]. Применяется модель турбулентности k-ε, для реализации которой решаются два уравнения переноса: для кинетической энергии турбулентности и удельной диссипации кинетической энергии турбулентности. Подключается модель горения Species Transport, основанная на уравнении переноса и сохранения химических веществ. Предложенная модель горения наиболее популярна и удобна для моделирования смешения и транспортировки химических веществ, учитывающих процессы диффузии, конвекции и химические реакции по каждому компоненту посредством решения уравнений сохранения. Используется модель диссипации вихря Eddy-dissipation, в основе которой лежит модель разрушения вихрей, предложенная Сполдингом. Высокая температура, давление и степень турбулентности в камере сгорания позволяет не учитывать конечную скорость реакции, так как при таких условиях она будет бесконечно большой. Отдельное внимание стоит уделить течению в пристеночных областях, где температура значительно ниже, а, следовательно, и время реакции больше. Однако же в пограничных слоях интенсивность турбулентности ниже, чем в основном потоке, а время смешения больше и рассчитываемая по модели диссипации вихря скорость реакции будет тоже заметно ниже, чем в ядре потока. Таким образом будет осуществлен учет неравновесности состава продуктов сгорания.

Важной составляющей решения системы уравнений является корректное задание граничных условий. В качестве граничных условий были использованы следующие расчетные параметры:

Для режима работы – Максимальная тяга:

- Топливо: Керосин;
- Давление на входе в КС: 230 кПа;
- Давление на выходе из КС: 210 кПа;
- Давление топлива: 3 атм;
- Расход воздуха: 0,05 кг/с;
- Расход топлива: 0,001 кг/с;
- Температура воздуха на входе в КС: 386 К;
- Температура топлива на входе: 350 К;
- Температура продуктов сгорания на выходе из КС: 1040 К.

Для режима работы – Малый газ:

- Топливо: Керосин;
- Давление на входе в КС: 1,05 атм;
- Давление на выходе из КС: 1 атм;
- Давление топлива: 1,05 атм;
- Расход воздуха: 6,667 г/с;
- Расход топлива: 0,02 г/с;
- Температура воздуха на входе в КС: 386 К;
- Температура топлива на входе: 350 К;
- Температура продуктов сгорания на выходе из КС: 800 К.

В результате численного моделирования были получены газодинамические параметры, которые представлены на рис. 1 – 15.

При анализе распределения параметров первого исполнения геометрии в режиме максимальной тяги было выявлено, что происходит устойчивое горение в жаровой трубе камеры сгорания. Керосин сжигается полностью, что свидетельствует о правильном проектировании камеры в целом. Однако зона повышенных температур распространяется к турбине, этот недочет присутствует во многих газотурбинных двигателях и требует доработки. В режиме малого газа горение возникает в полости испарительной форсунки, максимальные температуры приходится на внутреннюю стенку жаровой трубы. Подобное горение в режиме малого газа может оказать отрицательное влияние на термостойкость материала и эксплуатацию двигателя в целом.

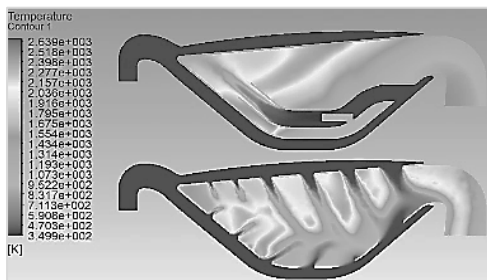


Рис. 1. Распределение температуры в первом исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

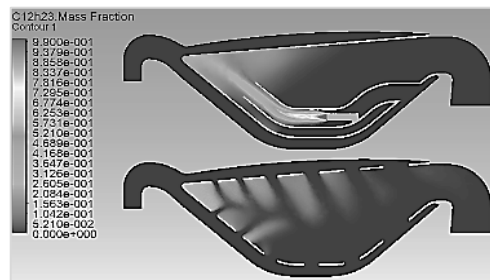


Рис. 2. Распределение керосина в первом исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

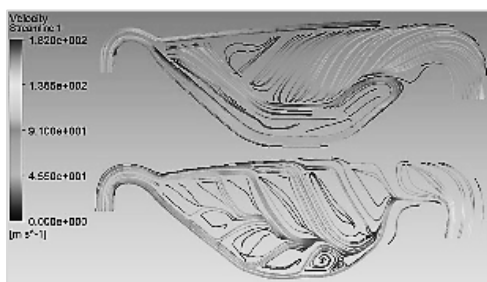


Рис.3. Линии тока в первом исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

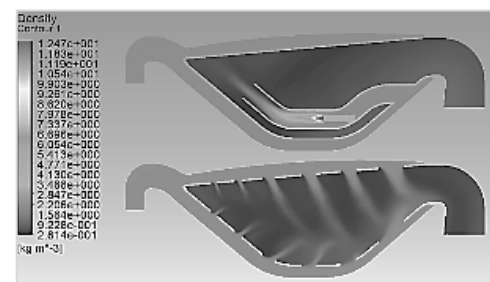


Рис. 4. Распределение плотности в первом исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

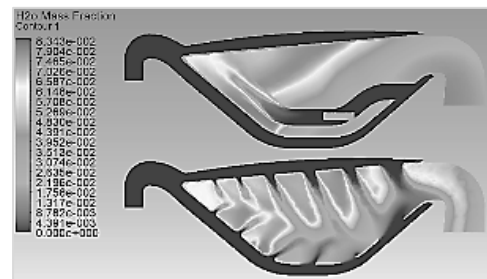


Рис. 5. Распределение водяного пара в первом исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

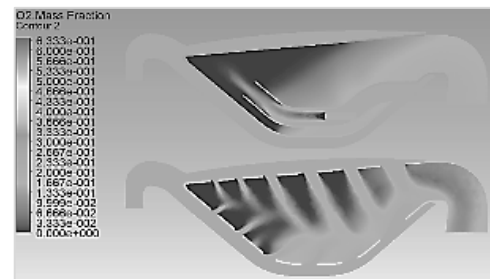


Рис. 6. Распределение кислорода в первом исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

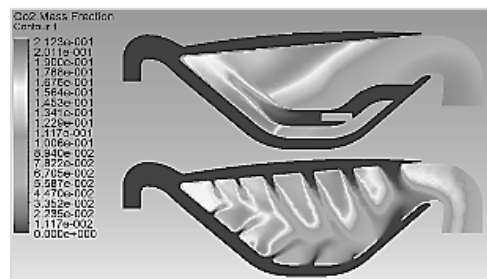


Рис. 7. Распределение углекислого газа в первом исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

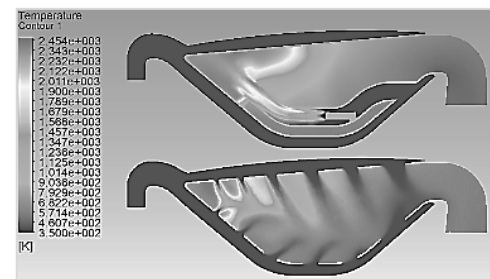


Рис. 8. Распределение температуры в первом исполнении геометрии на режиме малого газа

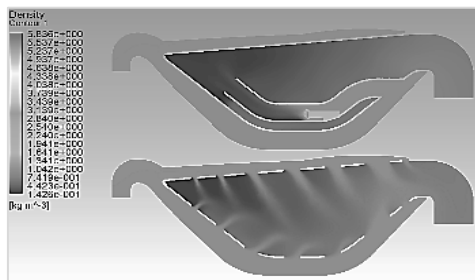


Рис. 9. Распределение плотности в первом исполнении геометрии на режиме малого газа

Во втором исполнении геометрии был расширен внешний канал камеры сгорания над второй половиной жаровой трубы и сокращено количество отверстий подачи воздуха. При анализе распределения параметров в режиме максимальной тяги было выявлено, что фронт пламени сместился ближе к выходу. Изменения произошли за счёт того, что при уменьшении количества отверстий подачи воздуха большая масса воздуха стала поступать в испарительные форсунки, что, в свою очередь, способствовало повышению скорости истечения топливно-воздушной смеси из испарительной форсунки. В режиме малого газа область горения возникла в нижней части испарительной форсунки.

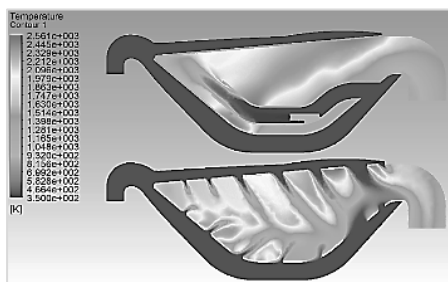


Рис. 10. Распределение температуры во втором исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

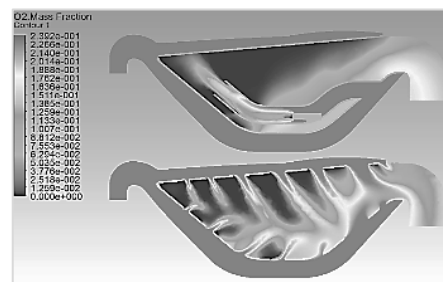


Рис. 11. Распределение кислорода во втором исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

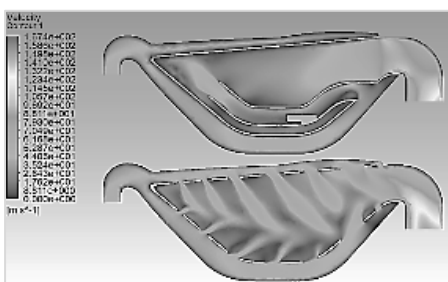


Рис. 12. Распределение скорости во втором исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

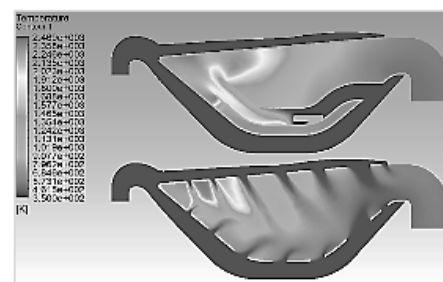


Рис. 13. Распределение температуры во втором исполнении геометрии на режиме малого газа

В третьем исполнении камеры сгорания были взяты конструктивные решения из двух предыдущих моделей, улучшающие процесс горения, а именно – расширение канала над внешней стенкой жаровой трубы и возвращение изначального количества отверстий подачи воздуха на внутренней стенке, также был расширен канал у внутренней стенки, чтобы отодви-

нуть процесс горения от неё. При анализе распределения параметров в режиме максимальной тяги было выявлено, что зона горения заняла все пространство двух предыдущих вариантов. В режиме малого газа максимальное тепловое воздействие на внутреннюю стенку жаровой трубы стало меньше.

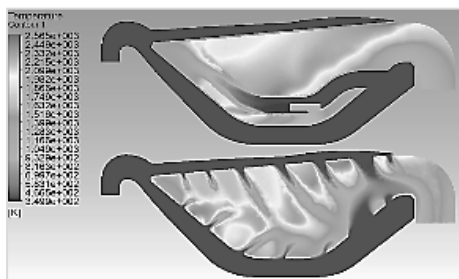


Рис. 14. Распределение температуры в третьем исполнении геометрии на режиме максимальной тяги

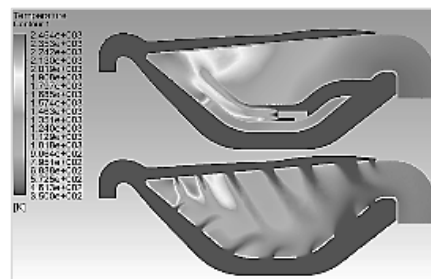


Рис. 15. Распределение температуры в третьем исполнении геометрии на режиме малого газа

Результаты моделирования показали, что камеры сгорания, адаптированные под аддитивные технологии, обеспечивают необходимые параметры для горения топлива. Первая геометрическая модель оказалась наиболее приемлемой, однако, необходимо уменьшить тепловое воздействие на контур жаровой трубы.

В дальнейшем планируется продолжение исследований в направлении оптимизации геометрии и создание камеры, адаптированной под производство с использованием аддитивных технологий, которая впоследствии может быть установлена на испытательный стенд для последующей студенческой научно-исследовательской работы.

Библиографический список

1. Микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов [Электронный ресурс] // Официальный сайт Studmed.ru [Электронный ресурс]. [Б. м.], 2020. – URL: https://www.studmed.ru/view/rostopchin-vv-mikro-trd-dlya-bespilotnyh-letatelnyhapparatov_ca4c532a999.html (дата обращения 10.03.2021).
2. Проблемы и перспективы развития микрогазотурбинных двигателей для беспилотных аппаратов [Электронный ресурс] // Официальный сайт journals.ssau.ru. [Б. м.], 2020. URL: <https://journals.ssau.ru/index.php/vestnik/article/view/1770/1771> (дата обращения 10.03.2021).
3. Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю., Остапюк Я. А. Особенности компьютерного моделирования рабочего процесса малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т.15, №4. С. 91 – 101.
4. Дмитриев Д. К., Побелянский А. В. Модульная малоразмерная газотурбинная энергетическая установка весом 200 гр. // «Молодежь. Техника. Космос: труды XI Общероссийской молодежной НТК». Том 1. СПб: БГТУ «Военмех», 2019. С. 146 – 149.
5. Бруйка В. А., Фокин В. Г., Солдусова Е. А., Глазунова Н. А., Адеянов И. Е. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: учебное пособие. Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. 271 с.
6. Бруйка В. А., Фокин В. Г., Кураева Я. В. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: учебное пособие. Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2013. 149 с.
7. Дмитриев Д. К., Побелянский А. В. Учет влияния микроразмерности двигателя на коэффициент полезного действия лопаточных машин микроразмерных ГТД // «Молодежь.

Техника. Космос: труды XII Общерос. молодежн. НТК». Том 2. СПб: БГТУ «Военмех», 2020. С. 191 – 195.

8. *Побелянский А. В., Левихин А. А.* Исследование возможностей аддитивных технологий при создании элементов двигательных установок // В сб: Аддитивные технологии: настоящее и будущее. Сборник докладов VI Международной конференции. Москва, 2020. С. 19 – 36.

9. *Юн А. А.* Теория и практика моделирования турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений. М.: 2009. 287 с.

10. *Рудаков О. А., Саркисов А. А.* Основы теории и расчёт камеры сгорания газотурбинного двигателя: учебное пособие. СПб: Изд-во СПГТУ, 1992. 89 с.

11. *Сахин В. В.* Устройство и действие энергетических установок. Кн. 2. Газовая турбина. Теплообменные аппараты: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2015. 133 с.

12. *Юнаков Л. П.* Термодинамический расчёт ТРД и ТРДФ: практическое пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2013. 64 с.

13. Ansys [Электронный ресурс] // ansyshelp – Электрон. дан. 2020. URL: https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v195/flu_th/flu_th_usingman.html (дата обращения 13.03.2021).

УДК. 629.7.058.42

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ФАКТОРА ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА ЛАЗЕРНЫХ ДАЛЬНОМЕРОВ ДЛЯ СИСТЕМ ВЗЛЁТА-ПОСАДКИ БПЛА ВТ

Ю. Ю. Петрова, А. А. Кундиус

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

За правильность работы системы беспилотного летательного средства отвечают множество подсистем. Одной из наиболее важных является подсистема для определения высоты БПЛА при его взлёте или посадке. Этой подсистемой может выступать лазерный дальномер. В основном с этой целью используются дальномеры, построенные по биаксиальной схеме [1]. В связи с этим, до сих пор является актуальной задача по разработке и созданию компактных отечественных лазерных дальномеров. При разработке дальномера необходимо учитывать ряд параметров. Геометрический фактор (далее OVF) является одним из основных параметров при разработке дальномера, так как напрямую влияет на габаритные размеры устройства, а также на измеряемые дистанции до поверхности объекта.

Определить OVF можно, как отношение энергии, попавшей в поле зрения приёмника к энергии, направленной на объект [2]. На рис. 1 представлены зоны перекрытия лазерного пятна приёмником в зависимости от дистанции до объекта.

Методика расчёта OVF заключается в нахождении площади пересечения лазерного пятна с полем зрения приёмника на определенной дистанции. Отношение этой величины к площади пятна и будет являться геометрическим фактором. Рассмотрим, как его можно рассчитать для дальномера, разработанного по биаксиальной оптической схеме.

В общем случае лазерное пятно и поле зрения приёмника рассматривают в форме эллипса, следовательно, зону перекрытия можно рассчитывать, как площадь пересечения двух эллипсов окружностей. Поэтому для начала необходимо найти значения полуосей эллипсов на дистанции L.

Очевидно, что с увеличением дистанции лазерное пятно и поле зрения приёмника будут увеличиваться. Тогда найти значения полуосей на дистанции можно по формуле, основанной на базовых тригонометрических выражениях:

$$R_{\pi} = \tan(a + \Delta a) * L + R_{\pi 0} \quad (1)$$

где R_{π} – полуось эллипса на дистанции L [м], a – угловое поле зрения или расхождение излучения [радианы] после фокусирующей линзы, $R_{\pi 0}$ – начальное значение полуоси эллипса [м] (берётся из спецификаций на оптоэлектронные элементы), Δa – добавочное значение угла расходимости излучения или поля зрения приёмника, из – за разъюстировки оптического элемента.

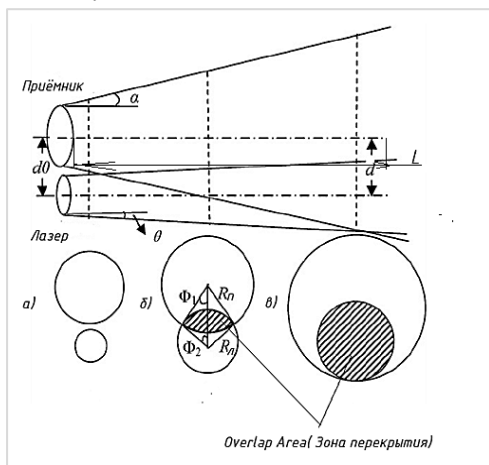


Рис. 1. Возможные варианты перекрытия лазерного пятна полем зрения приёмника:
 а) приёмник не перекрывает пятно;
 б) приёмник частично перекрывает пятно;
 в) приёмник полностью перекрывает пятно

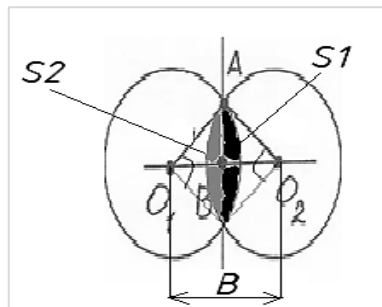


Рис. 2. Пересечение эллипсов

Площадь пересечения двух эллипсов можно найти как сумму площадей 2-х областей. Первая область равна площади от первого эллипса S_1 , а вторая область равна площади от второго эллипса. На рис. 2 представлен вариант пересечения эллипсов.

Расчёт осуществляется через интегралы. В качестве функции интегрирования выступает параметрическое уравнение эллипса:

$$y = \sqrt{\left[1 - \frac{(x-x_0)^2}{a^2}\right] * b^2} \quad (2)$$

где a, b – полуоси первого эллипса, x_0 – смещение точки пересечения эллипсов, вызванное расхождением или схождением осей передающего и принимающего канала дальномера:

$$x_0 = L * \sin(\delta r) \quad (3)$$

где δr – расхождение или схождение оптической оси приёмного или передающего канала дальномера.

Для второго эллипса формула (2) претерпевает изменение:

$$y = \sqrt{\left[1 - \frac{(x-B)^2}{c^2}\right] * d^2} \quad (4)$$

где c, d – полуоси второго эллипса, B – база между приёмником и передатчиком на дистанции L :

$$B = B_0 + L * \sin(\delta t) \quad (5)$$

где δt – расхождение или схождение оптической оси передающего или приёмного канала дальномера, B_0 – начальное значение базы между приёмником и передатчиком.

Площадь области от первого эллипса можно рассчитать по следующей формуле:

$$S_1 = \int_{x_1}^{a+x_0} \sqrt{\left[1 - \frac{(x-x_0)^2}{a^2}\right] * b^2} dx \quad (6)$$

где x_1 – координата точки пересечения эллипсов по оси X.

Площадь области от второго эллипса можно рассчитать по следующей формуле:

$$S_2 = \int_{B-c}^{x_1} \sqrt{\left[1 - \frac{(x-B)^2}{c^2}\right]} * d^2 dx \quad (7)$$

Разность В-с позволяет найти точку на большой полуоси второго эллипса от которой производится расчёт площади 2 области.

Площадь эллипса (в данном случае площадь лазерного пятна) можно рассчитать по следующей формуле:

$$S_{ell} = \int_{B-c}^{B+c} \sqrt{\left[1 - \frac{(x-B)^2}{c^2}\right]} * d^2 dx \quad (8)$$

После нахождения всех составных параметров, геометрический фактор можно найти по следующей формуле:

$$G(L) = \frac{S_1 + S_2}{S_{ell}} \quad (9)$$

Для демонстрации методики расчёта на практике в качестве источника излучения выбрали лазерный диод SPL LL90_3 размерами излучающей площадки 10x200 мкм. У данного диода лазерное пятно вырождается в эллипс. В качестве приёмника выбрали лавинный фотодиод AD500-8 диаметром чувствительной площадки 500 мкм. База между приёмником и источником 22 мм. Также были выбраны линзы объективов. В качестве линзы приёмника выбрана линза диаметром 25 мм с фокусным расстоянием 15 мм. В качестве линзы передатчика выбрана линза диаметром 6 мм с фокусным расстоянием 6 мм. Расходимость излучения на выходе линзы передатчика: 17 мрад по горизонтали и 0,8 мрад по вертикали. Расходимость излучения на входе линзы приёмника: 17 мрад.

На рис. 3 представлен геометрический фактор в идеальном случае для выбранных оптоэлектронных элементов, без разфокусировок и расхождений (схождений) оптических осей.

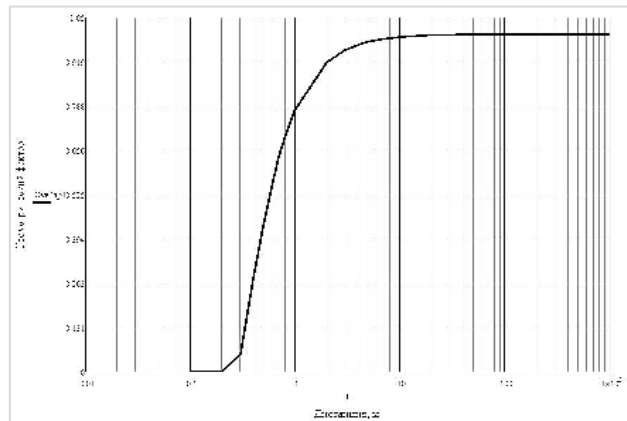


Рис. 3. Геометрический фактор для идеального случая.

По рис. 3 видно, что геометрический фактор с увеличением дистанции возрастает до своего максимального значения, которое всегда равно 1.

Рассмотрим более подробно возможные отклонения оптической системы от идеальной (в идеальном случае приёмник и источник находятся в фокусах фокусирующих объективов). Первое возможное отклонение – это когда источник находится перед фокусом объектива (рис. 4).

В данном случае лазерные лучи, вышедшие из источника, не пойдут параллельно после фокусирующей линзы, а сфокусируются где-нибудь на оптической оси. Это приведёт к тому, что приёмник обнаружит отпавленный сигнал позже (на более дальней дистанции), что увеличит слепую зону, а значит, уменьшит значение OVF.

Второе возможное отклонение – это когда источник находится за фокусом объектива (рис. 5).

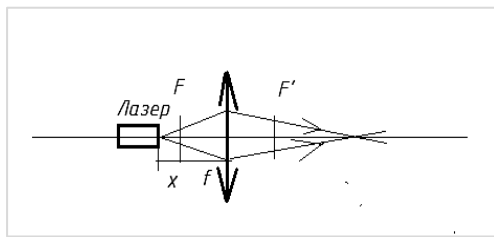


Рис. 4. Лазер находится перед фокусом

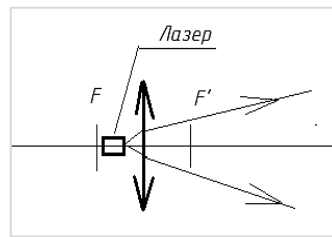


Рис. 5. Лазер находится за фокусом

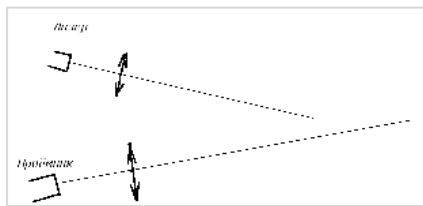


Рис. 6. Оптические оси передающей и приёмной подсистем сходятся

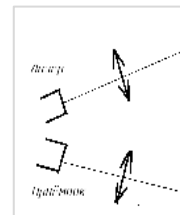


Рис. 7. Оптические оси передающей и приёмной подсистем расходятся

В этом случае лазерные лучи после объектива начнут расходиться, что может привести к потерям энергии, а, следовательно, к ухудшению полезного регистрируемого сигнала, что в свою очередь приведет к снижению значений SNR. Однако обнаружение произойдет быстрее, что поспособствует уменьшению слепой зоны (OVF начнет расти быстрее)

Третье возможное отклонение – оптические оси передающей и приёмной подсистем пересекаются (рис. 6).

С одной стороны, такое положение осей приведет к более быстрому обнаружению лазерного сигнала приёмником, однако начиная с определённой дистанции значение геометрического фактора начнет уменьшаться, что приведет к потерям полезного сигнала.

Четвертое и последнее возможное отклонение - оптические оси передающей и приёмной подсистем расходятся (рис. 7).

В данном случае геометрический фактор достигнет максимальное значение равное 1 на достаточно большом расстоянии или не достигнет его вовсе. Это значит, что часть полезного сигнала на приёмнике будет потеряна.

Стоит также отметить, что данные случаи могут сочетаться друг с другом. Например, источник будет находиться за фокусом передающего объектива, а оптические оси передающей и приёмной подсистем будут пересекаться. В данном случае полезный сигнал будет обнаружен довольно быстро, но на дальней дистанции фактически потеряет свою мощность.

Для демонстрации изменений геометрического фактора при различных отклонениях в оптической системе от идеальной были заданы соответствующие допуски: разфокусировка источника ± 2 мм и схождение(расхождение) осей не более 1° . На рис. 8 представлены значения геометрического фактора в зависимости от дистанции для рассмотренных случаев отклонений в оптической системе.

По рис. 8 видно, что при расхождении осей и разъюстировке источника в плюс или в минус, геометрический фактор не достигает значения, равного 1 даже на дальних дистанциях, а при схождении осей и разъюстировке источника в плюс или в минус значение геометрического фактора начинает уменьшаться, начиная с определенной дистанции при достижении своего максимального значения.

В реальности же значения геометрического фактора могут отличаться от теоретических, рассчитанных по формулам (1) – (9). Поэтому для определения истинного значения

геометрического фактора на дистанции R используют специальные установки. Пример такой установки приведен на рис. 9 [3].

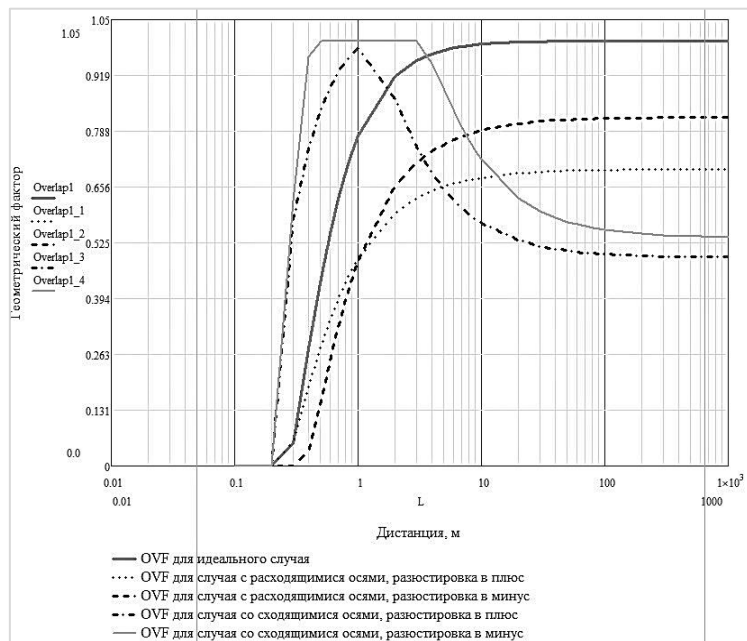


Рис. 8. Различные случаи для геометрического фактора

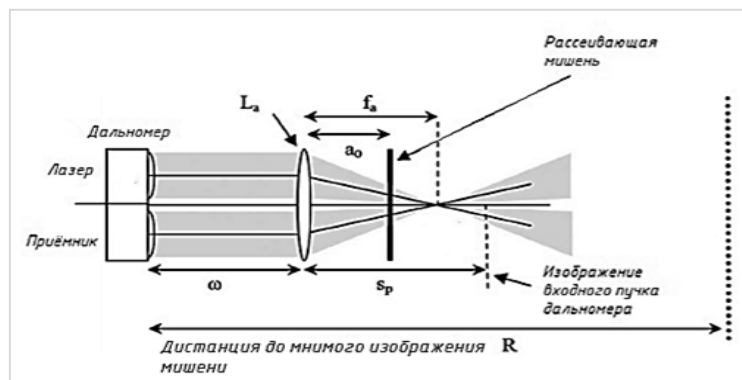


Рис. 9. Установка для измерения геометрического фактора

Установка состоит из устройства, для которого измеряется геометрический фактор, линзы, формирующей изображение и рассеивающей мишени.

Расстояние R до мнимого изображения мишени можно найти из соотношений Гауссовой оптики:

$$R(a_0) = w + \frac{f_a \cdot a_0}{a_0 - f_a} \quad (10)$$

где w – расстояние от дальномера до линзы, формирующей изображение, f_a – фокусное расстояние линзы, формирующей изображение, a_0 – расстояние от линзы, формирующей

изображение до рассеивающей мишени. Изменяя w и a_0 можно получить различные дистанции до мнимого изображения.

Необходимо рассчитать ещё 1 параметр – расстояние от мишени до изображения входного пучка. Найти его можно по следующей формуле:

$$R_p = s_p - a_0 \quad (11)$$

где s_p – расстояние от линзы, формирующей изображение до изображения входного пучка дальномера, которое можно найти из соотношений Гауссовой оптики:

$$s_p = \frac{f_a * w}{w - f_a} \quad (12)$$

Геометрический фактор можно определить по следующей формуле:

$$G(R) = \frac{O(R)}{R^2} \quad (13)$$

где $O(R)$ – функция перекрытия, R – дистанция до мишени (до мнимого изображения мишени).

$O(R)$ – можно определить исходя из лидарного уравнения, с учётом корректировки R_p :

$$O(R) = CP(R)R_p^2 \quad (14)$$

где $P(R)$ – отражённая мощность на приёмнике, R_p^2 – поправка на дальность.

$$C = \frac{1}{K * B(R) * T(R)} \quad (15)$$

где K – фактор эффективности системы (пропускание оптической системы), $B(R)$ – коэффициент обратного отражения, T – потери на атмосфере. В лабораторных условиях C принимают за постоянную величину.

На практике использовать установку, изображённую на рисунке 9 не просто. Это вызвано тем, что дистанция R до мнимого изображения мишени является нелинейной функцией, зависимой от дистанции a_0 до мишени, что в свою очередь приводит к измерениям сгруппированным вокруг фокальной плоскости. Кроме того, для типичных лидарных систем коэффициент корректировки дальности R_p^2 намного сильнее зависит от дистанции до мишени, чем функция перекрытия, и следовательно небольшие ошибки при измерении расстояния до мишени могут вносить большие ошибки при измерении геометрического фактора.

Для устранения этой проблемы в исходную систему (рис. 9) добавляют ещё одну линзу. На рис. 10 приведена такая установка.

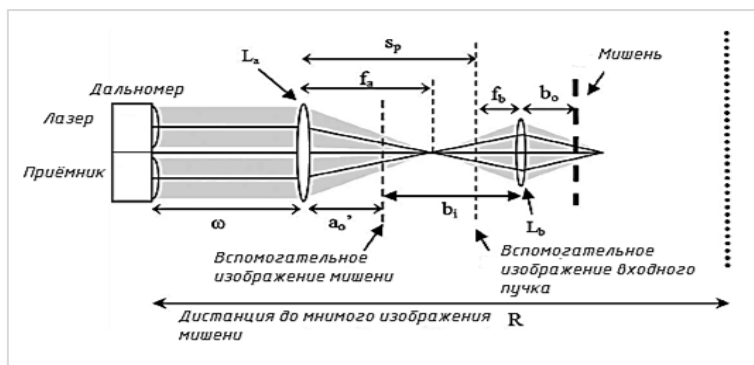


Рис. 10. Установка для измерения геометрического фактора с двумя линзами

Вторая линза (линза L_b на рис. 10) выступает здесь в качестве элемента, который передаёт реальное изображение мишени на первую линзу (линза L_a на рис. 10). Это изображение становится объектом для первой линзы.

Основным преимуществом этой системы является то, что расстояние между линзами можно регулировать так, чтобы изображение входного зрачка дальномера находилось на бесконечности, что устранит необходимость внесения корректировки дальности R_p .

Снова используя соотношения Гауссовой оптики можем вычислить R до мнимого изображения мишени:

$$R(a_0') = w + \frac{f_a * a_0'}{f_a - a_0'} \quad (16)$$

где a_0' – расстояние от первой линзы до вспомогательного изображения мишени, найти которое можно по следующей формуле:

$$a_0' = f_b + s_p - \frac{b_0 f_b}{b_0 - f_b} \quad (17)$$

где f_b – фокус второй линзы, b_0 – расстояние от второй линзы до мишени, s_p – расстояния от первой линзы до вспомогательного изображения входного пучка.

Таким образом, функция перекрытия (14) для установки с 2-я линзами теряет необходимость в поправке на дальность R_p^2 , и следовательно выражение для её расчёта можно записать так:

$$O(R) = CP(R) \quad (18)$$

Расчёт в данном случае становится точнее и немного упрощается.

Таким образом, исследование влияния геометрического фактора на энергетический потенциал дальномера упростит проектирование дальномера на дальнейших этапах разработки, а предложенный метод оценки реальных значений геометрического фактора позволит точно оценить геометрический фактор на определённой дистанции, для разработанного дальномера.

Библиографический список

1. Dji-blog [Электронный ресурс] URL: <https://dji-blog.ru/naznachenie/geodesia/kak-ispolzovat-bespilotnye-platformy-osnashhennye-lidar.html> (дата обращения 24.03.2021).
2. W. Gong, F. Mao, Jun L, "OFLID: Simple method of overlap factor calculation with laser intensity distribution for biaxial lidar", Optics Communications **284**(12):2966-2971 (2010);
3. J. Vande Hey, J. Coupland, M. Hui Foo, J. Richards, and A. Sandford, "Determination of overlap in lidar systems", Applied Optics **50**(30):5791-5797 (2011).

УДК 629.036

ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ ТОРЦЕВОЙ ПОВЕРХНОСТИ В СОПЛОВОМ АППАРАТЕ ТУРБИНЫ

Г. М. Попов, М. В. Акунец

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева

В настоящее время одним из основных направлений повышения эффективности турбины является уменьшение вторичных потерь в межлопаточном канале. Вторичные течения, образующиеся вблизи торцевых поверхностей, взаимодействуют друг с другом и с основным потоком, приводя к появлению дополнительных потерь и изменяя аэродинамические характеристики турбинной решетки.

К основным мероприятиям по снижению вторичных потерь относят локальное профилирование геометрии лопатки (тангенциальный наклон лопаток, саблевидные лопатки). Однако также одним из способов уменьшения вторичных потерь является применение

несимметричных торцевых стенок, которым обычно отводят второстепенную роль. При этом применение несимметричных торцевых стенок позволяет, например, перераспределить давления вблизи втулочного, периферийного сечений и привести не только к уменьшению потерь (за счет изменения структуры вторичных течений), но и увеличить равномерность угла потока на выходе из решетки. В совокупности эти явления могут приводить к повышению эффективности решетки на 0,5% [1].

В свою очередь определение оптимальной формы торцевых, с точки зрения наибольшей эффективности, является сложной задачей – требуется значительное количество как экспериментальных данных, так и расчетов, основанных на численном моделировании, для каждой конкретной решетки. Использование автоматической оптимизации параметрических моделей позволяет не только значительно сократить трудоемкость таких исследований, но и обеспечить больший прирост эффективности.

По этим причинам целью данной работы является оптимизация несимметричной торцевой стенки втулочного сечения с целью повышения эффективности решетки соплового аппарата. В ходе данной работы была создана параметрическая модель с несимметричными торцевыми стенками для решетки сопловых аппаратов из отчета NASA [3], и выполнена оптимизация торцевых поверхностей с точки зрения наибольшей эффективности решетки. Работа была выполнена в три этапа.

Первый этап заключался в создании параметрической модели СА с несимметричными торцевыми стенками (рис. 1).

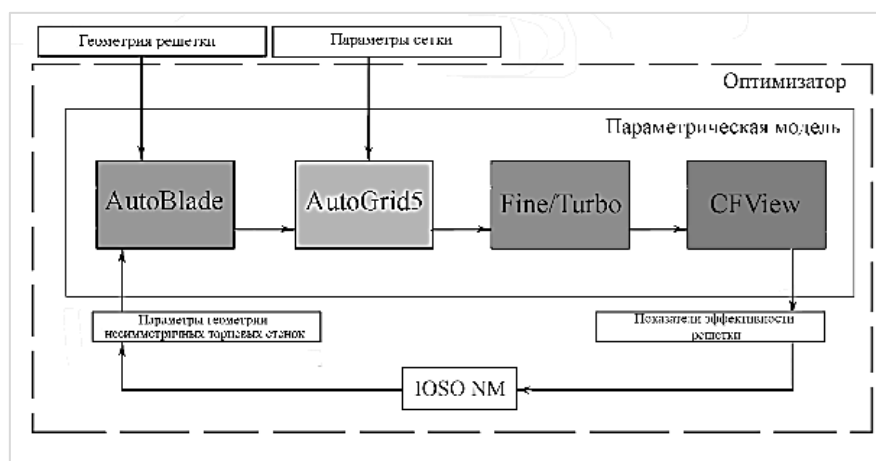


Рис. 1. Схема оптимизационной модели

Для этого была написана программа, позволяющая в автоматическом режиме производить:

1. Построение геометрии несимметричных стенок (по 20 точкам, задающим форму поверхности) в NUMECA/AutoBlade;
2. Построение сетки, по заданным параметрам, с несимметричными стенками в NUMECA/AutoGrid5;
3. Расчет газодинамики в NUMECA/Fine;
4. Определение и обработка результатов в NUMECA/CFView.

В данной работе торцевые стенки задаются набором точек (рис. 2). Оптимальное количество точек вдоль оси (Z) и перпендикулярно оси (Θ) было выбрано на основании данных, представленных в работе [1]: 5 точек вдоль оси и 4 точки в направлении перпендикулярном оси. Геометрия несимметричных стенок была ограничена межлопаточным каналом, что является

более практичным для существующих турбинных решеток в составе двигателя [4]. Максимальные значения радиальных отклонений несимметричных стенок были взяты из условия обеспечения приемлемой технологичности деталей – 25% от осевой хорды [2].

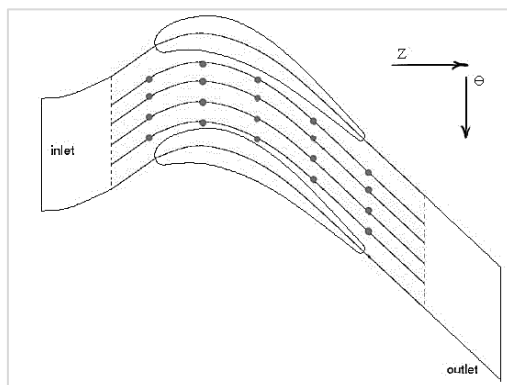


Рис. 2. Способ задания несимметричных стенок

На втором этапе были проведены исследования по сеточной сходимости и проведена оценка влияния моделей турбулентности на результаты расчета. Это позволило получить сетку и настройки модели, обеспечивающие минимальное время и требуемую точность расчета. Для определения оптимальных параметров сетки была проведена серия расчетов с различным количеством элементов двухмерной сетки межлопаточного канала (B2B) и количеством Flow Paths (FP), при сохранении суммарного количества элементов модели 1,5 млн. Все расчеты были произведены на модели турбулентности SST.

На основании анализа результатов расчета (рис. 3) была выбрана оптимальная сетка со следующими параметрами:

1. Количество элементов $\approx 1,5$ млн.;
2. \approx B2B-2;
3. FP = 117;
4. $y^+ \approx 1$.

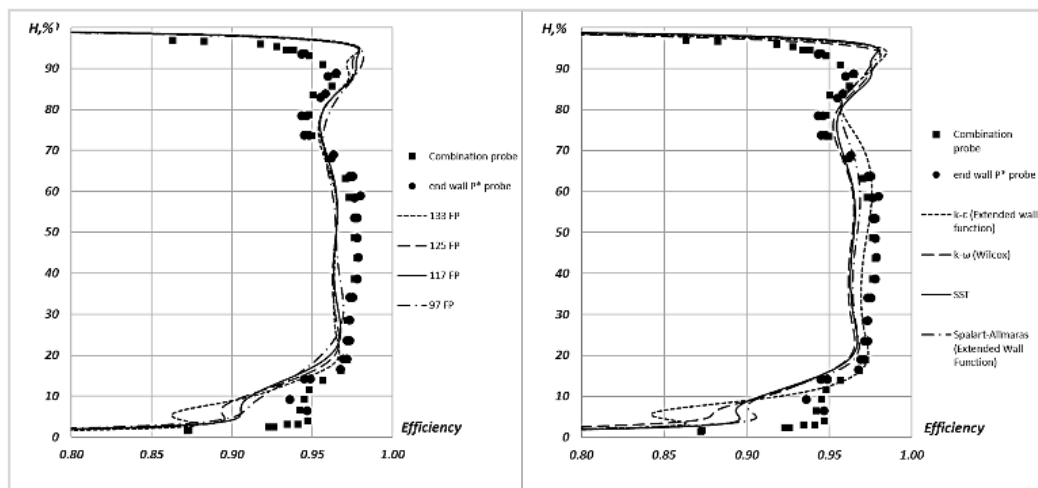


Рис. 3. Эффективность решетки при различных настройках модели

Следует отметить, что количественное расхождение с экспериментом может быть обусловлено, способами измерения и обработки данных, как эксперименте, так и в CFD расчете.

Затем на выбранной оптимальной сетке был проведен ряд расчетов с различными низкорейнольдсовыми моделями турбулентности: Spalart-Allmaras (Extended Wall Function); $k-\epsilon$ (Extended wall function); $k-\omega$ (Wilcox); SST (Extended wall function). Из результата расчетов (Рисунок 4) видно, что Spalart-Allmaras и SST модели дают примерно одинаковый результат на втулке, но при среднем времени на одну итерацию: 3,3 сек у Spalart-Allmaras; 3,7 сек у SST. Таким образом, при одинаковом числе итераций, предпочтение было отдано модели турбулентности Spalart-Allmaras.

На третьем этапе была выполнена серия оптимизационных расчетов с последующим анализом результатов расчета.

Целевой функцией при оптимизации было выбрано интегральное значение коэффициента эффективности (φ^2) в сечении, отстающем от выходного фронта на 13мм. Оптимизация производилась в программном комплексе IOSO NM.

В результате оптимизации было выполнено 366 итераций и достигнуто повышение эффективности решетки на 0,2%. При этом максимальные отклонения несимметричных стенок в радиальном направлении составили +2 и -2 мм. Геометрия оптимизированных стенок представлена на рис. 4.

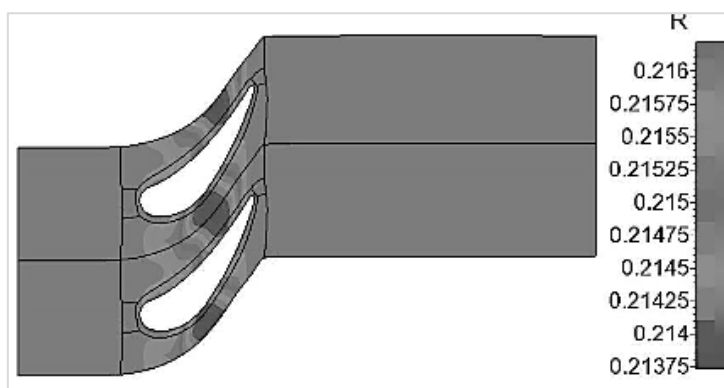


Рис. 4. Оптимизированная торцевая поверхность

Поля распределения эффективности за решеткой для симметричной и оптимизированной поверхности представлены на рис. 5. Распределения эффективности и угла выхода потока по высоте проточной части, для оптимизированной геометрии, представлены на рис. 6. В результате оптимизации значительно уменьшилась интенсивность канального вихря, но увеличилось перетекание с корытца на спинку. Эти наблюдения также подтверждаются полем распределения эффективности решетки в сечении, расположенном за выходным фронтом на расстоянии 13мм. Оптимизация втулочной поверхности оказала влияние на вторичные вихревые структуры только у втулки, однако при этом угол потока на выходе из решетки изменился вдоль всей высоты канала. Такой результат обусловлен, с одной стороны, ростом расхода воздуха на 1,76% (рис. 7), а с другой, увеличением интенсивности вихревой структуры за выходной кромкой.

Таким образом, в результате работы была получена оптимальная геометрия несимметричных торцевых стенок с точки зрения эффективности. В первую очередь повышение эффективности обусловлено изменением структуры вторичных течений вблизи втулочного сечения. Однако следует отметить, что полученная геометрия торцевых стенок позволяет повысить эффективность на расчетном режиме, но может привести также к более значительному росту вторичных потерь на нерасчетных режиме.

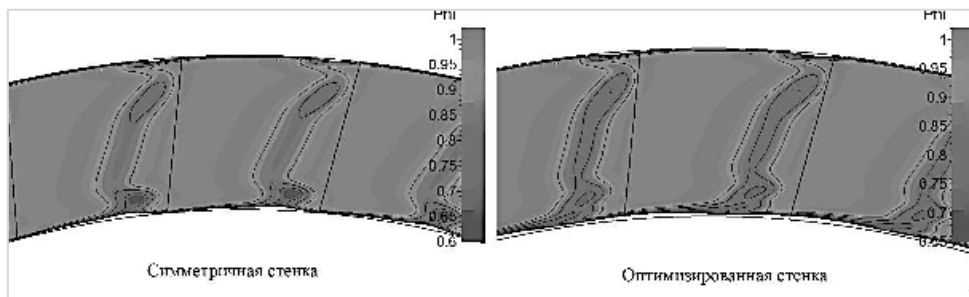


Рис. 5. Поля распределения эффективности в сечении за решеткой

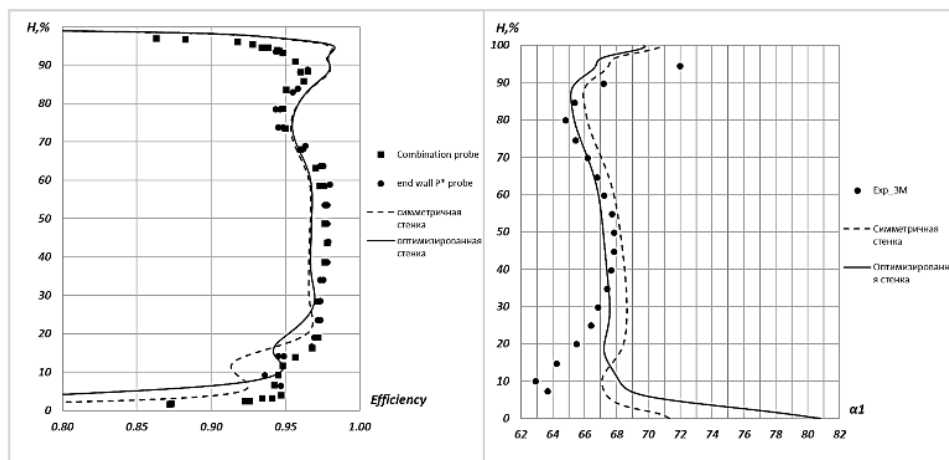


Рис. 6. Распределение эффективности и угла выхода потока по высоте

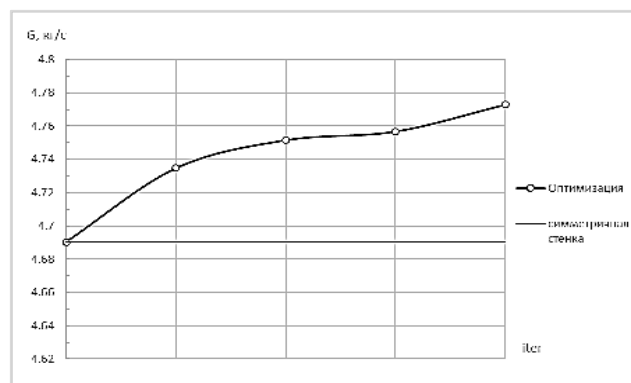


Рис. 7. Изменение расхода воздуха при оптимизации торцевых стенок

Библиографический список

1. Вятков В. В., Карелин Д. В. Разработка конструктивных мероприятий, обеспечивающих снижение вторичных потерь в венцах газовой турбины // Омский научный вестник. 2012. №2. С. 157 – 160.

2. D.G. Gregory-Smith, G.Ingram. Non-axisymmetric turbine end wall profiling, 2001.
3. Goldman L. J., McLallin K. L. Cold-air annular-cascade investigation of aerodynamic performance of core-engine-cooled turbine vanes, 1975.
4. Dr. Neil W.Harvey, Dr. Martin G. Rose. Non-axisymmetric turbine end wall design: Part 1 three-dimensional linear design system, 1999.

УДК 621.438

ИССЛЕДОВАНИЕ ПСЕВДСОПРЯЖЕННЫХ МОДЕЛЕЙ ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТКАХ ТУРБИН

А. В. Рашупкина, Г. М. Попов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева

Турбина является одним из самых высоконагруженных узлов газотурбинного двигателя, ограничивающих в большинстве случаев ресурс двигателя. В высокотемпературных газовых турбинах наиболее сильные температурные нагрузки воспринимает сопловой лопаточный венец турбины высокого давления. Наибольший прирост по температуре газа обеспечивается при применении высокоэффективной системы охлаждения. Течение воздуха в охлаждаемой турбине имеет сложный пространственный характер и зависит от множества параметров. Таким образом, проблема решения задач тепломассообмена в настоящее время является важнейшей в процессе проектирования турбинных лопаток.

Определение теплового состояния для лопаток может быть получено с помощью решения сопряженной численной модели их рабочего процесса. Однако, такие модели непригодны для выполнения доводочных расчетов охлаждаемых лопаток турбин, поскольку требуют много времени и ресурсов. С этой целью могут применяться псевдосопряженные численные модели, в которых система охлаждения лопатки моделируется с помощью одномерной гидравлической модели. Существующие критериальные зависимости для простых каналов дают большое расхождение с результатами расчета сопряженной модели в случае сложной пространственной формы канала.

Таким образом, целью данной работы является: изучение процессов конвективного теплообмена в каналах системы охлаждения лопаток турбин и разработка метода получения критериальной зависимости коэффициента теплоотдачи для каналов круглой формы с помощью применения численных моделей.

Для этого необходимо выполнить следующие задачи:

1. Изучение и выполнение различных способов псевдосопряженного моделирования;
2. Исследование влияния настроек численных моделей на результаты расчета;
3. Получение метода для выведения критериальной зависимости с помощью численного моделирования;
4. Апробация полученного метода с помощью расчета охлаждающих каналов.

Для выполнения поставленных задач в качестве предмета исследования выбрана сопловая решетка, которая была испытана NASA [1] (рис. 1). Решетка представляет собой лопатки постоянного сечения с 10 отверстиями конвективного охлаждения.

Для проверки результатов псевдосопряженных расчетов выполнено численное моделирование двух способов сопряженного расчета:

1. Двухмерный расчет с учетом теплообмена в среднем сечении лопатки. Расчетная область двухмерной модели включает в себя основную проточную часть и твердое тело

лопатки. Граничными условиями для каналов системы охлаждения заданы коэффициент теплоотдачи и температура охладителя;

2. Трехмерный расчет с учетом теплообмена. Выполнено моделирование основной проточной части, твердого тела лопатки и охлаждающего воздуха. Граничными условиями для каналов системы охлаждения являются расход и температура охладителя.

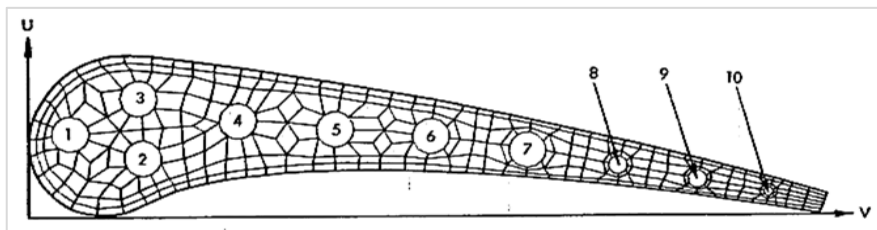
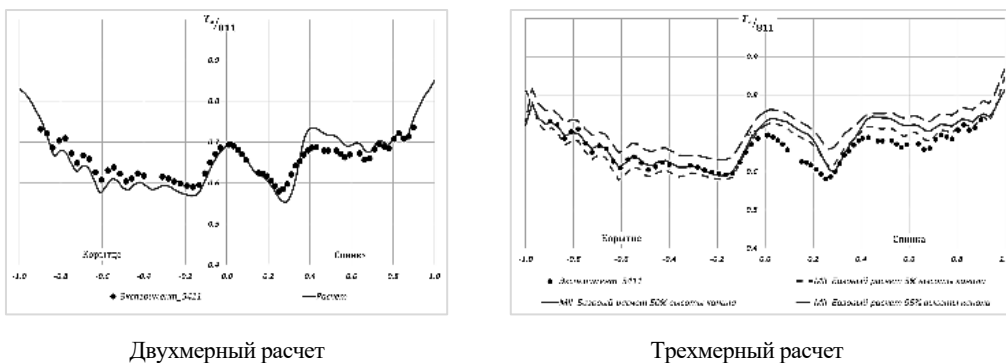


Рис. 1. Сопловая лопатка Mark II

Полученные результаты расчета сравнивались с экспериментальными данными лопатки Mark II (эксперимент с номером 5411) (рис. 2). По результатам расчетов видно, что разработанные сопряженные модели рабочего процесса в лопаточном венце охлаждаемой турбины позволяет качественно моделировать тепловое состояние лопаток турбин.



Двухмерный расчет

Трехмерный расчет

Рис. 2. Результаты сопряженных расчетов

Далее выполнены различные виды псевдосопряженного моделирования. В настоящее время существует несколько способов расчета данной модели:

1. При первом способе расчета основной поток и твердое тело моделируются совместно, охлаждающие отверстия рассчитываются в одномерной постановке;
2. Второй способ заключается в том, что основной поток и твердое тело лопатки моделируются совместно, а охлаждающие каналы рассчитываются в одномерной постановке;
3. Проточная часть и твердое тело рассчитываются отдельно, охлаждающие каналы моделируются в трехмерной постановке;
4. Данный способ аналогичен предыдущему, различие в том, что охлаждающие отверстия моделируются в одномерной постановке.

Результатами расчета являются коэффициент теплоотдачи охлаждающих каналов и распределение температуры стенки. Выполнено сравнение результатов эксперимента, сопряженного и псевдосопряженного расчетов. Также проведено исследование сходимости температуры стенки в зависимости от итерации (рис. 3).

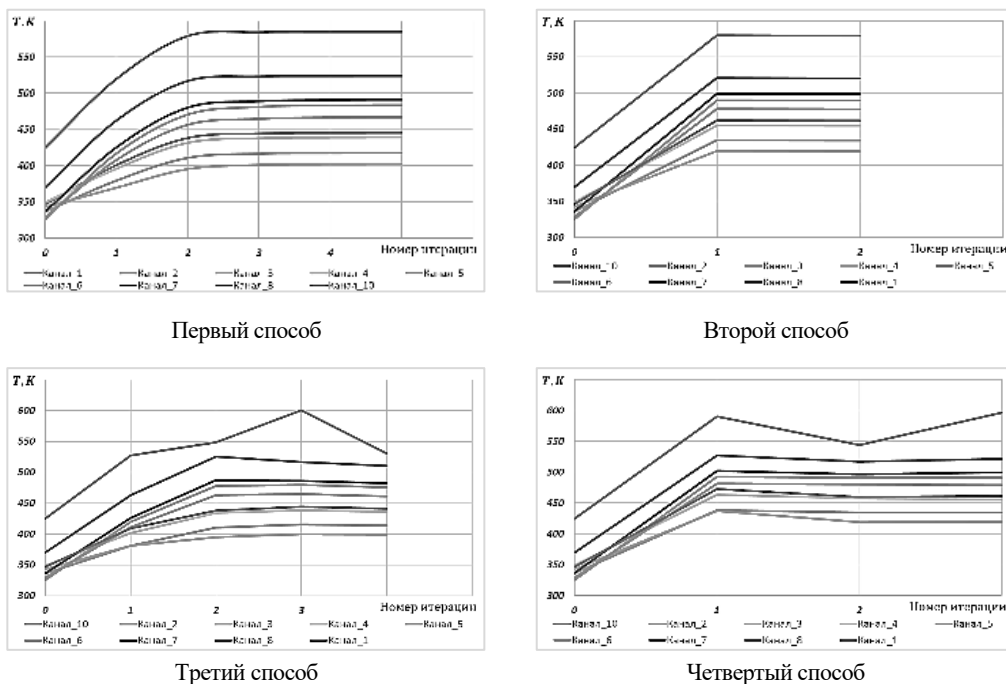


Рис. 3. Изменение интегральной температуры профиля лопатки в зависимости от итераций псевдосопряженного расчета

Как можно заметить, при моделировании отверстий одномерным способом сходимость достигается уже при 1 итерации. Это связано с тем, что для расчета коэффициента теплоотдачи во 2-м и 4-м способе использованы имеющиеся критериальные зависимости. Видно, что способы, в которых используются одномерные гидравлические расчеты охлаждающих каналов, имеют сходимость с наименьшим количеством итераций. Таким образом, такие способы подходят для оптимизационных расчетов. Однако 4-й способ является наиболее трудоемким за счет отдельного расчета твердой лопатки и основного потока, поэтому целесообразным является выбор 2-го способа.

Для формирования критериальной зависимости необходимы такие уравнения подобия, как число Нуссельта и число Рейнольдса. С помощью полученных данных формируется зависимость $Nu = f(Re)$, далее выполняется аппроксимация степенной функции с помощью логарифмической системы координат и в итоге формируется критериальная зависимость $Nu = C \cdot Re^K$.

Для каналов охлаждения данного соплового аппарата Mark II выполнена апробация полученного метода формирования критериальной зависимости. Для этого в трехмерной постановке рассчитаны каналы охлаждения на разных режимах и выполнено сравнение с экспериментальными данными и критериальным уравнением, полученным из учебника Михеев М. А. «Основы теплопередачи» (рис. 4).

Получен метод для определения критериальных зависимостей с целью получения коэффициентов теплоотдачи с помощью численного моделирования без использования экспериментальной установки. Метод получен на примере трёхмерных каналов круглого сечения. Показано, что результаты, полученные с помощью критериальной зависимости, согласуются с экспериментальными данными. Он апробирован на охлаждающих каналах, которые рассчитаны на разных режимах истечения воздуха. Данный подход, может быть использован для расчета аналогичных каналов и для расчета одномерных гидравлических моделей.

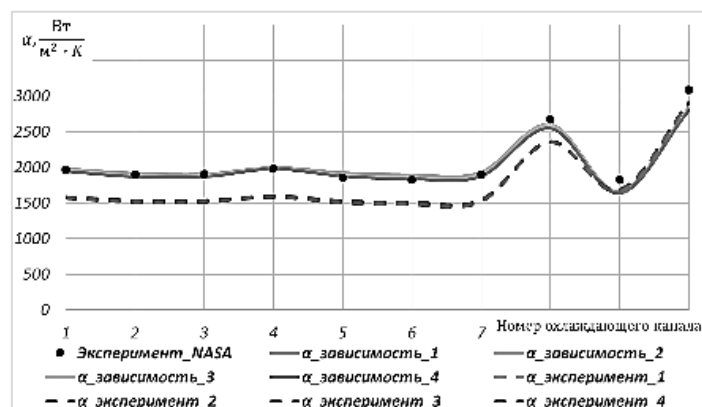


Рис. 4. Коэффициенты теплоотдачи охлаждающих каналов

Библиографический список

1. *Hylton L. D. et al. Analytical and experimental evaluation of the heat transfer distribution over the surfaces of turbine vanes // Final Report Detroit Diesel Allison. 1983.*

УДК 629.7.036.54

СРАВНЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ НА РЕЗУЛЬТАТЫ УСКОРЕННЫХ КАВИТАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ

Д. А. Савчин

*Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М. Ф. Решетнева*

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) являются основным типом силовых установок, используемых для выведения полезной нагрузки в космическое пространство. Данный тип ракетных двигателей получил широкое распространение также в конструкциях межконтинентальных баллистических ракет, способных доставлять большую массу полезного груза в точки, находящиеся на значительном удалении от места старта ракеты.

Одним из основных показателей эксплуатационной надежности жидкостного ракетного двигателя является обеспечение точности и достоверности результатов испытаний, которые проводятся в процессе производства узлов и агрегатов двигателя [1].

При изготовлении ЖРД проводятся различные виды испытаний: на прочность, на герметичность, огневые испытания, гидродинамические испытания.

В данной работе рассмотрена категория гидродинамических испытаний, а именно кавитационные испытания шнекоцентробежных насосов ЖРД.

Кавитационные испытания проводятся с целью определения действительных кавитационных свойств насосов. Эти свойства характеризуются величиной критического входного подпора $\Delta h_{кр}$, который определяется по критическому входному давлению из формулы:

$$\Delta h_{кр} = \frac{P_{1кр} + P_a - P_s}{\rho} + 0,5v_{вх}^2,$$

где $P_{1кр}$ – критическое входное давление, Па; P_a – атмосферное давление, Па; P_s – давление насыщенных паров жидкости, Па; $v_{вх}$ – скорость жидкости на входе в насос, м/с.

Согласно принятой методике, кавитационные испытания проводятся следующим образом: после вывода насоса на рабочий режим путем установки номинальных значений угловой скорости и расхода жидкости давление на входе в насос ступенчато снижается. При каждом снижении, после установления режима, производится замер основных параметров насоса: давления на входе и выходе насоса P_1, P_2 , Па; угловой скорости вращения ротора ω , рад/с; расхода жидкости через насос \dot{m} , м³/с. По этим данным определяют значение напора, а затем на миллиметровой бумаге строят напорную характеристику – зависимость $H(P_1)$. На рис. 1 представлена кавитационная характеристика, полученная при помощи существующей методики. Заштрихованная область соответствует возможным характеристикам, полученным вследствие погрешностей определения параметров [2].

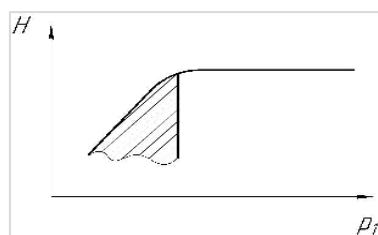


Рис.1. Кавитационные характеристики насоса

Согласно работе [2], основными недостатками существующей методики являются:

- значительная трудоемкость снятия кавитационной характеристики, как следствие, длительная работа насоса в условиях кавитации и снижение его надежности в целом;
- недостаточная точность определения критического входного давления;
- влияние субъективных факторов на результаты испытаний.

С целью обеспечения снижения времени работы насоса в условиях кавитации, повышения точности и снижения трудоемкости предлагается проведение ускоренных автоматизированных кавитационных испытаний, в процессе которых снижение входного давления происходит бесступенчато, с определенной скоростью.

Проведение кавитационных испытаний с непрерывным снижением входного давления сопровождается неустановившимся характером работы системы испытательный стенд-насоса, что приводит к отклонению результатов испытаний от действительных значений на величину динамической погрешности. Для определения значения данной погрешности для различных типов измерительных систем проведем анализ работы насоса в процессе кавитационных испытаний.

Насос в процессе испытаний работает в двух режимах. Первый режим определяется работой насоса до появления кавитационного срыва, второй режим определяется работой насоса в условиях кавитации. Рассмотрим каждый режим отдельно.

Бессрывный режим работы насоса характеризуется относительно стабильными значениями выходного давления P_2 , напора Q и угловой скорости, при этом изменяется только давление на входе в насос на величину dP_1/dt . Расхождение результатов испытаний в установившемся и неустановившемся режимах возможно при регистрации входного давления на величину, определяемую выражением согласно источнику [3]:

$$\Delta P_{1\text{дин}} = T_{p1} \frac{dp_1}{dt},$$

где T_{p1} – постоянная времени системы P_1 , с.

Срывной режим характеризуется работой насоса в условиях кавитации и, как следствие, снижением выходного давления P_2 , расхода Q , угловой скорости ω . В данном случае

расхождение результатов будет определяться переходными процессами внутри насоса, магистралях станда, а также системах измерения давлений P_1 и P_2 .

Согласно источнику [4], время переходных процессов в насосе не превышает 0,3–0,5 с. Следовательно, влияние насоса с магистралями будет заметно лишь при больших значениях скорости изменения входного давления.

Рассмотрим влияние динамических характеристик различных измерительных устройств на результаты кавитационных испытаний. Для упрощения введем несколько допущений. Примем изменение входного давления dP_1/dt равным константе. Вместо изменения напора, создаваемого насосом, будем рассматривать давление P_2 . Данное допущение возможно ввиду выполнения условия $P_2 \gg P_1$ для центробежных насосов. Для случаев развитой кавитации при dP_1/dt справедливо dP_2/dt .

При нестационарном режиме регистрируемая кавитационная характеристика будет отличаться от действительной. Отличие будет определяться запаздыванием систем регистрации P_2 и P_1 . Величины запаздывания определяются следующими выражениями:

$$\Delta P_2 = T_{p2} \frac{dp_2}{dt}, \Delta P_1 = T_1 \frac{dp_1}{dt}.$$

Из определения динамической погрешности следует, что ее минимальное значение достигается при совпадении регистрируемой и действительной характеристик.

Получим условие совпадения регистрируемой и действительной характеристик:

$$T_{p2} = T_{p1}.$$

Определим постоянные времени для различных измерительных систем. В работе [3] показано, что для системы измерения, состоящей из манометра и соединительной трубки постоянная времени складывается из двух составляющих.

Первая составляющая характеризует время запаздывания возмущения, обусловленного конечной скоростью передачи импульса:

$$T_{зв} = \frac{l_{тр}}{V_{зв}},$$

где $l_{тр}$ – длина подводящего трубопровода, м; $V_{зв}$ – скорость распространения колебаний в среде, заполняющей трубопровод, м/с.

Вторая составляющая характеризует зависимость постоянной времени от гидравлических емкостей магистрали передачи давления [3]:

$$T_z = R_{тр} \left[\left(\frac{V_{тр}}{2} + V_{ман} \right) \frac{1}{k_p} + \frac{\Delta V_{ман}}{p} \right],$$

где $R_{тр}$ – коэффициент, связывающий вязкость среды и геометрические параметры линии; $V_{ман}$ – емкость манометра, м³; $\Delta V_{ман}$ – предельное изменение $V_{ман}$, м³; p – измеряемое давление.

Для длинных ($l_{тр} > 10-20$ м) линий передачи давления $V_{тр} \gg V_{ман}$, $V_{тр} \gg \Delta V_{ман}$, поэтому выражение, определяющее составляющую постоянной времени, зависящую от емкостей системы измерения, можно записать в следующем виде:

$$T_z = R_{тр} \frac{V_{тр}}{2\Delta p}.$$

В большинстве случаев наблюдается условие $T_{зв} \ll T_z$, поэтому выражение для T_z является окончательным выражением для определения постоянной времени систем измерения входного и выходного давлений на основе манометра.

Использование манометров в качестве измерительных устройств обладает существенными недостатками, которые не позволяют осуществлять их практическое применение в системе измерений станда ускоренных кавитационных испытаний. К данным недостаткам относятся: невозможность автоматизации процесса снятия и обработки результатов, недостаточная динамическая и статическая точность измерений, повышенная вероятность возникновения субъективной погрешности.

С учетом требований, предъявляемых к системам измерений для ускоренных автоматизированных кавитационных испытаний, наиболее подходящим типом измерительных устройств являются электронные датчики давления. В качестве выходного сигнала, отражающего значение давления, в таких устройствах служит напряжение или сила тока, которые можно преобразовать в цифровой сигнал с дальнейшей обработкой при помощи ЭВМ.

Существуют различные типы датчиков давления. Наиболее распространенными являются пьезорезистивные, пьезоэлектрические, емкостные датчики давления. По сравнению с манометрами электронные датчики не нуждаются в импульсных трубках, их крепление возможно осуществить непосредственно на трубопроводах входа и выхода насоса. Тогда постоянные времена T_{p1} и T_{p2} будут зависеть только от динамических характеристик датчиков давлений и преобразователей. В работе [5] определено, что наиболее подходящим типом датчика для использования в испытательном стенде ускоренных кавитационных испытаний является пьезорезистивный тип, имеющий значение постоянной времени менее 0,001 с.

Произведем расчет динамической погрешности, возникающей при использовании различных типов измерительных устройств. Так как $P_2 \gg P_1$, основную динамическую погрешность будет вносить линия, отвечающая за измерение входного давления. В общем случае, для всех типов измерительных устройств, величина относительной динамической погрешности будет определяться следующим выражением:

$$\delta P_{1кр.дин} = T_{p1} \frac{dp_1}{dt} \frac{1}{p_1}.$$

Пусть $P_{1нач}=0,16$ МПа, $P_{1кр}=0,05$ МПа, $t_1=30$ с, $t_2=90$ с, тогда скорость изменения входного давления равна:

$$\frac{dp_1}{dt} = \frac{p_{нач} - P_{1кр}}{t}.$$

Для линии замера P_1 , содержащей манометр, импульсную трубку, а также демпфер, постоянная времени определена экспериментально и примерно соответствует 10 с.

Тогда величина динамической погрешности в интервале скорости изменения входного давления от 0,0012 до 0,0036 МПа/с будет находиться в пределах от 24 % до 72%.

Высокие значения динамической погрешности, полученные для системы измерения с манометром, обусловлены низким быстродействием системы. При приемлемых значениях динамической погрешности около 2% максимальная скорость снижения давления будет равна 0,0001 МПа/с, что соответствует 18 минутам требуемого времени для снижения давления от начального значения до критического.

Выполнив расчет динамической погрешности, возникающей при использовании пьезоэлектрического датчика давления, получим интервал, равный 0,002-0,007%. Как видно из расчета, получаемая погрешность для данной скорости снижения давления незначительна, что дает возможность для дальнейшего увеличения скорости снижения давления.

Таким образом, сравнение динамических характеристик двух принципиально разных систем измерений показывает, что использование манометров при проектировании испытательных стендов для ускоренных кавитационных испытаний нецелесообразно также ввиду большой динамической погрешности, пропорциональной скорости изменению входного давления. Использование электронных датчиков давления позволяет практически исключить влияние динамической погрешности на результаты ускоренных кавитационных испытаний в широком диапазоне скоростей изменения входного давления, что позволяет значительно сократить время работы насоса в условиях кавитации.

Библиографический список

1. Коломенцев А. И., Краев М. В., Назаров В. П. [и др.]. Испытание и обеспечение надежности ракетных двигателей. Красноярск: СибГАУ; Москва: МАИ, 2006. 336 с.

2. Назаров В. П., Назарова Л. П., Швецова Д. С., Савчин Д. А. Совершенствование методики определения кавитационной характеристики шнекоцентробежных насосов // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. 19(4). С. 664 – 650.

3. Гонек Н. Ф. Манометры. Л.: Машиностроение, 1979. 176 с.

4. Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С. Кавитационные автоколебания и динамика гидросистем. М.: Машиностроение, 1977. 352 с.

5. Савчин Д. А., Назаров В. П. Моделирование процесса определения кавитационной характеристики центробежных насосов ЖРД // Материалы XXIV Международной научно-практической конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем ак. М. Ф. Решетнева. Красноярск: 2020. С. 153 – 156.

УДК 661.961.62

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПЕРФОРАЦИИ ОХЛАЖДАЕМОЙ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ НА РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ЭФФЕКТИВНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ

А. Р. Сулейманов, А. И. Корнеева

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева

Турбина авиационного газотурбинного двигателя – один из самых теплонагруженных узлов ГТД. С развитием двигателестроения происходит постоянный рост температуры газа на входе в турбину. В современных двигателях эта температура достигает значений порядка 1800 – 2000 К. Такие высокие рабочие температуры приводят к необходимости создания новых материалов, схем охлаждения и т.д.

Для современного проектирования турбин используется численное моделирование их рабочего процесса, это позволяет отрабатывать различные варианты геометрии, соответственно, снижается количество опытных экземпляров и количество экспериментов. Также при CFD (Computational fluid dynamics) моделировании возможно изучать такие явления, которые тяжело наблюдать в эксперименте: поведение вторичных вихрей, положение ламинарно-турбулентного перехода, наличие отрывов потока и т.д. Однако, следует отметить, что при создании численных моделей рабочего процесса турбин возникает большое количество неоднозначных проблем:

- выбор модели турбулентности (этот параметр напрямую влияет на получаемые результаты);
- выбор способа задания граничных условий (в виде интегрального значения или радиального распределения);
- выбор необходимой точности сеточной модели (выбор типа элемента, его размера, наличия пристеночного слоя и его параметров);
- выбора сопряженного или псевдо-сопряженного типа расчета и т.д.
- При проектировании системы охлаждения лопаток турбины можно выделить две основные задачи:
 - создание конвективной системы охлаждения лопатки;
 - создание пленочной системы охлаждения лопатки.

Под конвективным охлаждением понимается съём тепла потоком воздуха с внутренних охлаждаемых каналов лопатки с последующим выпуском в проточную часть.

Разработка системы конвективного охлаждения является крайне затруднительной задачей, так как необходимо оценить различные варианты внутренней конструкции, что влечет за собой следующие сложности в процессе CFD моделирования:

- ввиду большого количества каналов относительно малой размерности требуется создание сеточной модели с высокой плотностью элементов;
- создание пристеночных слоев для учета пограничного слоя не всегда возможно;
- в большинстве случаев геометрия внутренних каналов имеет сложную пространственную форму, создание которой сложно автоматизировать.

Все это накладывает ограничения на создание численной модели рабочего процесса конвективного охлаждения пригодной для выполнения доводочных расчетов.

Вышеописанные трудности проведения изменений в конвективной системе охлаждения приводят к тому, что для доведения теплового состояния соплового аппарата целесообразнее оптимизировать пленочное охлаждение.

При рассмотрении пленочного охлаждения геометрия внутренних полостей для подвода охладителя в лопатке как правило не изменяется. Достаточно изменять компоновку отверстий для выдува охладителя (положение, количество, направление, диаметры и т.д.).

Однако даже, если упростить задачу до изменения геометрических параметров отверстий все же необходимо рассчитывать модели с сопряженным теплообменом. В этом случае, хоть и не придется изменять конвективную составляющую, но учитывать в её расчетах нужно. А это означает обязательное наличие конечно-элементных моделей твердотельной металлической лопатки и охлаждающего воздуха, что требует значительных вычислительных ресурсов и времени расчета.

В качестве решения данной проблемы можно использовать подход раздельного моделирования пленочного и конвективного охлаждения. В книге [1] указывается следующая аналитическая формула расчета суммарного охлаждения лопатки:

$$\theta_{\Sigma} = \theta_{\kappa} + \theta_{\Pi} - \theta_{\kappa} \cdot \theta_{\Pi} \quad (1)$$

Анализ данной формулы показывает, что изменения суммарной эффективности охлаждения, а, следовательно, температуры лопатки, можно добиться путем изменения пленочной составляющей охлаждения. При этом вводится предположение, что геометрические параметры в некотором диапазоне изменения не будут оказывать значительного влияния на конвективное охлаждение. Следовательно, в процессе доводки перфорации охлаждаемого соплового аппарата нет необходимости постоянно рассчитывать сопряженную модель, достаточно будет один раз определить конвективное охлаждение, что позволит существенно сократить время при рассмотрении множества вариантов перфорации. Кроме того, снизится сложность создания модели.

Исходя из вышесказанного, данная работа преследует следующую цель: подтвердить возможность раздельного расчета эффективности пленочного и конвективного охлаждения для определения температуры лопатки, а также оценить возможность сохранения конвективной эффективности охлаждения постоянной при изменении пленочной эффективности охлаждения.

В качестве тестового объекта был выбран охлаждаемый сопловой аппарат турбины высокого давления. Внешний вид исследуемого соплового аппарата представлен на рис.1.

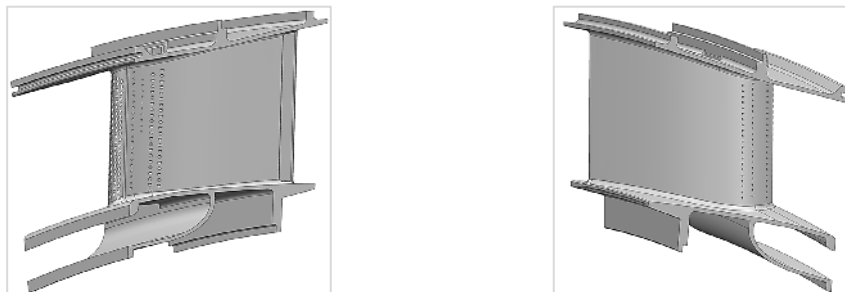


Рис. 1. Экспериментальный сопловой аппарат

Лопатка включает в себя перфорацию на входной кромке, корытце и спинке. Профиль по высоте имеет постоянное сечение. В передней части располагается дефлектор переменного сечения, который имеет сужение по высоте. Система охлаждения задней полости представляет собой вихревую матрицу.

Геометрия расчетной области показана на рис.2. Конечно-объемная модель показана на рис. 3.

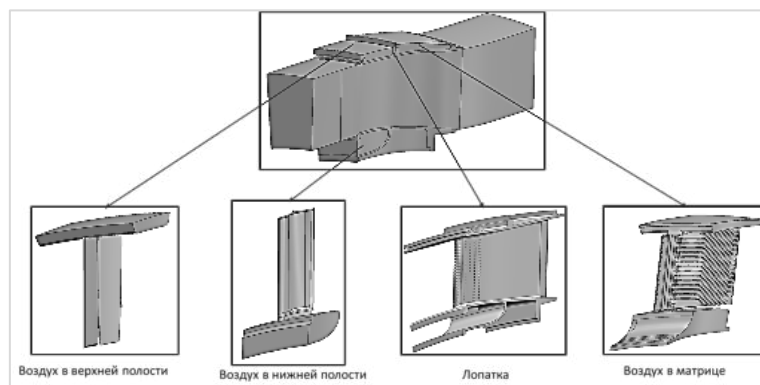


Рис. 2. Геометрическая модель расчетной области

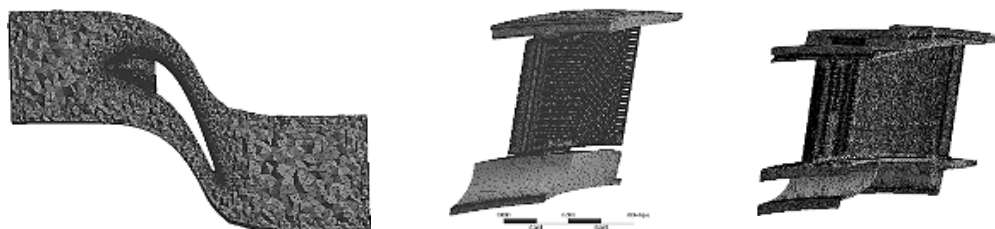


Рис. 3. Конечно-объемная модель

Для построения сеточной модели были использованы следующие настройки:

- функция выдерживания размера элемента: Proximity and Curvature;
- максимальный глобальный размер – 2 мм, такое значение задано для того, чтобы увеличить точность моделирования течения основного потока;
- пристеночный слой – 20 слоев с высотой первого элемента 1 мкм и коэффициентом роста 1,2. Наличие пристеночного слоя позволяет учесть процессы, происходящие в пограничном слое, в этом случае важно добиться того, чтобы ширина пристеночного слоя была достаточной для моделирования пограничного слоя.

Для сопряженной модели всей системы охлаждения количество элементов составило 63 млн. элементов. Настройка расчетной модели и расчет производились в программном комплексе Ansys CFX. Для газодинамической области в качестве рабочего тела был задан идеальный газ, теплоемкость, динамическая вязкость и теплопроводность которого были заданы в виде графиков зависимости указанных параметров от температуры. Для твердого тела лопатки были заданы следующие параметры материала: плотность 8400 кг/м^3 , теплоемкость задана в виде зависимости от температуры, теплопроводность задана в виде функции от температуры. В качестве модели турбулентности использовалась SST с опцией *Fully Turbulent*.

В качестве граничных условий для основного потока на входной границе были заданы полные давление и температура потока, а также его направление (нормально входной границе). На выходной границе задавалось статическое давление.

Граничные условия для каналов системы охлаждения были заданы в виде расхода $G_{\text{охл}}$ и температуры охладителя $T_{\text{охл}}$. Направление потока на входе в каналы – нормальное.

Расчетная модель показана на рис.4.

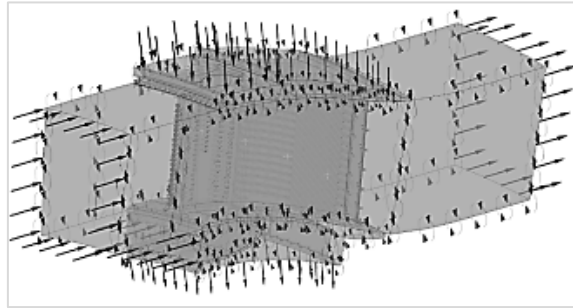


Рис. 4. Расчетная модель

Для апробации формулы (1) проведено пять расчетов:

- Моделирование пленочного охлаждения в сопряженной постановке;
- Моделирование пленочного охлаждения в адиабатической постановке;
- Моделирование конвективного охлаждения вихревой матрицы;
- Моделирование конвективно-пленочного охлаждения в адиабатической постановке;
- Моделирование конвективно-пленочного охлаждения в сопряженной постановке.

Алгоритм обработки показан на рис. 5

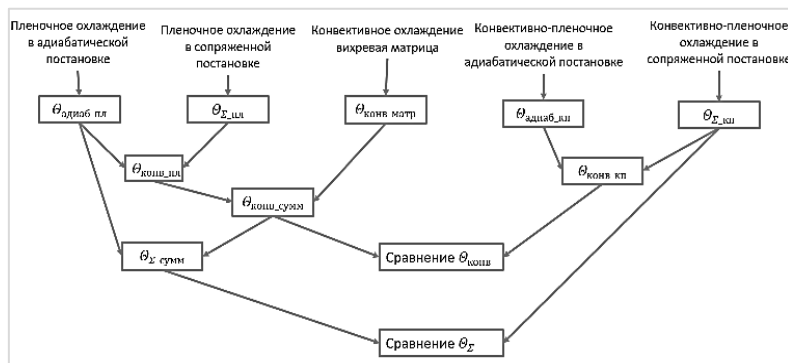


Рис. 5. Алгоритм апробации формулы

Сравнение эффективности конвективного охлаждения определенной из расчетов пленочного охлаждения в сопряженной постановке и расчета конвективного охлаждения вихревой матрицы $\theta_{\text{конвсум}}$ с эффективностью конвективного охлаждения $\theta_{\text{конвкп}}$ определенной из расчета конвективно-пленочного охлаждения в сопряженной постановке в среднем сечении показано на рис. 6 и 7.

Из сравнения видно, что графики совпадают как по характеру, так и по численным значениям. Наибольшее расхождение наблюдается в районе корытца вблизи первого ряда отверстий охлаждения. Этим и объясняется сильное различие в точке 50. Также примерно в

середине поверхности корытца видно, что $\theta_{\text{конв_кп}}$ больше, чем $\theta_{\text{конв_сум}}$. Со стороны спинки характер также совпадает, однако у втулки и периферии в зоне вторичных течений изменение $\theta_{\text{конв_сум}}$ более резкое чем $\theta_{\text{конв_кп}}$.

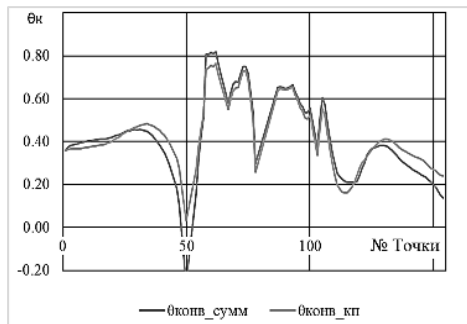


Рис. 6. Сравнение $\theta_{\text{конв}}$ в среднем сечении

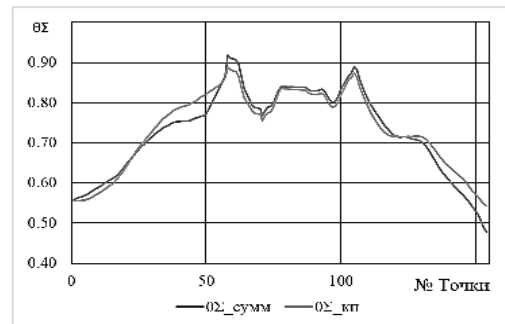


Рис. 7. Сравнение θ_{Σ} на среднем сечении

Соответственно этому видно, что наибольшее отличие между $\theta_{\Sigma_{\text{сумм}}}$ и $\theta_{\Sigma_{\text{кп}}}$ наблюдается в районе корытца вблизи отверстий выдува и со стороны спинки вблизи выходной кромки. Последнее может быть обусловлено отрывом пограничного слоя на этом участке, что приводит к неустоявшемуся и турбулентному течению. Также видно из-за того, что в зоне вторичных течений $\theta_{\text{конв_сум}}$ имеет большее значение чем $\theta_{\Sigma_{\text{сумм}}}$, то и суммарная эффективность охлаждения в этих местах выше, чем в сопряженном расчете конвективно-пленочного охлаждения. Несмотря на это в общем как по характеру, так и численно распределения совпадают.

Исходя из проведенного анализа можно увидеть, что предлагаемый метод раздельного моделирования пленочного и конвективного охлаждения дает наибольшую погрешность в 10-15% на относительно небольших участках поверхности пера лопатки в зонах вторичных течений. Однако этот способ позволяет облегчить конечно-объемную модель на 20 млн элементов за счет твердотельной лопатки и 10 млн благодаря охлаждающему воздуху в вихревой матрице.

Для проверки гипотезы, выдвинутой во введении о том, что геометрические параметры отверстий выдува в некотором диапазоне изменения не будут оказывать значительного влияния на конвективное охлаждение $\theta_{\text{конв}} \approx \text{const}$, сформированы следующие исследования.

Исследование влияния рядов отверстий:

1. без рядов 1 и 10;
2. без рядов 2 и 9;
3. без рядов 4 и 8;
4. только с рядами 2 и 9.

Исследование влияния диаметров отверстий:

1. увеличить все диаметры на 40%;
2. уменьшить все диаметры на 20%;
3. сделать все диаметры равными 0,8 мм.

Принципиальные положения рядов показано на рис.8. На рис.9 показана схема алгоритма обработки результатов.

Проанализируем результаты расчета для варианта, в котором убраны ряды отверстий 2 и 9. Сравнение распределений параметров эффективности конвективного, пленочного и суммарного охлаждения, а также абсолютное и относительное расхождение температур показано на рис. 10.

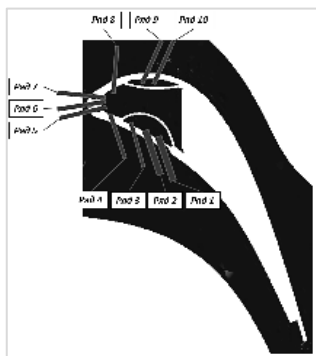


Рис. 8. Принципиальное положение рядов

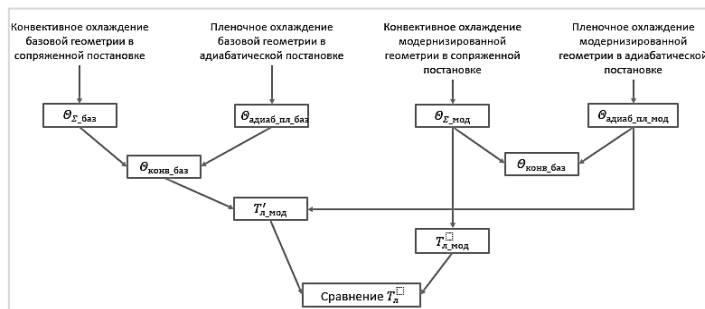
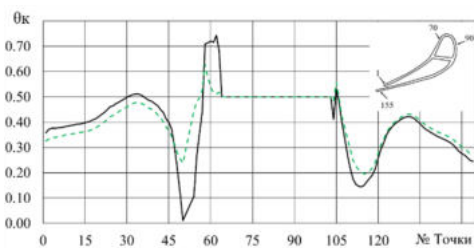
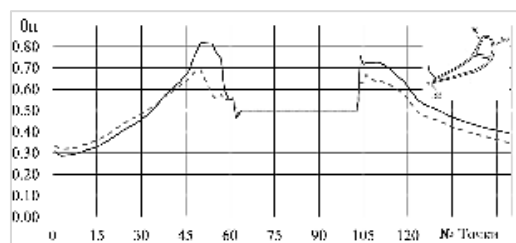


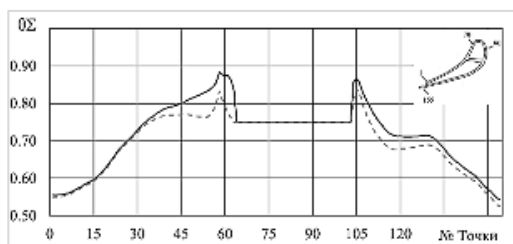
Рис. 9. Алгоритм обработки результатов



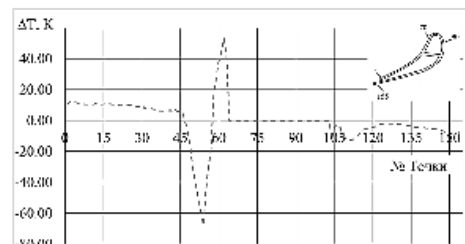
а) Сравнение эффективности конвективного охлаждения



б) Сравнение эффективности пленочного охлаждения



в) Сравнение эффективности суммарного охлаждения



г) Абсолютное расхождение температуры

— Базовая геометрия

-- Без рядов 2, 9

Рис. 10. Результаты расчета

На рис. 10а видно, что эффективность конвективного охлаждения немного увеличилась как на корытце, так и на спинке в зоне выдува охладителя. Это можно объяснить тем, что при удалении двух рядов отверстий увеличивается расход охлаждающего воздуха через оставшиеся отверстия. Однако в остальном графики совпадают как по характеру, так и по численным значениям. Эффективность плёночного охлаждения на рис. 10б значительно уменьшилась из-за отсутствия двух рядов. Исходя из этого на рис.10в видно, что суммарная эффективность охлаждения прогнозируемо ухудшилась в зоне выпуска охлаждающего воздуха.

В среднем сечении на рис. 10г наибольшее расхождение температуры составляет 63 К или 9% на корытце в зоне удаления второго ряда отверстий, а в зоне распространения пленки разница в среднем составляет ± 12 К или ± 1 %. Характер распределения температуры по лопатке в целом совпадает, численно температура завышена примерно на 60 К. Наибольшее различие вблизи периферии до первого ряда отверстий.

В процессе выполнения данной работы апробирована аналитическая формула (1). В результате можно сделать вывод, что определение теплового состояния лопатки с помощью раздельного моделирования конвективного и пленочного охлаждения показывает расхождение с расчетом всей системы охлаждения 10 –15 % в области выпуска охладителя, а также в зоне выходной кромки со стороны корытца.

Проведено исследование влияния геометрических параметров отверстий пленочного охлаждения на изменения эффективности конвективной составляющей охлаждения. Общим для всех моделей является наличие наибольшего расхождения в области изменения параметров перфорации охлаждения. В зоне распределения заградительной пленки отличия минимальны. При определении температуры измененной геометрии при использовании значения $\theta_{\text{конв}}$ от базовой лопатки наибольшее отличие в среднем сечении достигает 60 – 70К.

Библиографический список

1. Данильченко В. П. [и др.]. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. 620 с.
2. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М. Наука, 1972. 720 с.

УДК 629.7.025.3

АДАПТИВНАЯ КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕМЕНТА УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А. В. Тажибаева, Д. М. Беззаметнова, Ф. Ф. Хабибуллин

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

Снижение веса летательного аппарата является одной из главных задач для авиационных инженеров-конструкторов. Для решения данной задачи существуют несколько способов по уменьшению массы летательного аппарата, одними из которых являются: замена металлических деталей на детали с использованием композиционных материалов и применение адаптивной конструкции [1]. В данной статье рассматривается возможность сочетания вышеуказанных способов на примере конструирования адаптивного крыла сверхлегкого самолета с применением композиционных материалов.

Адаптивное крыло самолета – это крыло, профиль которого меняет свою форму в зависимости от режима полета [2]. Конструкция крыла не нуждается в механизации крыла для изменения аэродинамической формы профиля. В данном крыле нет громоздких закрылков и предкрылков для отклонения передней и задней кромок крыла. За счет гибкой обшивки адаптивное управляемое крыло на разных режимах полета самостоятельно изменяет кривизну профиля. Управление адаптивным крылом производится с помощью автоматизированной электродистанционной системой.

Американское ведомство NASA совместно с Массачусетским технологическим институтом в 2016 году представило новую разработку адаптивного управляемого крыла с воксельным наполнителем [3]. Воксельный наполнитель состоит из тысячи одинаковых 2D элементов «вокселей», которые в соединении друг с другом представляют собой защелкивающее соединение, показанное на рис. 1. Соединения целевого типа позволяют реализовать вертикальную сборку пересекающихся плоскостей и типов деталей.

3D элементы воксельной структуры собираются друг с другом как конструктор Lego, формируя собой профиль крыла (рис. 2). Структурный элемент воксель изготавливается литьевой технологией с использованием композиционного материала, предназначенного для аддитивного производства – Ultem 2200 [4].

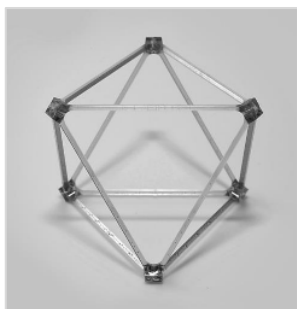


Рис. 1. Составной элемент воксельной структуры



Рис. 2. Сборка крыла NASA из вокселей

Адаптивность воксельного крыла NASA реализуется с помощью вращающего стержня, расположенного по всему периметру полуразмаха крыла. Механизм закручивания задней кромки крыла содержит: 1 – углеродную трубку; 2 – алюминиевый стержень; 3 – втулку вала; 4 – алюминиевое крепление; 5 – алюминиевую пластину; 6 – шарикоподшипниковый рычаг; 7 – серво рога; 8 – сервопривод; 9 – монтажную пластину (рис. 3) [5]. С помощью вращающего стержня изменяется форма профиля крыла. Диапазон закручивания стержня крутящего момента принимает значения от $\pm 0,25^\circ$ до $\pm 0,5^\circ$. В корневой части крыла установлен источник приведения в действие вращающего стержня. Крутящий момент передается на концевую хорду крыла с помощью углеродной трубки, обозначенной на рис. 3 цифрой 1.

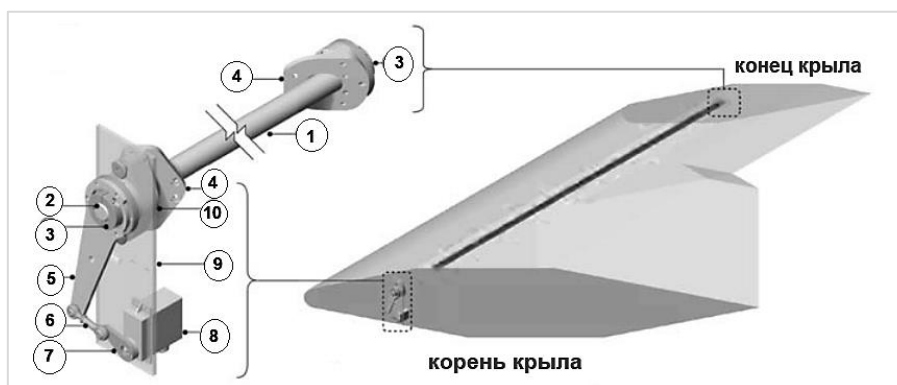


Рис. 3. Механизм вращающего стержня крыла NASA

Крыло отклоняется по передней кромке вниз и вверх, имитируя работу предкрылков, и отклоняется по задней кромке вниз и вверх, имитируя работу закрылков. Полукрылья движутся независимо друг от друга. На рис. 4 показано, что правое и левое полукрылья отклоняются вниз и вверх, что устраняет необходимость в закрылках и элеронах. Этот тип крыла может улучшить аэродинамическую эффективность в будущих летательных аппаратах

за счет уменьшения сопротивления, вызванного жесткими управляющими поверхностями, такими как закрылки, рули направления и элероны [6].

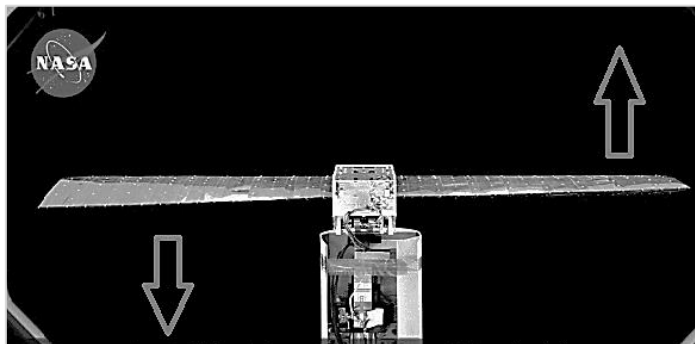


Рис. 4 Отклонение полукрыльев NASA

Адаптивное крыло самолета отличается лучшими аэродинамическими характеристиками в сравнении с крылом традиционной конструкции. Первое преимущество заключается в том, что адаптивное крыло не порождает увеличение аэродинамического сопротивления при взлете самолета. Выпуск закрылков при взлете на самолете с традиционной механизацией крыла провоцирует увеличение аэродинамического сопротивления. При посадке самолета увеличение аэродинамического сопротивления необходимо для того, чтобы притормозить самолет. Но при взлете увеличение аэродинамического сопротивления, вызванное выпущенными закрылками, уменьшает тягу двигателей самолета [7]. Адаптивное крыло с адаптивными закрылками плавно изменяет геометрию профиля крыла при взлете, а также в адаптивном крыле отсутствуют щели между консолью крыла и закрылками. Данные преимущества не вызывают увеличение аэродинамического сопротивления при взлете самолета. Вторым преимуществом адаптивного крыла является более точное управление подъемной силой летательного аппарата. В адаптивном крыле передняя и задняя кромка крыла могут отклоняться автоматически одновременно. Это позволяет точнее регулировать подъемную силу в зависимости режима полета. Третьим преимуществом адаптивного крыла является уменьшение значения пикирующего момента. В крыле с классической компоновкой при выпуске закрылков точка приложения подъемной силы смещается.

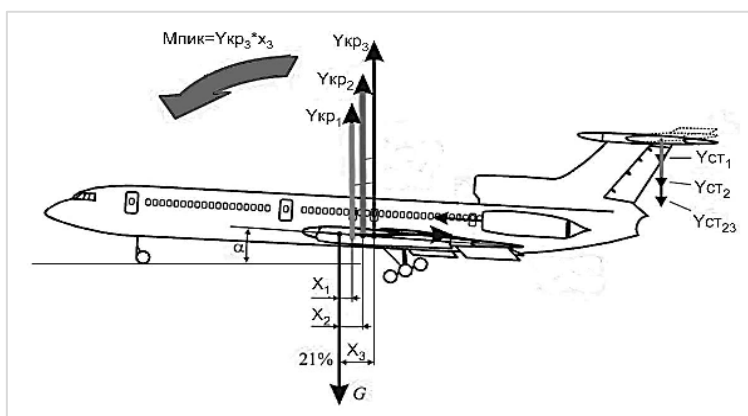


Рис. 5. Возникновение пикирующего момента при выпуске закрылков в крыле с классической компоновкой

На рис. 5 показана точка приложения подъемной силы без выпущенной механизации крыла (точка начала стрелки с обозначением подъемной силы $Y_{кр3}$), также показана точка приложения подъемной силы при выпущенных закрылках (точка начала стрелки с обозначением подъемной силы $Y_{кр2}$). Это влечет за собой создание пикирующего момента крыла (на рис. 5 обозначено стрелкой Мпик), который опускает носовую часть самолета, вследствие чего возникает продольная перебалансировка самолета. На адаптивном крыле значение пикирующего момента при отклонении задней кромки крыла имеет меньшее значение, что позволяет улучшить маневренность летательного аппарата.

Принимая во внимание все вышеперечисленные преимущества адаптивного крыла можно сделать вывод о том, что адаптивная воксельная конструкция самолета является перспективной разработкой. Сочетание адаптивной конструкции и применения композиционных материалов дают возможность облегчить конструкцию летательного аппарата, тем самым увеличивая ресурс двигателя самолета и уменьшая топливные затраты.

Научный руководитель – к.т.н., доцент В. В. Батраков.

Библиографический список

1. Ивченко А.В. Мехатронный узел и каркас адаптивного крыла // Изобретательство ISSN 2072-3067, №7, 2018г., С. 34-38.
2. Адаптивное крыло. [Электронный ресурс]. URL: dir.md/wiki/Адаптивное_управляемое_крыло?host=ru.wikipedia.org/. (дата обращения 19.03.2021).
3. Frank Tavares What is MADCAT? Flexing Wings for Efficient Flight [Электронный ресурс] // URL: <https://www.nasa.gov/feature/ames/madcat/> (дата обращения 19.03.2021).
4. *Christine E. Gregg Joseph H. Kim Kenneth C. Cheung* Ultra-Light and Scalable Composite Lattice Materials // *Advanced engineering materials*, May 2018.
5. *Nicholas B Cramer, Daniel W Cellucci, Olivia B Formoso*. Elastic shape morphing of ultralight
6. structures by programmable assembly // *Smart Materials and Structures* 28, April 2019.
7. Abigail Tabor Go, Go, Green Wing! Mighty Morphing Materials in Aircraft Design. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nasa.gov/ames/feature/go-go-green-wing-mighty-morphing-materials-in-aircraft-design/> (дата обращения 22.03.2021).
8. *Ефимова М. Г., Бугай В. И., Беназзи Мохаммед, Кудревский А. С.* Повышение эффективности механизации крыла за счет выбора оптимальных углов отклонения закрылков // *Научный вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность*. 2016. №97. С. 154 – 156.

УДК 681.12

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАССОВОГО РАСХОДА РАЗРЕЖЕННОГО ГАЗА, ОСНОВАННЫЙ НА ИЗМЕНЕНИИ ДАВЛЕНИЯ В ЁМКОСТИ ИЗВЕСТНОГО ОБЪЁМА

В. А. Ющенко, К. И. Жариков, П. С. Ячменев

Омский государственный технический университет

Введение. Газ – одно из основных состояний вещества, характеризуется слабыми связями составляющих его частиц, их большой подвижностью. В настоящее время применяются различные газообразные вещества в топливной промышленности, освещении, холодильном оборудовании и других отраслях.

Измерение расхода газа можно проводить двумя методами: объёмным и массовым. Массовый расход равен количеству газа, который переносится за единицу времени при единичном объёме. Объёмный расход газов сильно зависит от давления и температуры, поэтому для получения сопоставимых значений результаты измерения приводят к определённым условиям (нормальным).

Приборы, чувствительный элемент которых воспринимает динамическое давление потока и перемещается под его воздействием, называют расходомерами обтекания. Величина перемещения напрямую зависит от расхода. Данный вид подразделяется на три группы: расходомеры постоянного перепада давления; с изменяющимся перепадом давления; с поворотной лопастью.

К расходомерам постоянного перепада давления (расходомеры обтекания) относятся поплавковые и золотниковые ротаметры. Используются в промышленных и лабораторных условиях, верхние значения измерения газов расходомерами обтекания по воздуху находятся в пределах от 0,063 до 40 м³/ч) в вертикальных трубопроводах диаметрами 4 —100 мм. Этот тип приборов удобен в использовании, компактен, имеет несложную конструкцию устройства, достаточно широкий динамический диапазон измерений, равномерность шкалы и возможность использования в агрессивных средах, минимальные потери давления. К недостаткам относится то, что измерения производятся для видимого отсчёта диапазона. Также расходомеры данного типа не могут использоваться при больших показателях вибрации. Погрешность составляет ±2% от верхнего предела измерения.

Наиболее часто в практике для оценки малых расходов жидкости и газов служат ротаметры и поплавковые приборы, весьма перспективными считаются вихревые устройства. Реже можно встретить тепловые.

В таблице 1 приведена сравнительная оценка эффективности некоторых методов измерения расходов газа [1].

Таблица 1
Сравнительная характеристика эффективности основных способов измерения расходов газа и газообразных смесей

	Тахометрический метод	Оптический метод	Метод переменного перепада давления	Метод обтекания	Тепловой метод	Меточн. метод
Точность измерения	± 0,5 – 1 %	± 0,5 %	± 1,5 – 2,5 %	± 2 %	± 2 %	± 0,01 %
Динамический диапазон измерения расхода	1:20	1:20	1:3	1:10	1:15	1:10
Величина перепада давления	~ 0,3 кПа	< 0,1 кПа	~ 5 кПа	~ 1,5 кПа	< 0,1 кПа	< 0,1 кПа
Наличие электрического выходного сигнала	+	+	+	–	+	+
Химическая устойчивость к агрессивным средам	–	+	–	+	+	+
Стабильность выходных характеристик	Низкая (трение, износ)	Низкая	Низкая (эрозия, коррозия)	Низкая (зависит от вязкости газа)	Низкая	Высокая
Массогабаритные параметры	+	–	+	+	+	+

На практике встречаются задачи, связанные с регулированием и измерением расхода газа низкого давления, поступающего к рабочему объекту, находящемуся в условиях вакуума. Например, для обеспечения работоспособности ионного двигателя низкого энергопотребления для устойчивой генерации плазмы в разрядной камере давление рабочего газа должно составлять 50-150 Па. Для обеспечения этого уровня давлений расход рабочего тела должен составлять 1 мг/с и менее. Наиболее чувствительный газовый ротаметр РМ-А-0,063 ГУЗ не способен фиксировать такой низкий уровень расхода. Уровень давлений в магистрали зависит от формы выходного участка трубопровода и варьируется в диапазоне 600-1800 Па.

Постановка задачи. Перед авторами стояла цель разработки простого способа измерения массового расхода газа, поступающего в рабочую камеру ионного двигателя низкого энергопотребления и изготовление прототипа расходомера. Для достижения цели решались следующие задачи:

1. Проведение обзора существующих способов измерения;
2. Разработка и создание прототипа расходомера;
3. Проведение совместных испытаний расходомера обтекания и спроектированного расходомера с целью верификации показаний последнего;
4. Теоретическое обоснование результатов экспериментального исследования.

Теория. Измерение расхода переменным перепадом давления является одной из наиболее распространённых технологий. Чаще всего, расход технологической среды определяется разностью давлений, создаваемым сужающим устройством в трубопроводе. Прямых аналогов данный метод не имеет, основной отличительной чертой является измерение расходов при величине перепада давления газа величиной до 10 Па.

Сущность измерения расхода заключается в измерении перепада давлений и температур среды в начальный и конечный моменты переходного процесса заполнения средой питающей магистрали.

В основе математического аппарата метода лежат уравнения неразрывности потока и уравнение идеального состояния газа (в случае разреженных сред газ можно рассматривать как идеальный).

Экспериментальный прототип представлен на рис. 1.



Рис.1. Прототип экспериментального расходомера

Он состоит из ёмкости известного объёма (поз. 1) и приборного отсека (поз. 2). В приборном отсеке расположены датчик давления ПМТ-6М-1 и датчик температуры – термоэлектрический преобразователь типа ТХА. Датчики контактируют с пространством ёмкости 1. Расходомер устанавливается в линию подачи газа в разрыв через штуцеры 3. Т.к. расходомер разрабатывался для регулирования и фиксации количества газа, поступающего в полость ионного двигателя с СВЧ-генератором плазмы, то разъёмы для сигнальных кабелей выполнены с электромагнитной защитой.

На рис. 1 контакты 4 предназначены для приёма сигнала с термопары, контакты 5 – для приёма сигнала с датчика давления. Данные с датчика давления поступают в вакуумметр Мерадат-ВИТ 16ТЗ/2Р/485/2М. Данные с термопары поступают измеритель-регулятор технологический ИРТ5323Н. Данные с приборов выводятся на экран ПК. Опрос датчиков производится раз в секунду.

Массовый расход определяется по формуле:

$$\dot{m} = \frac{V \cdot M}{R \cdot \Delta t} \cdot \sum_{i=0}^n \left(\frac{P_{i+1}}{T_{i+1}} - \frac{P_i}{T_i} \right), \quad (1)$$

где V – объем ёмкости; M – молекулярная масса газа; R – универсальная газовая постоянная; Δt – период опроса датчиков давления и температуры; P_i и P_{i+1} – давления газа в ёмкости в начальный момент и через период опроса датчика, соответственно; T_i и T_{i+1} – температуры газа в ёмкости в начальный момент и через период опроса датчика, соответственно; n – число опросов датчиков.

Верификация показаний расходомера осуществлялась посредством его совместных испытаний с ротаметром. На рис. 2 представлена экспериментальная установка.

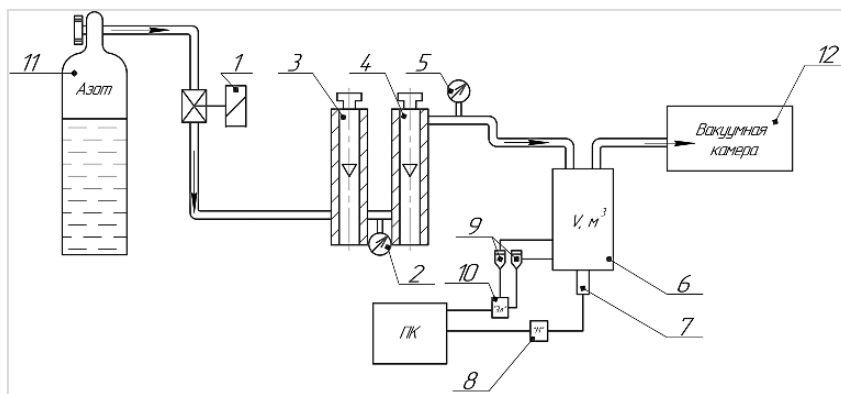


Рис. 2. Схема установки

- 1 – клапан отсечной электромагнитный; 2 – мановакуумметр на входе в ротаметр РМ-А-0,063 ГУЗ;
 3 – ротаметр РМ-А-0,1 ГУЗ регулирующий; 4 – ротаметр РМ-М-0,063 ГУЗ показывающий;
 5 – мановакуумметр на выходе из ротаметра РМ-А-0,063 ГУЗ; 6 – емкость исследуемого расходомера;
 7 – датчик давления ПМТ-6М-1; 8 – вакуумметр Мератат-ВИТ 16Т3/2Р/485/2М; 9 – термоэлектрический преобразователь; 10 – измеритель-регулятор технологический ИРТ5323Н; 11 – баллон с азотом;
 12 – вакуумная камера

Суть проверки заключалась в следующем: показания расхода азота испытуемого расходомера, полученные по формуле (1) сравнивались с показаниями расхода азота, полученные по формуле:

$$\dot{m} = Q \cdot \rho, \quad (2)$$

где Q – измеренный по положению поплавка ротаметра и скорректированный по градуировочной формуле объёмный расход азота; ρ – плотность азота в ротаметрической трубке. Плотность определяется из уравнения состояния газа на основе показаний манометров.

Ротаметр поз. 3 необходим только для контролируемой подачи газа во второй ротаметр, игольчатый клапан которого находится в полностью открытом состоянии. Ротаметр поз. 4 является показывающим, по его показаниям производится расчёт объёмного расхода газа. На выходной участок, после исследуемого расходомера, устанавливались дроссели и пористые редукторы с целью повышения давления в магистрали до уровней чувствительности манометров (поз. 2 и 5).

Ограничение по применимости к среде – газообразная.

Ограничение по температуре – ограничено применяемыми материалами.

Ограничение по давлению – не более 10^5 Па.

Ограничение по содержанию примесей – не проверялось.

Погрешность – формируется из погрешности датчика температуры и датчика давления.

Результаты экспериментов. Расходомер был выполнен в двух исполнениях в части объёма ёмкости: с расположением внутри вакуумной камеры ($V=8,674 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3$); с расположением вне вакуумной камеры ($V=8,621 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3$) (рис. 1).

В таблице 2 представлены результаты измерений массовых расходов азота прибором постоянного перепада давления и исследуемого расходомера.

Таблица 2
Результаты измерений

	Показания РМА-0,063 ГУЗ, %	Объём ёмкости, м^3	По формуле (1), мг/с	По формуле (2), мг/с
Рис. 3 а	83	$8,621 \cdot 10^{-4}$	2,096	2,525
Рис. 3 б	58	$8,621 \cdot 10^{-4}$	1,143	1,139
Рис. 3 в	46-48 (пульсации)	$8,674 \cdot 10^{-4}$	0,965	— *
	78		2,476	2,778
	100		4,042	5,938

* – невозможно определить плотность газа в ротаметрической трубке из-за низкой чувствительности применяемых мановакуумметров к реализуемому давлению.

На рис. 3 представлены диаграммы изменения давления и температуры газа в ёмкости расходомера, расположенного вне вакуумной камеры и расходомера, расположенного внутри вакуумной камеры при ступенчатом подъеме расхода.

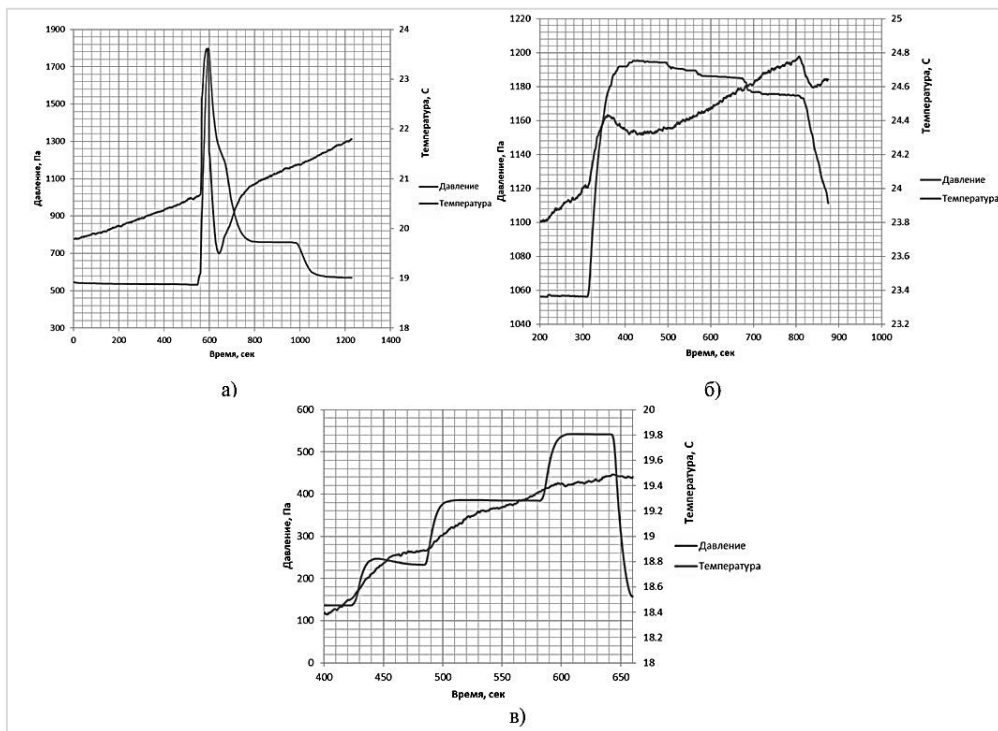


Рис. 3. Диаграммы изменения давления и температуры в ёмкости расходомера:

а – истечение в вакуумное пространство через отверстие $\varnothing 0,8 \text{ мм}$;

б – истечение в вакуумное пространство через пористый редуктор;

в – истечение в вакуумное пространство из штуцера расходомера, установленного в вакуумной камере

Обсуждение результатов. В результате поисково-инженерной работы получен прототип расходомера, принцип работы которого основан на перепаде давления в ёмкости при заполнении магистрали. Экспериментальное исследование доказало состоятельность данного способа измерения расхода газа. Продемонстрирована возможность количественной и качественной оценки течения вещества. Значительные разногласия между ротаметрическим методом измерения расхода и предложенным наблюдаются при высоких уровнях расхода газа.

Выводы и заключение. Проведён сравнительный анализ способов определения малого и сверхмалого расхода газа. Наиболее распространённым считается метод обтекания, который в дальнейшем рассматривается в эксперименте. В процессе практического исследования изучен новый метод, удобный для использования в кратковременных лабораторных испытаниях, когда необходимо определить массовый расход разрежённого газа. Достоинствами метода являются простота математического аппарата, простота приборного обеспечения.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 19-79-10038).

Библиографический список

1. *Высочкин А. В., Портнов Е. М., Теплова Я. О., Николаев А. В., Слюсарь В. В.* Выбор средства прецизионного измерения малых расходов газа // *Современные наукоемкие технологии.* 2019. № 7. С. 20 – 24.
2. *Кортиашвили В. В., Крахмалев Е. Н.* Обзор методов измерения массового расхода // *Нефть и Газ Сибири.* 2018. №3(32). С. 69 – 71.
3. *Скороспешкин М. В.* Конспект лекций по дисциплине «Технические средства автоматизации и управления» Томск: Национальный исследовательский Томский Политехнический университет. 2010.

УДК 623.4.044

АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ ДЕТАЛИ «КЛИН ЗАТВОРА», ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЛЯ СТАНКА С ЧПУ

Д. А. Арсентьев

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

Клин является основной деталью, запирающей канал ствола в клиновом затворе. Помимо запирания канала ствола клин затвора выполняет ряд важных функций, связанных с ведением стрельбы. В нем размещаются механизмы: стреляющий, взвода, а также детали механизма открывания клина и автоматики затвора.

При стрельбе клин затвора испытывает высокие динамические нагрузки при сложном напряженном состоянии (сжатие с изгибом). Поэтому он должен иметь высокие прочность, ударную вязкость и качество структуры материала. Модель клина представлена на рис. 1.

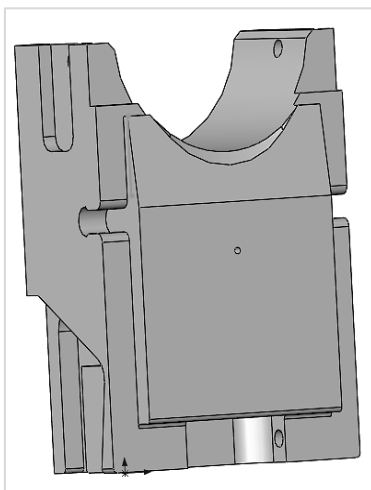


Рис.1. 3-D модель клина затвора

В качестве исходной заготовки в производстве клина применяются кузнечная поковка, штамповка, поковка, полученная методом редуцирования на радиально-ковочной машине (РКМ). Для изготовления заготовок клина артиллерийских систем среднего и крупного калибров метод редуцирования на РКМ получил наибольшее распространение. На этапе формообразования заготовки этот метод позволяет получить максимальный, по сравнению с другими, выход годного металла, до 80% и более.

Характерные особенности технологии изготовления клина затвора:

- специфика конструкции, отсутствие деталей-аналогов в общем машиностроении;
- труднообрабатываемость материала;
- большое количество конструктивных элементов, имеющих сложную конфигурацию.

В производстве обычно одновременно изготавливаются несколько разновидностей клиньев затвора для различных артиллерийских систем, поэтому при проектировании маршрутной

технологии и организации производства учитываются многие особенности, например целесообразность организации специализированного участка поточного производства на основе групповых методов обработки, необходимость проведения конструкторско-технологической отработки; применение специального технологического оборудования и тд.

Наиболее полно эти соображения могут быть реализованы при организации гибкой производственной системы (ГПС).

Типовой технологический маршрут обработки клиньев затвора после упрочняющей термической обработки в составе ГПС будет состоять из следующих основных технологических операций:

- 1) разрезка поковки;
- 2) фрезерование наружных поверхностей;
- 3) растачивание лоткового проема (предварительно);
- 4) шлифование плоских поверхностей;
- 5) фрезерование профильных поверхностей и наклонной поверхности;
- 6) обтачивание лотка (токарно-карусельная);
- 7) шлифование наклонной поверхности;
- 8) сверление, зенкерование, развертывание, растачивание, фрезерование, нарезание резьб и других переходов окончательной механической обработки, выполняемых на станке ОЦ типа ИР-500ПМФ4;
- 9) слесарная операция;
- 10) контрольная операция;
- 11) азотирование;
- 12) шлифование;
- 13) окончательный контроль.

В основу организации ГПС должен быть положен типовой технологический процесс обработки клиньев. В ГПС одновременно обрабатываются несколько однотипных клиньев затворов различных артиллерийских систем. Исходя из этого следует, что отдельные детали могут сниматься с изготовления и заменяться другими, при этом они будут обрабатываться в том же потоке, без существенных затрат на подготовку производства.

Технологический процесс обработки клиньев затвора в ГПС включает:

- поточно-механизированную линию (ПМЛ) подготовки баз;
- поточную автоматизированную линию (ПАЛ);
- поточно-механизированную линию (ПМЛ) окончательной доделки.

На первом этапе групповую заготовку разрезают на штучные, выполняют операции предварительной обработки, связанные с удалением значительной части металла в отходы (фрезерование плоскостей, трепанация и карусельная обработка лоткового выема), подготавливают технологические базы (шлифование плоскостей). Второй этап включает технологические операции основного формообразования при максимальной концентрации.

На этот этап технологии приходится 50 – 60% трудоемкости операций. Обработка ведется в базовых приспособлениях нескольких типов с комплектом сменных наладок. Подготовка заготовок к обработке осуществляется на специальных стендах. Третий этап включает ряд отделочных операций.

Такой вариант обработки клина существует на данный момент, однако, в связи с развитием не только оборонно-промышленной области, но и машиностроения, появляются возможности для оптимизации процесса обработки клина затвора.

На данный момент, часть операции выполняется на нескольких универсальных станках. Явным минусом такого типа производства являются временные затраты на перемещение заготовки между станками. Поэтому, стоит выяснить, можно ли полностью обработать деталь типа клин затвора на одном станке с ЧПУ, или же такой вариант менее рационален.

За прототип проектирования клина затвора взят клин 122-мм гаубицы Д-30. Рассмотрим две технологии изготовления клина:

- Обработка будет производиться на станках универсальных станках ГФ1829Н1, КЖ-1967, 6560, 3Д756 и многоцелевом станке ИР500МФА (рис.2).
- Обработка будет производиться на фрезерном станке DMU 60 P duoBLOCK (рис.3) (заготовка предварительно обработана на станке ГФ1829Н1).

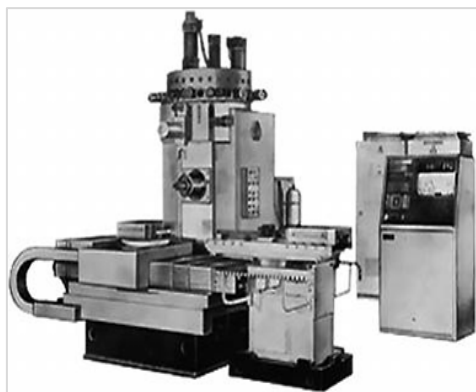


Рис. 2. ИР500МФА



Рис. 3. DMU 60 P duoBLOCK

В первом случае, время обработки составляет почти 55 минут без учёта времени на переустановку заготовки. Во втором случае, не смотря на две операции и один переустанов детали, время обработки – почти 100 минут. Таким образом, выходит, что обработка только на 5-координатном станке не совсем рациональна. Возникает вопрос, из-за чего такая разница во времени. Стоит отметить, что обработка на станке DMU 60 P duoBLOCK ведётся в два установка. Большинство операций быстрее выполняются на 5-координатном станке, вдобавок на нём не нужно много раз переустанавливать заготовку, но на нём тратится самое большое время на обработку верхнего лотка – 58 минут, это больше, чем всё время обработки первым способом. Обработка ведётся фрезой с круглыми пластинами D52 (рис. 4), в то время как в первом случае используется операция сверления на станке КЖ-1967. Не трудно заметить, что второй вариант гораздо быстрее и занимает всего две минуты. Получается, первый способ более рационален и выгоден, хотя и имеет минусы.

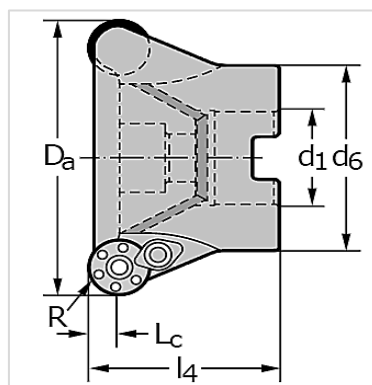


Рис. 4. Фреза с круглыми пластинами

Подводя итог, хочется сказать, что технология изготовления клина затвора существует много лет и достаточно слажена, но, несомненно, может быть ещё доработана и оптимизирована. Использование новых 5-координатных станков с ЧПУ для второго и

третьего этапа обработки клина затвора существенно сократит время производства детали и гораздо поднимет производительность предприятий.

Научный руководитель – доцент, кандидат технических наук Т. П. Кочеткова

Библиографический список

1. Орлов Б. В., Ларман Э. К., Маликов В. Г. Устройство и проектирование стволов артиллерийских орудий. М.: Машиностроение, 1976. 432 с.
2. Серебrenицкий П. П. Краткий справочник технолога-машиностроителя. СПб: Политехника, 2007. 951 с.
3. Звонцов И. Ф., Иванов К. М., Серебrenицкий П. П. Технология и производство артиллерийского вооружения. СПб; Лань, 2016. 692 с.
4. Орлов П. Н., Скороходов Е. А., Агеев А. Д. Краткий справочник металлиста. М.: Машиностроение, 1986. 960 с.

УДК 623.4.011

EMW-1 – АЛЬТЕРНАТИВА ОГНЕСТРЕЛЬНОМУ ОРУЖИЮ

Д. А. Башаев, М. О. Судаков

Пушка Гаусса – одна из разновидностей электромагнитного ускорителя масс. Названа по имени немецкого учёного Карла Гаусса, заложившего основы математической теории электромагнетизма.

Орудие Гаусса состоит из соленоида, внутри которого находится ствол (как правило, из диэлектрика). В один из концов ствола вставляется снаряд, сделанный из ферромагнетика. При протекании электрического тока в соленоиде возникает электромагнитное поле, которое разгоняет снаряд, «втягивая» его внутрь соленоида. На концах снаряда при этом образуются полюса, ориентированные согласно полюсам катушки, из-за чего после прохода центра соленоида снаряд притягивается в обратном направлении, т. е. тормозится. В любительских схемах иногда в качестве снаряда используют постоянный магнит, так как с возникающей при этом ЭДС индукции легче бороться. Такой же эффект возникает при использовании ферромагнетиков, но выражен он не так ярко благодаря тому, что снаряд легко переманчивается [1].

Цель нашего проекта заключается в разработке неогнестрельного стрелкового оружия на основе электромагнитных процессов с баллистическими параметрами, близкими к огнестрельному стрелковому оружию.

Рассмотрение аналогов. В мире существует довольно большое количество действующих прототипов, хоть и любительских. Например, «COBRA» (рис. 1), данный образец представляет собой многоступенчатый электромагнитный ускоритель.

Тактико-технические характеристики

- Энергия конденсаторов – 459 Дж
- Дульная энергия – 31 Дж
- Дульная скорость – 67 м/с
- КПД установки – 6,75%
- Вес установки – 2,7 кг

Рассмотрим еще один образец – «CG-42 Gauss machine gun» (рис. 2), данный прототип конструктивно схож с выше представленным, но имеет возможность вести стрельбу в автоматическом режиме [2].

Тактико-технические характеристики:

- Дульная энергия – 10,78 Дж
- Дульная скорость – 42,03 м/с
- Скорострельность – 7,7 в/с
- Вес установки – 4,17 кг
- Емкость магазина – 15 патронов
- КПД установки – 7%

Снаряд:

- Калибр – 6,5×50мм
- Материал – сталь



Рис. 1. Пушка Гаусса «COBRA»

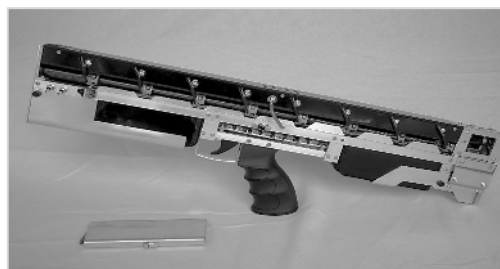


Рис. 2. CG-42»

Разработка электрической схемы. При изучении образцов мы получили электрическую схему, по которой они работают (рис.3) и, взяв ее за основу для нашего проекта, немного видоизменили (рис.4).

В схему добавлен диодный мост, который уменьшает лишние вибрации, стабилизируя сигнал. Сигнал на катушку идет через управляющий полевой транзистор, увеличивая мощность и дульную энергию. В результате имеем большую дульную энергию снаряда, более высокую стабильность и повышение КПД установки.

Расчеты. Расчет энергии соленоидов мы проводили с помощью программы FEMM (Finite Element Method Magnetics) и отдельно взятого скрипта. К сожалению, данная программа не может с нужной нам точностью дать верные результаты расчетов. Поэтому, скорректировав работу скрипта, мы добились довольно неплохих результатов.

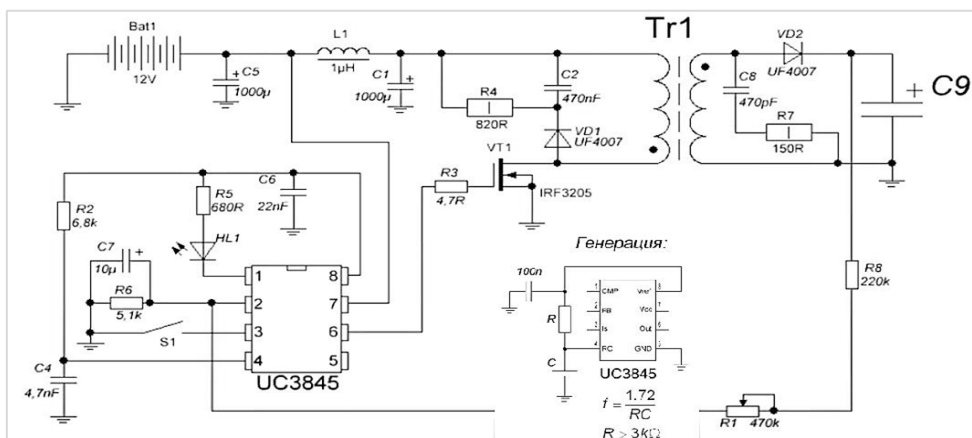


Рис. 3 Электрическая схема работы «COBRA»

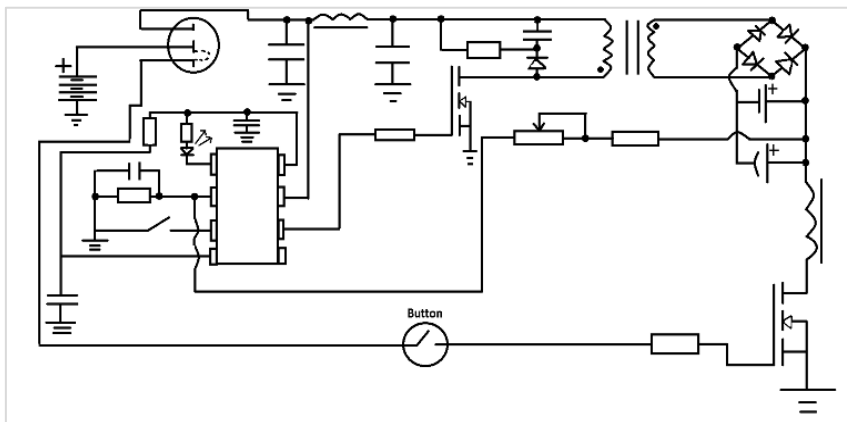


Рис.4 Электрическая схема, доработанная и усовершенствованная нами

Провод:

- Сопротивление обмотки, Ом = 0.3
- Количество витков = 100*30
- Диаметр провода, мм = 0.5

Соленоид:

- Длина соленоида, мм = 50.0
- Внешний диаметр соленоида, мм = 18.0
- Индуктивность соленоида в старт. позиции, мкГн = 100
- Толщина щёчек внешнего магнитопровода, мм = 0.0
- Толщина корпуса внешнего магнитопровода, мм = 0.0
- Внутренний диаметр соленоида, мм = 6.0

Снаряд:

- Масса снаряда без оперения, г = 2.78
- Длина снаряда, мм = 15.0
- Диаметр снаряда, мм = 5.45
- Глубина отверстия в снаряде, мм = 0.0
- Диаметр отверстия, мм = 0.00
- Масса оперения, г = 0.00
- Масса снаряда вместе с оперением, г = 2.78
- Стартовая позиция снаряда, мм = -1.0

Энергия:

- Энергия снаряда начальная, Дж = 0.0
- Энергия снаряда конечная, Дж = 23.3
- Приращение энергии снаряда, Дж = 23.3
- Энергия конденсатора начальная, Дж = 14.7
- Энергия конденсатора конечная, Дж = 1.5-I*1.5
- Расход энергии конденсатора, Дж = 1.5-I*1.5
- Средняя сила, Н = 7202.9
- КПД, % = J*I*0.3=60%

Скорость снаряда:

- Начальная скорость снаряда, м/с = 0.1
- Конечная скорость снаряда, м/с = 129.5
- Минимальная скорость снаряда, м/с = 0.1

Научный руководитель – Л. И. Шеманева.

Библиографический список

1. Пушка Гаусса // Википедия. Свободная энциклопедия. [Электронный ресурс]. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Пушка_Гаусса.
2. Gauss Machine Gun. Delta – V Engineering [Электронный ресурс]. URL: <http://www.deltaveng.com/gauss-machine-gun/>.

УДК 621.91.01(075.8)

ФРЕЗЕРОВАНИЕ ОКОН. РЕЖИМЫ РЕЗАНИЯ СПЕЦИАЛЬНЫХ СТАЛЕЙ И СПЛАВОВ

Н. К. Бойкова

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

Расширение применения в машиностроении труднообрабатываемых материалов (нержавеющих сталей, железоникелевых и титановых сплавов) требует обновления информационной базы для выбора режимов резания (v, s).

В существующих нормативах и справочниках [1, 2] рекомендуемые режимы v, s представлены в таблицах с указанием диапазонов значений скорости резания v и подачи s . Условия обработки учитываются множеством поправочных коэффициентов, также выбираемых по таблицам. При этом ошибки определения режимов резания, особенно для труднообрабатываемых материалов, достигают 50%. Приходится корректировать v, s при наладке станка на выполнение операций.

В статье приведены пример расчета режимных параметров фрезерования элементов деталей из нержавеющей стали 1Х18Н10Т концевой фрезой. Расчетные значения режимов сопоставлены с рекомендациями фирмы Sandvik, но в отличие от них учитывают конкретные условия обработки.

1. Исходные данные операции фрезерования. Для фрезерования окон в детали «Труба» (рис 1) выбрана концевая фреза диаметром $D=20$ мм, $z=4$. Прочность стали 08Х18Н10Т (материал группы S) – $\sigma_B=55$ кгс/мм² (550 Мпа). Геометрические параметры фрезы: передний угол $\gamma=15^\circ$, задний угол $\alpha=15^\circ$, угол наклона винтового зуба $\omega=20\dots25^\circ$.

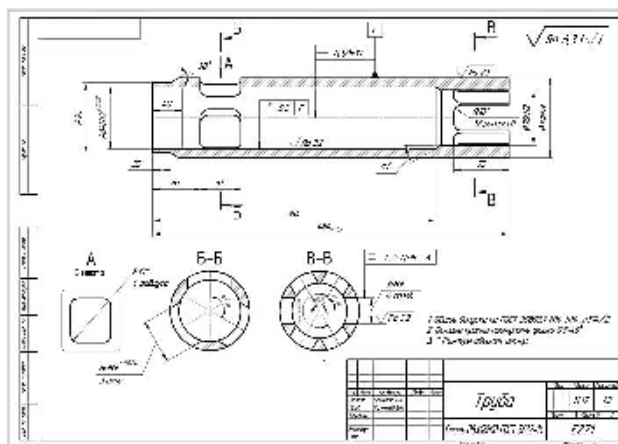


Рис. 1. Деталь «Труба»

2. **Постановка задачи.** В предварительно обработанной трубе диаметром 108 мм с толщиной стенки 12 мм требуется обработать три окна с размерами 60*55 мм. По окружности трубы окна расположены симметрично (через 60°).

3. **Описание операции обработки окон.** Для последовательной обработки окон в одной операции необходимо выполнить следующие переходы:

1) Фрезеровать плоскость ① в зоне расположения окна (рис 2.);

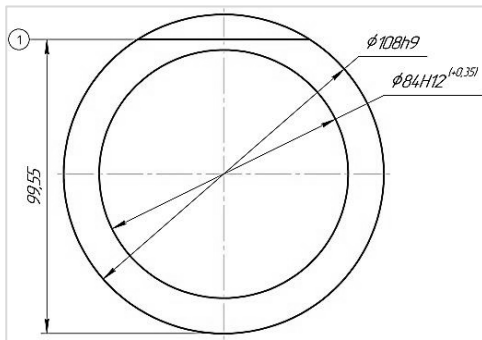


Рис. 2. Фрезерование плоскости ①

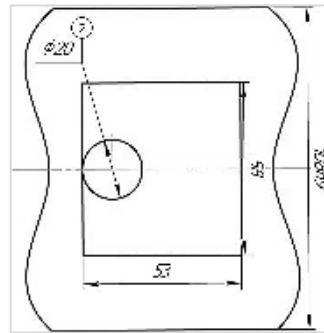


Рис. 3. Отверстие для ввода фрезы

2) Зацентрировать и просверлить отверстие вблизи левого торца окна для ввода фрезы (рис 2.). Выбор расположения отверстие ② под фрезу в диаметральной плоскости детали обусловлено тем, чтобы при фрезеровании паза шириной $b=B$ работать с наименьшей шириной фрезерования, это позволяет увеличить скорость резанья;

3) Фрезеровать материал в объеме окна по схеме, показанной на рис. 4;

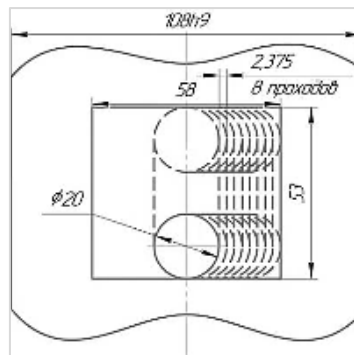


Рис. 4. Схема фрезерования

4) Снять фаски на торцевых поверхностях снаружи и внутри.
5) Технологический останов для отвода инструмента и удаления стружки и контроля размеров;

6) Поворот заготовки на угол 60°;

7) Повторить переходы 1, 2, 3, 4 по обработке второго окна;

8) Повторить переходы 5, 6;

9) Повторить переходы 1, 2, 3, 4 по обработке третьего окна.

Для выполнения операций выбран многофункциональный токарно-сверлильно-фрезерный обрабатывающий центр M-60-G×3000 фирмы WFL MILLTURN TECHNOLOGIES

(Австрия). Применение такого станка позволяет полностью реализовать маршрут обработки и избежать необходимости применения приспособления с делительным устройством.

4. Расчет режимов резания. Фрезерование окна осуществляется цельной твёрдосплавной концевой фрезой 2P342-2000-CMB 1740 рис 5.

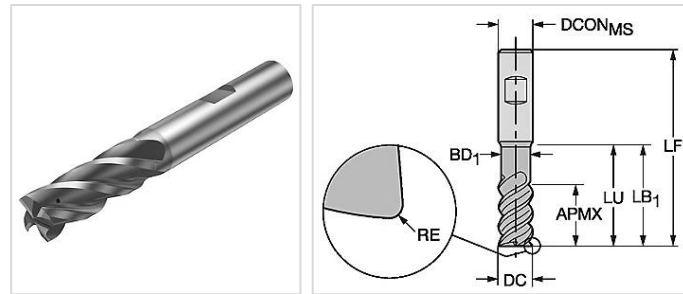


Рис. 5. Цельная твёрдосплавная концевая фреза 2P342-2000-CMB 1740

Первый рабочий ход сопровождается образованием продольного открытого паза шириной, равной диаметру фрезы $\varnothing 20$. В данном случае паз сквозной по высоте, что позволяет применять $t=0.5D$, а ширину фрезерования - толщине стенке, которая возрастает по направлению к боковым стенкам окна. В связи с этим, при расчете скорости резания учтено изменение ширины фрезерования (табл.1).

Пологая, что след фрезы близок к дуге окружности диаметром D и $z=4$ (угол между соседними зубьями $\psi=90^\circ$), первый зуб 1 переместится из точки 1 в точку 1', а фреза в направлении подачи - на величину подачи на зуб s_z . К этому моменту второй зуб займет исходное положение в точке 1 первого зуба. При повороте фрезы еще на 90° первый зуб переместится из точки 1' в точку 1'', а второй - из точки 2 в точку 2''. Таким образом, каждому зубу при перемещении фрезы на величину подачи s_z будет соответствовать глубина резания $t=0.5 D=10\text{мм}$.

В таблице 2 представлены расчетные значения режимов резания и рекомендуемые значения фирмы Sandvik.

Таблица 1
Значения ширины фрезерования

Условие	Формула	Переход 1	Переход 2	Переход 3
<p>h – толщина стенки детали (трубы);</p> <p>a – принятое положение плоскости \textcircled{a}, т.е. расстояние от наружной поверхности трубы до плоскости \textcircled{a};</p> <p>R – радиус наружной поверхности заготовки перед фрезерованием плоскости</p>	$B = \frac{h}{\left(1 - \frac{a}{R}\right)}$	14.23	15.17	15.51

Результаты работы позволяют решить задачу выбора режимов резания расчетом с учетом конкретных условий обработки коррозионностойких жаропрочных сталей, что обеспечивает сокращение времени разработки операций и повышения качества принятого решения.

Таблица 2
Режимы резания

Условие	Формула	Переход 1	Переход 2	Переход 3	Sandvik
Ra – параметр шероховатости, мкм; $\sigma_{и.л}$ – предел прочности на изгиб лезвия, МПа; σ_B – предел прочности стали, МПа; D – диаметр фрезы; t – глубина резания.	$s_z = 31.3 * 10^{-5} * \frac{D^{0.49} * Ra^{0.25} * \sigma_{и.л}^{1.52}}{t^{0.86} * \sigma_B^{0.94}}$	0.062 мм/зуб	0.21 мм/зуб	0.38 мм/зуб	0.0579 /0.145 /0.273 мм/зуб
T – период стойкости фрезы, мин.	$T = 13.64 * D^{0.63}$	90 мин.	90 мин.	90 мин.	
$C_v=666$ (при $s_z \leq 0.2$ мм/зуб); m=0.55; $y_v=0.154$; $x_v=0, 23$.	$v_p = \frac{C_v * D^{0.32}}{T^m * s_z^{y_v} * t^{x_v} * B^{0.24} * z^{0.1}}$	57.53 м/мин	65.35 м/мин	72.39 м/мин	23,6/28.1 /43.74 м/мин
	$n_\phi = \frac{v_p * 1000}{\pi * D}$	$n_\phi=916$ об/мин.	1040 об/мин	1152 об/мин	
	$s_m = (s_z * n_\phi)$	56.79 м/мин.	218.4 м/мин	437.76 м/мин	
T – время рабочего хода; L_{px} – длина хода фрезы.	$T_{00} = \frac{L_{px}}{s_m}$	0.58 мин.	2.42 мин.	0.151 мин.	1.02/ 3.43/ 0.45 мин.
$T_{0\Sigma}$ – суммарное машинное время обработки окна	$T_{0\Sigma} = T_{01} + T_{02} + T_{03}$	3.151 мин.			4.89 мин.
Машинное время обработки трёх окон	$T_0 = T_{0\Sigma} * 3$	9.453 мин.			14.77 мин.

Сравнение полученных значений режущих параметров с рекомендациями фирмы Sandvik свидетельствует о преимуществах расчета режимов по фактическим значениям

свойств обрабатываемого и инструментального материалов, шероховатости обработанной поверхности, что позволяет практически значительно повысить производительность обработки за счет увеличения скорости резания.

Научный руководитель – к.т.н., доцент Ю. И. Кижняев.

Библиографический список

1. Звонцов И. Ф., Иванов К. М., Серебренецкий П. П. Разработка и оформление технологических процессов изготовления деталей общего и специального машиностроения. СПб; БГТУ «Вонмех», 2015.
2. Серебренецкий П. П. Краткий справочник технолога-машиностроителя. СПб: Политехника, 2007.
3. Кисельникова Т. И., Банникова С. Н., Пуцина И. В. Общемашиностроительные нормативы режимов резания для обработки резами деталей из жаропрочных сталей. М.: 2009.

УДК 623.442

7,62-ММ СТАНКОВЫЙ ПУЛЕМЕТ СГ-43 – ВЫСОКОЕ ТВОРЧЕСКОЕ ДОСТИЖЕНИЕ ОРУЖЕЙНИКА П. М. ГОРЮНОВА

Я. З. Голубова

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

Высоким творческим достижением отечественной конструкторской школы в создании автоматического стрелкового оружия в период Великой Отечественной войны является 7,62-мм станковый пулемёт СГ-43 – пулемёт конструкции Петра Максимовича Горюнова. Небольшой вес и высокая кучность стрельбы пулемета Горюнова во многом способствовали успеху в наступательных операциях советских войск на заключительном этапе войны [6].

К началу Великой Отечественной войны на вооружении РККА находился 7,62-мм станковый пулемёт системы Максима образца 1910/30 года – модернизированный на Тульском оружейном заводе в 1910 г и 1930 г. британский станковый пулемёт, разработанный британским оружейником американского происхождения Хайремом Стивенсом Максимом в 1883 г. В России этот пулемёт получил название «Максим» [7]. После разгрома гитлеровцев под Москвой особую актуальность приобрел вопрос создания легкого пулемета. Пулемет «Максим» продолжал надежно служить нашей армии благодаря могуществу и меткости огня. Однако, несмотря на высокие боевые свойства пулемета «Максим» и его незаменимость в оборонительных боях, некоторые его недостатки делали его неудобным для использования в наступлении. Пулемет со станком был на 20–25 кг тяжелее современных зарубежных образцов, что особенно негативно сказалось в новых условиях боя, при значительно увеличенной скорости продвижения войск в наступательных операциях. Водяное охлаждение ствола затрудняло использование пулемета в различных боевых условиях. Кроме того, кожух системы охлаждения легко пробивался пулями, осколками снарядов и минами, что приводило к выходу из строя пулемета. В одном из отзывов с фронта указано: *«По своему весу пулемёт Максим является неудовлетворительной конструкцией, снижающей маневренность частей... Опыт воинских частей по применению станковых пулемётов в Отечественной войне, показал, что станковые пулемёты являются тяжёлыми и не отвечают условиям*

маневренной войны...»[4]. Таким образом, возникла острая необходимость конструирования станкового пулемёта, удовлетворяющего реалиям того времени.

Вопрос о разработке нового образца станкового пулемета поднимался задолго до начала Великой Отечественной войны. Задание на проектирование облегченного пулемета было дано Штабом Рабоче-крестьянской Красной Армии (РККА) 13 июня 1928 г. В требованиях, разработанных командованием Красной Армии, указывалось, что новый образец станкового пулемета должен был сохранить надежность и боевую эффективность «Максима», его масса вместе со станком не должна превышать 30 кг, теоретическая и практическая скорострельность – соответственно 500 и 200 – 250 выстр/мин, кроме того обязательным было наличие воздушного охлаждения, вместо водяного. Техническое задание было сформировано к середине июня 1929 года, а уже в начале августа того же года конструкторы были ознакомлены с тактико-техническими требованиями к новому оружию [2].

В 1930 году к работе над созданием станкового пулемёта приступил известный оружейный конструктор Василий Алексеевич Дегтярёв, создатель принятого на вооружение Красной Армии в 1927 году ручного пулемёта ДП. В ноябре 1934 г. – июне 1938 г. опытная серия станковых пулемётов В. А. Дегтярёва прошла полигонные испытания, сопровождавшиеся доработкой и совершенствованием конструкции. Окончательный вариант пулемёта был принят на вооружение РККА 22 сентября 1939 года под наименованием «7,62-мм станковый пулемёт обр. 1939 г. ДС-39».



П.М. Горюнов. 1942 г.



Солдаты с пулеметом СГ-43 (<https://war-time.ru>)

Станковый пулемет Дегтярева оказался сложным в производстве и обслуживании в полевых условиях, его конструкция не прошла необходимых испытаний. Эксплуатация ДС-39 в войсках (в том числе во время советско-финской войны 1939–1940 гг.) вызвала множественные нарекания, связанные с ненадежным функционированием пулемета при низких температурах и больших количествах пыли, низкой живучестью основных деталей и корпуса, возможностью разрыва патрона в ствольной коробке. Кроме того, существенным недостатком, который не подлежал устранению без полной переработки и изменения конструкции, была невозможность использования вместо патронов со стальной или биметаллической гильзой – изготовленной из плакированной томпаком низкоуглеродистой стали (нового образца) аналогичных патронов с латунной гильзой, значительные запасы которых хранились на складах, что могло вызвать затруднения с обеспечением боепитанием.

В результате, несмотря на простоту эксплуатации, меньший вес и значительное огневое могущество, в июне 1941 года (незадолго до начала Великой Отечественной войны) производство ДС-39 было прекращено, а Тульский оружейный завод (ТОЗ) возобновил производство надежных и нетребовательных к боеприпасам пулеметов типа «Максим» (система обр. 1910/30 г.) [1].

В мае 1942 года снова был объявлен конкурс на разработку удовлетворяющего условиям нового времени станкового пулемета взамен устаревшего «Максим». К тому моменту В. А. Дегтярев, продолжавший работу над проектом и после начала войны, модернизировал ДС-39, и его пулемет принимал участие в конкурсе вместе с новыми образцами других конструкторов. Однако сравнительные испытания показали превосходство пулемета разработки П. М. Горюнова над системой В.А. Дегтярева, и он получил поддержку наркома вооружений Д. Ф. Устинова [5].

Петр Максимович Горюнов родился в 1902 году в селе Каменка Московской области в бедной крестьянской семье, в своем селе окончил три класса церковно-приходской школы. С 1916 года работал слесарем на Коломенском машиностроительном заводе. С 1918 по 1923 год служил в Красной Армии, после чего продолжил работу на заводе. Зимой 1930 года на завод приехал военный представитель Ковровского оружейно-пулеметного завода. П. М. Горюнов встретился с ним и рассказал о своей мечте усовершенствовать пулемёт «Максим». Военный представитель записал его данные, и вскоре П. М. Горюнов получил приглашение на новое место работы. В марте того же года Петр Максимович переехал в Ковров и поступил на Ковровский завод слесарем. В декабре 1931 года он получил звание техника в бюро рационализации и изобретательства, а в феврале 1933 года перешел в опытный цех завода слесарем-отладчиком.

С 1934 года Петр Максимович работал в экспериментальной мастерской вместе со своим племянником – отладчиком-слесарем Михаилом Михайловичем Горюновым (1912 – 1991), переехавшим в Ковров из Коломны. Была создана группа разработчиков, в которую вошли: Петр Горюнов, Михаил Горюнов и мастер опытной мастерской отдела главного конструктора (ОГК) – Василий Ефимович Воронков (1899 – 1976). Работа этого коллектива и сотрудников опытно-экспериментального цеха ОГК в короткие сроки привела к созданию оригинального образца ручного пулемета, названного по первым буквам фамилии конструкторов «ГВГ» [2].

Однако станковый пулемет Красной Армии все же был нужен. Поэтому в короткие сроки ручной ГВГ адаптировали под колесный станок Дегтярева, который изначально был разработан для ДС-39, и уже в декабре 1942 года станковая версия ГВГ прошла заводские испытания на полигоне, которые показали хорошие результаты.

После устранения некоторых недостатков в конструкции была заказана небольшая опытная партия пулеметов для их проверки. Испытания на заводе-изготовителе показали очень хорошие результаты – пулемет имел не только превосходные стрелковые качества, но к тому же был очень прост и надежен в производстве и эксплуатации, обладал высокой маневренностью и был полностью готов к запуску в серийное производство. Поэтому в марте 1943 г. была изготовлена партия станковых ГВГ в количестве около 50 единиц, большая часть которых сразу после сборки была отправлена на передовую. 14 мая 1943 г. решением Государственного комитета обороны пулемет системы Горюнова на станке Дегтярева-Гаранина был принят на вооружение Красной Армии под названием «7,62-мм пулемет конструкции Горюнова обр. 1943 г.» или сокращенно – СГ-43. Так как все цеха Ковровского завода были полностью отведены под производство различных орудий, то для серийного выпуска нового станкового пулемет всего за 2,5 месяца был построен новый цех. К середине осени 1943 года первые пулеметы были отправлены на фронт [5].

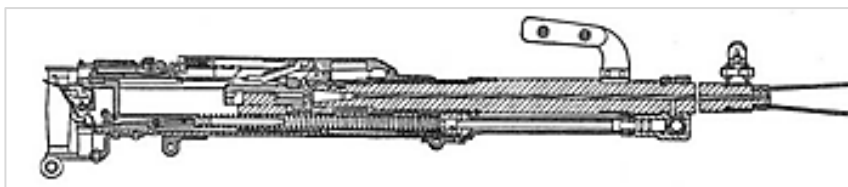


Рис. 1. Схема устройства пулемета СГ-43: подвижная система в переднем положении

Станковый пулемет конструкции Горюнова обр. 1943 г. – мощное оружие пехоты. Он предназначен для поражения открытых и находящихся за небольшими складками местности групповых целей – живой силы и огневых средств противника на расстоянии до 1000 м.

Пулемет устанавливается на станок Дегтярева, который позволяет вести огонь и по зенитным целям. Стрельба из станкового пулемета ведется непрерывным огнем или очередями, 10-30 выстрелов каждая.

Стрельба ведется патронами с пулями обр. 1907 г. (легкая пуля массой 9,6 г) и обр. 1930 г. (тяжелая пуля Д – 11,8 г), а также бронебойной пулей Б-30 (10,8 – 11,05 г), Б-32 (9,65 – 10,25 г) или БС-40 (12 – 12,5 г). На дальности 200 м пуля Б-32 пробивала 10-мм броню. Использовали и бронебойно-трассирующую пулю БТ (11 г), бронебойно-зажигательно-трассирующую БЗТ (9,2 г), которая давала видимый след до 700 м и пробивала 7-мм броню на дальности 200 метров. Трассирующая пуля Т-30 (9,7 г) давала белый след до 800 м.

Для стрельбы по воздушным и небронированным целям в некоторых случаях применялась зажигательная пуля З (9,9 г), и пристрелочно-зажигательная ПЗ (9,7-10,3 г). Патроны снаряжаются в металлические ленты по 250 патронов. Ленты укладываются в металлические коробки. Пулемет обр. 1943 г. допускает ведение огня при зарядании его матерчатой лентой пулемета Максима. Предельная дальность полета пули обр. 1908 г. до 3 км, обр. 1930 г. – до 5 км.

Охлаждение ствола воздушное, допускающее непрерывную стрельбу до 500 выстрелов. Далее необходимо заменить ствол, для замены требуется до 8 секунд. В комплект входят два запасных ствола. Прицел рамочного типа, обеспечивающий прицельную стрельбу патронами с легкой пулей (обр. 1908г.) до 2000 м и тяжелой пулей (обр. 1930 г.) – до 2300 м.

Пулемет устроен на принципе отвода пороховых газов через поперечное газовое отверстие в стволе. При выстреле пороховые газы толкают пулю вперед, а гильзу назад. Гильза от давления газов плотно прижимается к чашечке затвора, но затвор двигаться назад не может, так как задняя опорная его плоскость упирается в боевой уступ ствольной коробки. Под давлением газов пуля, врезаясь в нарезы канала ствола, движется вперед, и, когда она минует газовое отверстие, часть пороховых газов устремляется в газовую камеру, действуя на поршень. Поршень в газовой камере, получив импульс от давления газов, по инерции отходит вместе с рамой назад, сжимая возвратно-боевую пружину и производя отпирание канала ствола.

Движение подвижных частей пулемета вперед производится силой разжимающейся возвратно-боевой пружины. Запирание канала ствола осуществляется при помощи перекоса затвора вправо.

Спусковой рычаг находился между рукоятками управления и, подобно «Максиму», удерживался предохранителем. Выстрел производится с заднего шептала. Рукоятка взвода затвора расположена под ствольной коробкой и выполнена в виде ручки, которую для зарядания надо потянуть на себя и затем отпустить. Предохранитель при включении блокирует спусковой крючок.

В пулемете была сохранена двухтактная подача: патрон из ленты извлекался назад, затем перемещался на линию досылания. Данная система требовала высоких ускорений и грозила демонтажем патрона в ствольной коробке, однако доработка пулемета СГ-43 позволила значительно снизить частоту задержек по данной причине [3].

В 1944 году конструкторы Г. Гаранин и В. Селезнев разработали для СГ-43 упрощенный колёсный станок, который гораздо лучше проявлял себя при эксплуатации в экстремальных условиях.

В 1945 году была проведена модернизация пулемета. Для более эффективного охлаждения ствол вместо гладкой наружной поверхности получил поперечные ребра, рукоятка перезарядания для удобства стрельбы из положения лёжа и сидя перенесли из-под рукояток управления огнем на правую сторону ствольной коробки, ввели регулируемый замыкатель ствола, позволивший практически без усилий производить замену нагретого ствола.

До конца Великой Отечественной войны было изготовлено и направлено в действующую армию свыше 80 тыс. образцов СГ-43. Вскоре после окончания Великой Отечественной войны пулемёт ещё раз подвергся модернизации. Перевооружение частей Советской Армии пулемётами Горюнова было завершено в конце 1940-х – начале 1950-х годов [2].

В таблице 1 приведены основные тактико-технические характеристики пулеметов «Максим» и СГ-43. Масса спроектированного Горюновым полностью снаряженного пулемета на станке на 25,6 килограмма меньше, чем у пулемета «Максим», при почти такой же кучности стрельбы на дальностях до 1000 м. Существенным отличием является замена водной системы охлаждения пулемета на воздушную, что значительно упрощает его эксплуатацию и позволяет использовать пулемет даже при отсутствии воды. Кроме того, для СГ-43 можно было использовать имеющиеся патроны от «Максима», а также брезентовую ленту от него или ДС-39 и более современную металлическую ленту для боеприпасов.

Таблица 1
Основные тактико-технические характеристики пулеметов «Максим» и СГ-43

	Пулемёт Максима обр. 1910/30 года	Пулемёт СГ-43
Вес, тело пулемёта	23,8 кг	13,5 кг
Вес на станке	64,3 кг	36,9 кг
Скорострельность	550 – 600 выстр./мин	600 – 700 выстр./мин
Эффективная дальность	800 м	1000 м
Прицельная дальность	2700 м	2300 м
Начальная скорость пули	740 м/сек	800 м/сек

СГ-43 представляет собой совершенный станковый пулемет и является примером удачного сочетания известных решений и оригинального конструктивного оформления узлов, простоты эксплуатации и технологии и хороших боевых качеств. Минимум деталей, невысокая стоимость, простота и надежность в применении, запуск серийного производства в короткие сроки позволяют считать данный образец военной техники самым эффективным решением проблемы отсутствия подходящего станкового пулемета, отвечающего всем условиям военного времени.

К сожалению, долгая, тяжелая работа на износ, личная ответственность за результаты работы сказались на здоровье Петра Максимовича Горюнова. 23 декабря 1943 года, возвращаясь из Москвы, где заканчивались испытания его пулемета, оружейник скоропостижно скончался и был похоронен в Коврове.

В 1943 г. П. М. Горюнов, М. М. Горюнов и В. Е. Воронков были награждены орденами Трудового Красного Знамени, а в 1946 г. за создание станкового пулемёта, получившего широкое применение на фронте, Горюнову Петру Максимовичу (посмертно), Воронкову Василию Ефимовичу, Горюнову Михаилу Михайловичу и Дегтярёву Василию Алексеевичу была присуждена Государственная премия первой степени [4].

В. А. Дегтярёв в своих воспоминаниях отмечал: *«Мы неустанно следили за работой Горюнова и оказывали ему повседневную помощь. В эти суровые дни мы меньше всего думали о личной славе. Все наши мысли и стремления были направлены на то, чтобы как можно больше сделать для фронта. Именно эта дружная, целеустремленная работа всего коллектива позволила нам изготовить модель пулемета Горюнова в предельно короткие сроки...»* [1]

Станковый пулемет 7,62-мм системы Горюнова обр. 1943 г. по праву можно считать лучшим отечественным станковым пулеметом Великой Отечественной войны и оружием Победы. Во многом благодаря яркому изобретательскому таланту оружейника П.М.

Горюнова Красная Армия была в короткие сроки обеспечена безотказными маневренными пулемётами, отлично подходящими для ведения наступательных боев.

Научный руководитель – старший преподаватель С. И. Кудрявцев.

Библиографический список

1. *Калашников М. Т.* Записки конструктора-оружейника. М.: Воениздат, 1992. 301 с.
2. *Бахирев В. В., Кириллов И. И.* Конструктор В. А. Дегтярев: За строками биографии. М.: Воениздат, 1979. 192 с. (Люди науки).
3. Главное артиллерийское управление Красной Армии: 7,62-мм станковый пулемет системы Горюнова обр. 1943 г, руководство службы. М.: Военное издательство народного комиссариата обороны, 1944.
4. Советская военная энциклопедия. В 8 томах. Т. 2 – Вавилон – «Гражданская война в Северной Америке» / под общ. ред. Н. В. Огаркова. М.: Военное изд-во М-ва обороны СССР, 1981. 654 с.
5. *Федосеев С.* Пулеметы Второй мировой войны (Часть I) // Техника и вооружение. 2004. № 6. 52 с.
6. *Устинов Д. Ф.* Во имя Победы. М.: Воениздат, 1988. 226 с.
7. Военная промышленность России в начале XX в. (1900–1917). Сборник документов. / Под ред. Р. Ш. Ганелина. Сост. Л. Я. Саэт и др. М.: Новый хронограф, 2004. 832 с. (История создания и развития оборонно-промышленного комплекса России и СССР 1900–1963).

УДК 623.454.25

КОНЦЕПТ УНИВЕРСАЛЬНОГО ПРОГРАММИРУЕМОГО ВЗРЫВАТЕЛЯ ДЛЯ 130-ММ КОРАБЕЛЬНЫХ СНАРЯДОВ

В. В. Егоров, К. Д. Скоробогатько

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

Современные корабельные артиллерийские установки (КАУ) среднего калибра, включая 130-мм системы: АК-130, А-222 и А-192М – используются для поражения различных целей: кораблей, наземных объектов, а также авиации. Это приводит к необходимости иметь боекомплект, включающий как фугасные снаряды (с донным взрывателем), так и зенитные (с головным взрывателем радио или механическим дистанционным) [4]. При этом для ведения огня по наземным целям можно использовать фугасные снаряды с донным взрывателем, которые имеют слабое осколочное действие, либо выстрелы с механическими дистанционными взрывателями, основным недостатком которых является большое количество деталей часового механизма, которые необходимо устанавливать в корпусе взрывателя с максимальной точностью, а также погрешность отсчета самого механизма [3].

В тоже время продолжается развитие иностранных боеприпасов ствольной артиллерии. Появились боеприпасы увеличенной дальности (так называемые «extended range»), с программируемыми снарядами воздушного подрыва (рис. 1) [1], с подкалиберными осколочно-фугасными снарядами, сверхскоростные оперенные. Это приводит к необходимости иметь в ограниченном боекомплекте различные типы боеприпасов под свои задачи, что приводит к потере универсальности боекомплекта, усложнению снабжения и эксплуатации, увеличению цены каждого боеприпаса в отдельности, так как снижается серийность.

Всё это показывает необходимость пересмотра боекомплекта современных и перспективных КАУ в сторону унификации. Для таких боеприпасов, кроме обеспечения

надежного функционирования при высоких начальных скоростях (свыше 1000 м/с), также необходимо обеспечивать разнообразные виды воздействия по цели. Таким образом требования к боеприпасам, и в частности к их взрывателям, значительно возрастают. С целью выяснить возможность реализации концепции универсального программируемого взрывателя для корабельных боеприпасов среднего калибра и была выполнена данная работа.

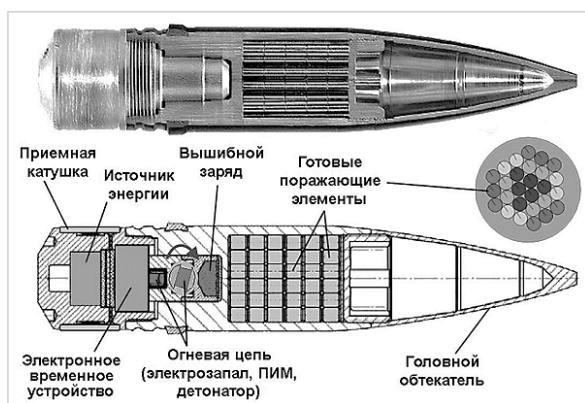


Рис. 1. 30-мм снаряд АHEAD РМС308 фирмы Rheinmetall

Особенность строения и расположения существующих донных взрывателей для артиллерийских систем влечет за собой ряд недостатков, а именно:

- невозможность обеспечения хорошего осколочного действия боеприпаса;
- непригодность для снарядов, стабилизируемых на траектории оперением;
- при падении в вязкую амортизирующую среду зачастую он не срабатывает;
- ненадежная обтюрация взрывательного устройства (ВУ) в местах соединения его с боеприпасом (БП);
- усложнение конструкции и технологии сборки исполнительных узлов и механизмов [2, 3].

Причем если некоторые из них можно устранить путем изменения используемых материалов или технологии производства, то другие требуют новых технических решений.

Поскольку унифицированный боеприпас необходим для замены собой нескольких типов боеприпасов, то универсальный взрыватель должен обеспечивать следующие действия: О – осколочное, ОФ – осколочно-фугасное, ОФз – осколочно-фугасное с замедлением и Д – дистанционное.

Для обеспечения О, ОФ, ОФз вариантов взрывателя следует регулировать время срабатывания. Наиболее подходящим регулятором выступает газодинамический замедлитель, основной функцией которого является регулировка истечения газов от капсуля-воспламенителя (КВ) к капсулю-детонатору(КД). Вариативность действия взрывателя будет обеспечена разным положением газодинамического замедлителя. Поскольку нам нужно обеспечить 3 вида действия: О, ОФ и ОФз, то и у замедлителя, казалось бы, должно быть 3 разных положения, однако благодаря авторегулируемому замедлителю ОФ или ОФз воздействия определяются толщиной брони цели. Поэтому положений будет 2 [2].

Как видно из рис. 2, ГДЗ (газодинамический замедлитель) имеет пружину и стопор, управляемый триггером. Для обеспечения осколочного действия газодинамический замедлитель должен находиться в положении «заперт», чтобы не препятствовать свободному прохождению газов к КД. В подобном положении он должен удерживаться специальным стопором, управляемым напрямую управляющим триггером.

Для обеспечения осколочно-фугасного или осколочно-фугасного с замедлением действия газодинамический замедлитель должен находиться в положении «отперт», чтобы во время срабатывания, газы, истекающие к КД, регулировались авторегулируемым замедлителем. В данном положении специальный стопор не должен удерживать замедлитель.

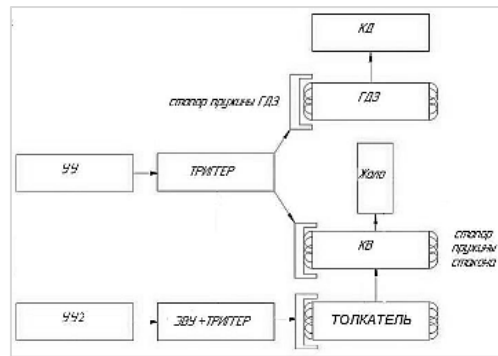


Рис. 2. Структурная схема узлов взрывателя:

УУ – управляющее устройство; ЭВУ – электронное временное устройство; КВ – капсюль-воспламенитель; КД – капсюль-детонатор; ГДЗ – газодинамический замедлитель

Пружина у ГДЗ необходима для того, чтобы, в случае прохождения взрывателя за броню, под действием собственной силы упругости переместить ГДЗ в начальное положение.

Для обеспечения Д действия применяется ЭВУ (электронное временное устройство), на которое посредством программирующего устройства передается необходимое время отсчета. По истечении заданного времени триггер убирает стопор стакана с КВ (капсюлем-воспламенителем), и КВ под действием силы упругости пружины стакана накалывается на жало, после чего происходит дальнейшее срабатывание огневой цепи.

Как следует из рис. 2, во взрывателе имеется управляющий триггер, соответственно для него нужны управляющие коды, которые представлены на рис. 3. Триггер управляется посредством потока данных, передаваемых ему программирующим устройством, расположенным на оружии.

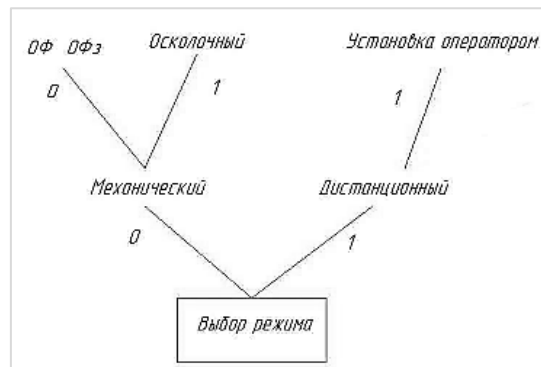


Рис. 3. Схема управляющих последовательностей триггера

Кодировки и соответствующие им виды действия представлены на рис. 3:

00 – С управляющего устройства на триггер подается два нуля. В свою очередь триггер убирает стопор у стакана с КВ и у ГДЗ. В такой конфигурации взрыватель работает как обычный донный.

01 – С управляющего устройства на триггер подается один ноль и одна единица. В свою очередь триггер убирает стопор у стакана с КВ, однако стопор у ГДЗ остается на месте. Подобным образом предполагается убрать преграду на пути истечения газов при контакте взрывателя с целью, что должно обеспечить улучшенный осколочный эффект (скорость срабатывания на О эффект в любом случае будет меньше, чем если бы этот взрыватель был головным).

11 – С управляющего устройства на триггер подается две единицы. В свою очередь триггер убирает стопор у ГДЗ, однако стопор у стакана с КВ остается на месте. По истечении времени, заданное на ЭВУ, триггер, сопряженный с ЭВУ, убирает стопор толкателя, и толкатель, под действием силы упругости пружины ударяет стакан с КВ и за счет приобретенной кинетической энергии стакан ломает стопор и накальвается на жало.

Заключение. Без стендовых испытаний говорить об однозначности эффективности или неэффективности данной концептуальной схемы невозможно. Основные трудности заключаются в создании эффективного осколочного действия боеприпаса, поскольку существующие донные взрыватели в принципе неспособны обеспечить должное осколочное действие в отличии от головных. Однако головной взрыватель нельзя использовать ввиду высокой вероятности разрушения взрывателя до его полного срабатывания.

Библиографический список

1. *Зубов В. Н.* Перспективные европейские малокалиберные боеприпасы воздушного подрыва с программируемыми взрывателями // Известия РАРАН, 2017. № 4 (99) [Электронный ресурс]. URL: http://btvt.narod.ru/4/rarn_airburst.htm (дата обращения: 11.01.20).
2. *Кульков Е. В.* Механизмы и устройства взрывателей: учебное пособие [для вузов]. Л.: ЛМИ, 1989. 147 с.
3. *Селиванов В. В., Бабкин А. В.* [и др.] Боеприпасы: учебник для вузов: в 2 т. Т. 2 /ред. В. В. Селиванов. 3-е изд., испр. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2019. 551 с.
4. 130-мм корабельная артустановка АК-130. [Электронный ресурс]. URL: <https://wiki.wargaming.net/ru/Navy:AK-130> (дата обращения: 19.07.20)

УДК: 67.02:669

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ СТАЛЬНОЙ ГИЛЬЗЫ КЛБ. 57 ММ

Е. А. Еськова, Е. Ю. Ремшев, А. С. Гусев, Г. О. Афимьян

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

В настоящее время снова возник интерес к снаряду калибром 57 мм, однако как оказалось, что технология изготовления стальной гильзы к боеприпасу клб. 57 мм отсутствует на предприятиях отрасли, поэтому актуальным является ее разработка.

В качестве заготовки для изготовления гильзы клб. 57 мм используется кружок заданной толщины и диаметра из стали 11ЮА, а именно диаметром 147 мм, толщиной 20 мм. Объем кружка рассчитан, исходя из объема готовой гильзы с добавлением к нему 20 – 25% на отходы, получающиеся в процессе производства (обрезка по высоте, расточка дна, угар при отжиге).

Первый технологический этап – формообразование исходной полой заготовки (рис. 1) включает в себя операции подштамповки, свертки, конической осадки, рекристаллизационный отжиг, а также операции травления и фосфатирования.

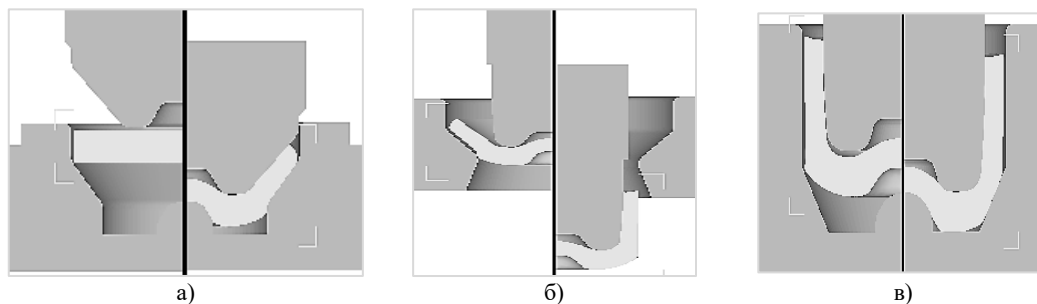


Рис. 1. Схема:

а) подштамповки; б) свертки; в) конической осадки

Подштамповка представляет собой операцию получения деформированного полуфабриката из заготовки – кружка, комбинированный процесс выдавливания.

Свертка представляет собой операцию получения полого колпака. Операция свертки является первой в ряду формоизменяющих операций по последовательному превращению плоской заготовки в полое тонкостенное цилиндрическое изделие. При свертке может иметь место брак нескольких видов. Надрыв металла и шероховатая поверхность на изгибе являются следствием металлургических пороков металла, неправильного отжига кружка, крупной зернистости металла, малых радиусов закругления пуансона и матрицы, отсутствие смазки. При операции свертки металл, переходящий из кружка в стенки колпака, претерпевает значительную пластическую деформацию, исчисляемую десятками и сотнями процентов. Наоборот, дно заготовки получает лишь небольшой пластический прогиб и иногда незначительное растяжение. Поэтому часть колпака, находящаяся в зоне перехода от его дна к стенкам, претерпевает деформацию, степень которой относится к критической. Отжиг колпака, если его проводить после деформации с такой степенью, приводит к образованию крупнозернистой структуры металла, снижающей его прочность и способствующей образованию трещин в донной части гильзы при выстреле [1–2].

Для ликвидации этого недостатка в технологический процесс производства гильз после операции свертки вводится операция конической осадки дна колпака. На этой операции участкам колпака, получившим на свертке деформацию, по величине равную критической, сообщают дополнительную пластическую деформацию, после чего его суммарная величина достигает 25 – 40%, т. е. становится выше критической. Это позволяет избежать крупнозернистой структуры. Кроме этого, осадка приводит к образованию плоского дна колпака и способствует благоприятному проведению последующих операций вытяжки и прессовки.

Второй технологический этап – предварительное формообразование стенки и дна детали включает в себя операции первой, второй, третьей и четвертой вытяжки (рис. 2), рекристаллизационный отжиг, закалку, отпуск, а также операции травления, фосфатирования и омыливание.

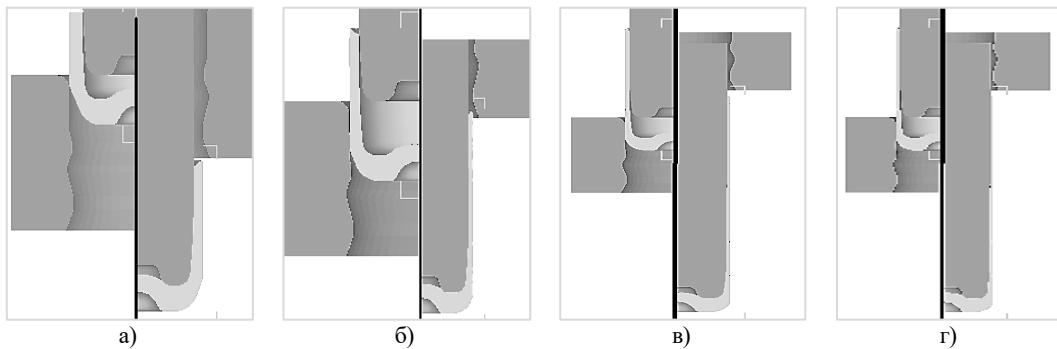


Рис. 2. Схема:
а) 1-ой вытяжки, б) 2-ой вытяжки, в) 3-ой вытяжки, г) 4-ой вытяжки

Третий технологический этап – окончательное формообразование стенки и дна детали включает в себя операции штамповки дна (рис. 3), первого и второго обжимов, отжиг, отпуск, а также операции травления, фосфатирования и омыливание.

Обжим гильзы производится после операций вытяжки и штамповки дна с целью оформления дульца и ската и сообщения корпусу гильзы заданной конусности. Операции обжима, в отличие от штамповки, предшествует отжиг верхней части корпуса гильзы. Число обжимов зависит от разницы в диаметре полуфабриката последней вытяжки и дульца гильзы, относительно толщины дульца и от материала гильзы. Операция обжима придает гильзе окончательные наружные очертания и размеры и поэтому является ответственной с точки зрения точности вхождения в камеру. На операции обжима могут иметь место различные виды брака. Продольные складки по дульцу и скату образуются при неравномерном по периметру отжиге и большой разностенности верхней части корпуса, а также при наличии забоин и вмятин и при густой смазке. Поперечные складки образуются обычно при наличии резкой границы отжига дульца, резкого изменения толщины стенки дульца и высокого отжига верхней части корпуса.

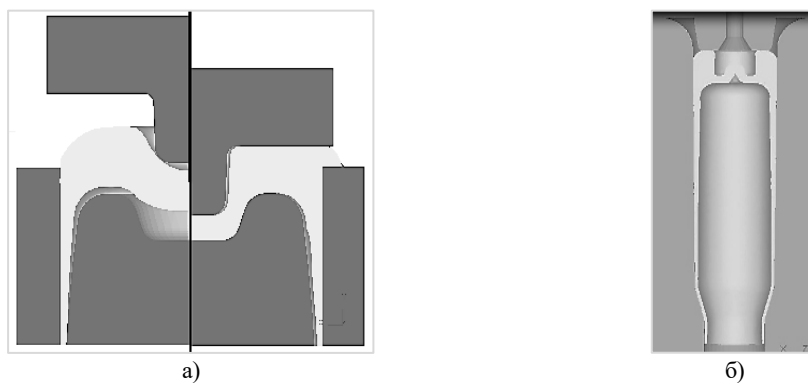


Рис. 3. Схема:
а) штамповки дна, б) обжим дульца

Последовательность формоизменяющих, термических, химических и контрольных операций технологического процесса изготовления гильзы клб. 57 мм: калибровка (подштамповка), отжиг заготовки, химическая обработка, свёртка, отжиг, первая вытяжка с утонением, отжиг, химическая обработка, вторая вытяжка с утонением, отжиг, химическая обработка, третья вытяжка с утонением, первая обрезка, отжиг, химическая обработка,

четвёртая вытяжка с утонением, вторая обрезка, штамповка дна, отжиг дульца, химическая обработка, первый обжим, второй обжим, химическая обработка, обрезка дульца, химическая обработка, нанесение покрытия, осмотр и итоговый контроль.

Таким образом, были решены следующие задачи: проведен анализ технологических процессов изготовления гильз клб. 57 мм для серийного производства. Определено, что применение листового материала приводит к значительным затратам, поэтому вопрос по переводу производства на применение пруткового материала является таким актуальным. Построены модели основных формоизменяющих операций технологии получения малокалиберных боеприпасов и определены предельные значения удельных нагрузок на инструмент. Разработан комплексный технологический процесс для серийного изготовления стальных гильз перспективных малокалиберных артиллерийских боеприпасов калибра 57 мм, который обеспечивает не только придание формы и размеров изделия, но и определяет механические характеристики, обеспечивающие безотказность функционирования гильзы при стрельбе и надежность ее экстракции при выстреле.

Библиографический список

1. Агеев Н. П., Зиновкин В. И., Масляев Н. М. Справочник по технологии патронного производства: в 2 т. Т. 2. СПб: БГТУ «Военмех», 2011. 345 с.
2. Иванов К. М., Лясников А. В., Гуменюк Ю. И., Матвеев С. А. Исследование технологических возможностей поперечного выдавливания методом конечных элементов // Металлообработка. 2001. №2. С. 24 – 27.

УДК 621.95.02.012.5 (076)

КОЛЬЦЕВОЕ СВЕРЛЕНИЕ. РЕЖИМЫ РЕЗАНИЯ

Е. С. Ефремова

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

Эффективность операции кольцевого глубокого сверления (КГС) зависит от качества инструмента, стабильности образования транспортабельной стружки, надёжности ее удаления потоком СОЖ и устойчивости технологической системы (ТС) к вибрации. Создание благоприятных условий для реализации КГС требует выбора рациональной конструкции инструмента, режимных параметров процесса резания (скорости v и подачи s) и расхода СОЖ ($Q - \text{м}^3/\text{с}$), обеспечивающего надёжный отвод стружки. Решение этих задач при проектировании операции КГС для конкретных условий обработки вызывает известные трудности из-за отсутствия Госстандарта на кольцевой инструмент и современных нормативов по выбору режимов резания.

В последние годы специалистами кафедры Е2 БГТУ опубликован ряд работ по технологии сверления глубоких отверстий в деталях-валах [1, 2]. В этих работах, в частности, приведены рекомендации по выбору конструкции инструмента и режимов резания, но они носят общий характер без привязки к конкретным условиям обработки. Применимость рекомендаций для других условий КГС нуждается в проверке и доработке на конкретных примерах проектирования операций, что нашло отражение в данной статье.

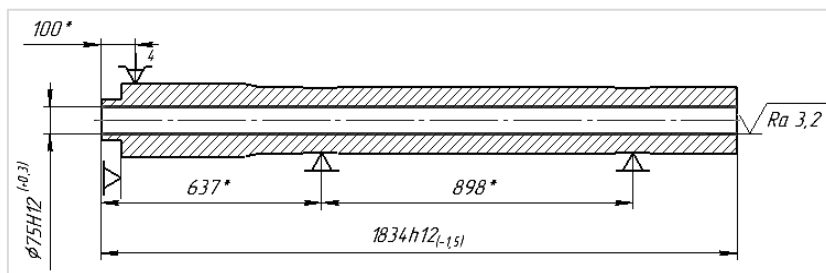


Рис. 1. Эскиз заготовки «ствольная труба» с глубоким отверстием диаметром $d_o = 75$ мм

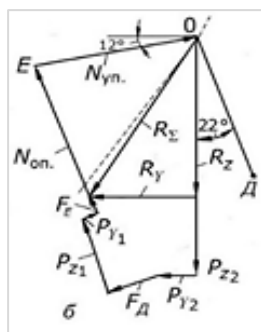


Рис. 2. Влияние углового расположения направляющих (т. Д, Е) на величину и направление равнодействующей поперечных сил R_{Σ} и соотношение опорных нагрузок ($N_{оп.}, N_{уп.}$), где $\alpha_E=12^\circ, \alpha_D=22^\circ, N_{уп.} \cong N_{оп.}$

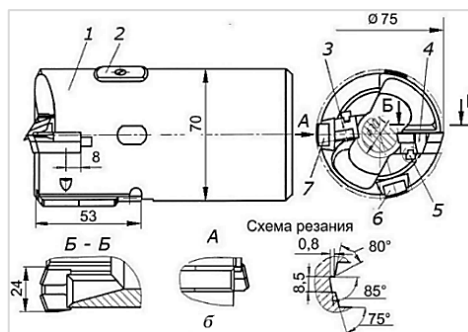


Рис. 3. Двухрезцовая сверлильная головка $\varnothing 75$ мм: 1 – резец; 2 – упругая направляющая; 3 – проходной резец; 4 – калибрующий резец; 5 – координатная шпонка; 6 – направляющая шпонка опорная; 7 – направляющая шпонка упорная

В данной статье на примере КГС отверстия диаметром 75 мм в заготовке «ствольная труба» длиной 1,834 м (рис.1) приведены результаты выбора основных параметров инструмента для сверления с внутренним отводом стружки двухрезцовой головкой (таблица 1).

Таблица 1
Основные параметры кольцевых инструментов для сверления отверстий с внутренним отводом стружки

№ п/п	$d_{min} \dots d_{max}$	B	i	d_H	d_B
1	60...65	24	3	55	35
2	65,1...70			60	40
3	70,1...75			65	45
4	75,1...80			70	50
5	80,1...85			75	55
6	85,1...90			80	60
7	90,1...98	30	4	84	56
8	98,1...106			92	64
9	106,1...114			100	72
10	114,1...122			108	80
11	122,1...130	36	4	116	88
12	130,1...142			124	90
13	142,1...154			136	102
14	154,1...166			148	114

15	166,1...178			160	128
16	178,1...192	42	5	172	125
17	192,1...206			186	140
18	206,1...220			200	154
19	220,1...234			214	168
20	234,1...248			228	182

Обоснованы преимущества схемы двустороннего резания, связанные с уменьшением нагрузок на направляющие шпонки (рис.2), что достигнуто поворотом обеих направляющих на угол 12° . При этом, равнодействующая поперечных сил R_{Σ} практически совпадает с направлением биссектрисы угла между направляющими. Кроме того, был проведен расчет геометрических параметров корпуса базовой конструкции сверлильной головки (таблица 2). По результатам расчетов разработан сборочный чертеж двухрезцовой сверлильной головки (рис.3).

Для расчета режимов резания использованы зависимости, приведенные в работе [2]. Эти зависимости устанавливают ограничения на основные параметры процесса. В качестве основного ограничения принят уровень колебаний инструмента, характеризуемый коэффициентом динамичности (п.1 таблицы 3), решением этого уравнения относительно скорости резания является зависимость для расчета скорости резания (п.2 таблицы 3). При определении подачи учтено влияние диаметра и глубины сверления (п.3 таблицы 3), а при определении частоты вращения заготовки учтено влияние скорости резания и диаметра сверления (п.4 таблицы 3). Кроме того, рассчитана производительность процесса сверления (п.5 таблицы 3), экономическая производительность по себестоимости операции сверления (п.6 таблицы 3), а также машинное время обработки отверстия (п.7 таблицы 3). Дополнительно при выбранных значениях режимных параметров рассчитана стойкость инструмента (п.8 таблицы 3) и ожидаемый увод оси отверстия (п.9 таблицы 3). По расчетным значениям скорости резания и подачи проведена проверка их применимости по ограничению длины элементов стружки на интенсивность износа лезвия, на расход СОЖ. При расчете скорости резания учтены ограничения на длину стружки. В итоге, исходя из конкретных условий обработки с ограничением коэффициента динамичности $K_d \leq K_{d\text{д}}$ определены режимы резания при КГС двухрезцовой головкой $\varnothing 75$ мм (таблицы 3), обеспечивающие выполнение всех условий реализации процесса КГС.

Таблица 2
Расчет геометрических параметров корпуса базовой конструкции сверлильной головки
($d_0=75$ мм, $B=24$ мм)

№	Наименование и обозначение параметра	Формула для расчета параметра	Значение параметра
1	Ширина кольцевого зазора для отвода стружки, δ_0	$\delta_0 = K_B * b_c = K_B * B/i$	$K_B=1,125$; $i=3$; $\delta_0=9,0$
2	Диаметр отверстия в головке для прохода стержня, $d_{г1}$	$d_{г1} = d_0 - 2B + 3,0$	30
3	Диаметр отверстия в головке за отверстием под стержень, $d_{г2}$	$d_{г2} = d_0 - 2B + 2\delta_0$	44,8
4	Диаметр корпуса головки, $d_{гк}$	$d_{гк} = 0,8 * d_0^{1,04}$	72
5	Длина опорной направляющей головки $l_{оп}$ (при $l_0=1,834$ м)	$l_{оп} = 1,65 * d_0^{0,063} * l_0^{0,57}$	35
6	Длина упорной направляющей головки $l_{уп}$	$l_{уп} = 2,6d_0^{0,77}$	72
7	Толщина державки резца, h_p	$h_p = 1,03 * B^{1,05} * d_0^{-0,19}$	113

8	Длина паза под резец, l_p	$l_p = 4,2 * d_0^{0,41}$	25,0
9	Длина отверстия диаметром, $d_{Г1}, l_{Г1}$	$l_{Г1} = l_p + 15,0$	40,0
10	Длина отверстия диаметром $d_{Г2}, l_{Г2}$	$l_{Г2} = l_{Г1} + 15,0$	87
11	Длина резьбового хвостовика, $l_{ХВ}$	$l_{ХВ} = 21,5 * d_0^{0,3}$	78
12	Длина корпуса головки, $l_{КГ}$	$l_{КГ} = l_{Г2} + l_{ХВ}$	165
13	Диаметр наружной торцевой фаски, $d_{Г1}$	$d_{Г1} = 0,63 * d_0^{1,03}$	54
14	Диаметр внутренней торцевой фаски, $d_{Г2}$	$d_{Г2} = 0,5 * d_0^{1,03}$	43

Таблица 3
Расчет режимов резания и основных показателей процесса кольцевого глубокого сверления $\varnothing 75$ мм

№	Обозначение показателя	Зависимость	Полученное значение
1	Коэффициент динамичности, характеризующий интенсивность поперечных колебаний инструмента	$K_d = 0,17 * v_0^{0,41} * s^{0,32} * HB^{0,36} * l_{CT}^{0,4} * d_0^{-0,33}$ при $v_0=87$ м/мин, $s=0,22$ мм/об, $HB=210$, $l_{CT}=2,434$ м, $d_0=75$ мм	1,53
2	Скорость резания, v_0 , м/мин	$v_0 = \frac{K_d^{2,4} * d_0^{0,33}}{0,17 * s^{0,32} * HB^{0,8} * l_{CT}^{0,4}}$ при $K_d=1,7$, $d_0=75$ мм, $s=0,22$ мм/об, $HB=210$, $l_{CT}=2,5$	87,5
3	Подача, s , мм/об	$s = 2,810^{-2} * d_0^{0,5} * l_0^{-0,17}$ при $d_0=75$ мм, $l_0=1,834$ м	0,22
4	Частота вращения заготовки, n_3 , об/мин	$n_3 = \frac{1000 * v_0}{\pi * d_0}$ при $v_0=87,5$ м/мин, $d_0=75$ мм	339
5	Производительность процесса сверления, м/ч	$\Pi = 19,1 \frac{v_0 * s}{d_0}$ при $v_0=87$ м/мин, $s=0,22$ мм/об, $d_0=75$ мм	4,9
6	Экономическая производительность по себестоимости операции сверления, м/ч	$\Pi_{ЭК} = 19,126,33 d^{-0,43}$ $\Pi = 19,1 \frac{v_0 * s}{d_0}$ при $d=75$ мм	4,11
7	Машинное время обработки отверстия, ч	$T_0 = \frac{L_{PX}}{60 * n_3 * s}$ при $L_{PX} = 1850$ мм, $n_3=339$ об/мин, $s=0,22$ мм/об	0,4
8	Стойкость инструмента, мин	$T_h = 4,65 * 10^8 * s^{0,1} * d_0^{0,03} * \frac{(h_3)^{0,8}}{v_0^{1,65} * HB^{1,4}}$ при $s=0,22$ мм/об, $d_0=75$ мм, $h_3 = 0,4$ мм, $v_0=87$ м/мин, $HB=210$	78
9	Ожидаемый увод оси отверстия, мм	$\Delta y = \frac{0,6 * d_0^{0,4} * l_0^{1,7} * s^{0,15} * \rho_0^{0,87} * HB^{0,45} * h_3^{1,3}}{v_0^{0,42} * B^{0,12} * l_M^{1,2}}$ при $d_0=75$ мм, $l_0=1,834$ м, $s=0,22$ мм/об, $\rho_0 = 0,05$, $HB=210$, $h_3 = 0,4$ мм, $v_0=87$ м/мин, $B=24$ мм, $l_M=0,6$ м	0,38

По выбранным режимам резания произведена оценка основных показателей процесса сверления: времени обработки, производительности процесса сверления Π , увода оси отверстия Δ_y и т.д.

Выбранный инструмент обладает хорошим качеством $D=0,65$ [1]. Расход СОЖ $Q=240$ л/мин не превышает производительности насосного агрегата ($Q_n=6010^{-4}$ м³/с при 360 л/мин). Машинное время обработки отверстия в одной детали $T_o=24$ мин. Период стойкости $T=78$ мин. В целом, режимы резания и показатели процесса соответствуют современным требованиям к операциям сверления глубоких отверстий. Результаты расчетов подтверждают целесообразность применения методики комплексного подхода к выбору режимов резания с определением их расчетом.

Научный руководитель – к.т.н., доцент кафедры «Технология и производство артиллерийского вооружения» Ю. И. Кижняев.

Библиографический список

1. Кижняев Ю. И. Проектирование инструмента для кольцевого сверления глубоких отверстий в деталях-валах: практическое пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2020. 135 с.
2. Звонцов И. Ф., Серебrenицкий П. П., Схиртладзе А. Г., Кижняев Ю. И. Технология сверления глубоких отверстий: учебное пособие для вузов. СПб: Лань, 2013. 495 с.

УДК 621.91.01(075.8)

РАСЧЕТ РЕЖИМНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ ОБРАБОТКЕ ДЕТАЛЕЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ С УЧЕТОМ СТОЙКОСТИ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА

О. Д. Капралова

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

В современном машиностроении, включая изделия военной техники широко применяются корпусные детали из алюминиевых сплавов (Д16, Д1, В95). В частности, корпус стабилизатора (рис.1) боеприпаса изготавливают из сплава В95 ($\sigma_B=490\dots530$ Мпа).

В пособиях [1, 2] рекомендации режимов резания при точении и фрезеровании алюминиевых сплавов представлены в табличной форме (таблица 1).

Таблица 1
Режимы резания при точении

Обрабатываемый материал	Твердость по Бринеллю НВ	Марка сплава		
		МС312(К10)		
Алюминиевые сплавы		Подача S мм/об		
		1.0	0.5	0.2
		Скорость резания V м/мин		
Термически не обрабатываемые	30 – 80	1300	1700	2200
Термически обрабатываемые	80 – 120	350	480	650

Это не позволяет однозначно определить скорость резания и подачу для конкретных условий обработки, в частности применительно к материалам разной твердости. Приведенные в таблице 1 данные получены для современных режущих инструментов, оснащенных СМП из

сплавов МС321 (К20), МС312 (К10), используемых при высокоскоростной обработке (ВСО), успешно применяемой при резании алюминиевых сплавов.

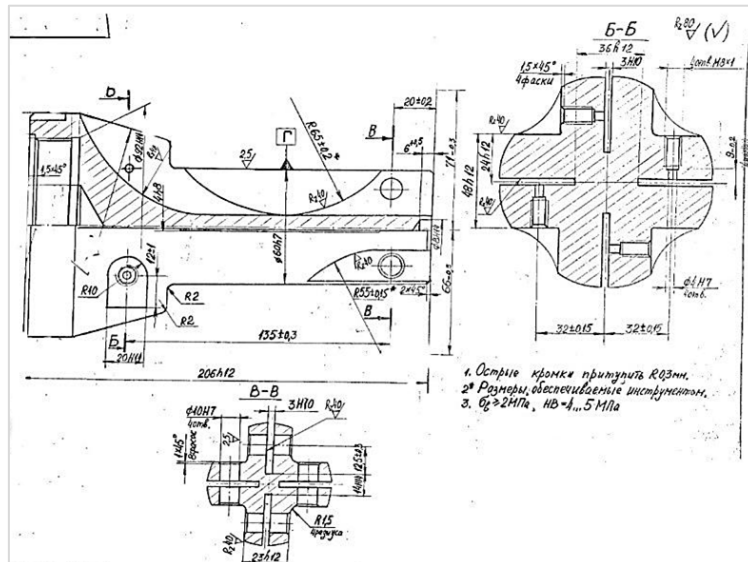


Рис. 1. Корпус стабилизатора

В данной статье на основе табличных значений скорости резания и подач, рекомендуемых при резании сплавов твердостью от 30НВ до 120НВ, составлена общая зависимость в виде $V = f(S, HB, C)$ Рекомендуемый период стойкости инструмента $T=15$ мин. Для режимного диапазона примем формулу

$$V = C_V * S^{-\alpha} * HB^{-\gamma} \quad (1)$$

где S – подача [мм/об], HB – твердость по Бринеллю [кгс/мм²], C_V – постоянная.

Оценим влияния подачи на скорость резания:

Без термической обработки.

$S = 0.2$ мм/об	$V = 2200$ м/мин	НВ: 30-80	$T=15$ мин	$HB_{cp}=55$
$S = 1.0$ мм/об	$V = 1300$ м/мин	$\alpha = \frac{\log 2200 - \log 1300}{\log 10 - \log 2} = 0.326$		
$V = C_V * S^{-0.326}$				

С термической обработкой.

$S = 0.2$ мм/об	$V = 650$ м/мин	НВ: 80-120	$T=15$ мин	$HB_{cp}=100$
$S = 1.0$ мм/об	$V = 350$ м/мин	$\alpha = \frac{\log 650 - \log 350}{\log 10 - \log 2} = 0.384$		
$V = C_V * S^{-0.384}$				

Оценим влияние твердости на скорость резания:

$HB_{cp}=55$	$S_{cp} = 0.5$ мм/об	$V_{cp} = 1700$ м/мин	$\gamma = \frac{\log 1700 - \log 480}{\log 100 - \log 55} = 0.211$
$HB_{cp}=100$	$S_{cp} = 0.5$ мм/об	$V_{cp} = 480$ м/мин	
$V = C_V * HB^{-\gamma}$			

и введем поправочный коэффициент $K_T = f(T)$

$$K_T = C_T * T^{-m} \quad (2)$$

T=15 мин	K _T =1	$m = \frac{\log 10 - \log 4.5}{\log 100 - \log 15} = 0.421$
T=100 мин	K _T =0.45	
		$K_T = C_T * T^{-0.421}$

Подставим поправочный коэффициент и время и получим C_T: C=K_T*T=1*3.1185=3.12
 $K_T = 3.12 * T^{-0.42}$

Таким образом, получим следующую формулу:

$$V = 18.41 * 10^6 * S^{-0.326} * HB^{-0.21} * T^{-0.42} \quad (3)$$

где S – подача [мм/об], HB – твердость по Бринеллю [кгс/мм²], T – период стойкости [мин].

При получении зависимости использованы два выбора режимных параметров при точении наружной поверхности 60x135 мм резцом с СМП из сплава МС321 (φ=92°, r_B=2мм), где глубина резания t=0.5 мм (чистовое точение). Определим подачу по формуле

$$S = \sqrt{Ra} * 10^{-3} * 8r_B = 0.2 \text{ мм/об}$$

Определим скорость резания по формуле 3

$$V = 18.41 * 10^6 * S^{-0.326} * HB^{-0.21} * T^{-0.42} = 480 \text{ м/мин}$$

Производительность процесса точения n=S_M=S*n₃, где

$$n_3 = \frac{1000 * V}{d * \pi} = 2546$$

$$S_M = 0.2 * 2546 = 509 \text{ мм/мин}$$

Определим машинное время обработки одной детали:

$$T_0 = \frac{L_{PX}}{S_M} = \frac{140}{509} = 0.28 \text{ мин}$$

Пологая, что настройка станка на размер производится в середину поля допуска (Td=0,074) и при обработке партии детали m_д рассеяние размеров подчиняется закону нормального распределения (рис. 2). Примем σ=0.005 мм и определяя часть поля допуска на компенсацию размерного износа резца.

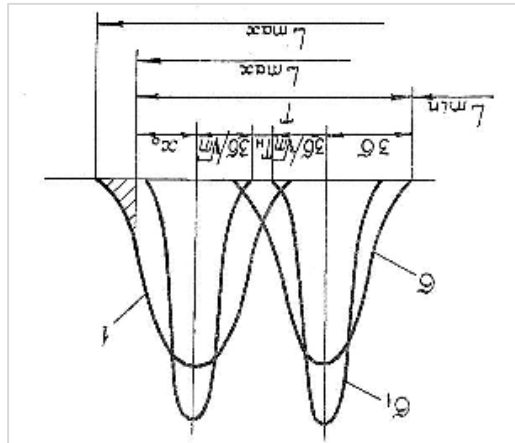


Рис. 2. Схема наладки станка, если T на размер мал

Оценим влияние размерного износа резца на точность обрабатываемой поверхности через относительный размерный износ h₀ – мкм/км. Определяя путь резания L_p получим:

$$L_p = \frac{\pi d l}{1000 S} = 127 \text{ м}$$

При обработке одной детали размерный износ h_p составляет:

$$h_p = h_0 * L_p * 10^{-3} = 0.06 \text{ мкм}$$

По данным справочника [3] примем $h_0=0.5$ мкм/км.

В итоге $h_p=0.25$ мкм, что значительно меньше допустимого размерного износа реза

$$h_p = 3.5 \text{ мкм}$$

Определяя количество деталей, которые можно обработать без брака размерам $60h9_{(-0.074)}$ найдем

$$m_d = \frac{3.5}{0.06} = 58 \text{ шт}$$

Время обработки партии деталей $m_d = 58$ шт

$$T_m = T_0 * m_d = 0.28 * 58 = 16.26 \text{ мин}$$

Рекомендуемый период стойкости $T=15$ мин, тогда количество деталей в партии будет

$$m_d = \frac{15}{0.28} = 54 \text{ шт}$$

Результаты работы позволяют рассчитать скорость резания, учитывая величину подачи и твердость сплава В95, что обеспечивает определение оптимального сочетания режимных параметров V, S для конкретного значения твердости.

С увеличением подачи, твердости и стойкости инструмента скорость резания увеличивается.

При выбранных значениях режимов резания выполнение операции чистового точения наружной поверхности $\varnothing 60$ мм, количество деталей, обработанных до величины размерного износа 3.5 мм и за период стойкости $T=15$ мин, составляемого 58 и 54 шт, что превышает на 30% объем партии деталей, обрабатываемых на практике.

Научный руководитель – к.т.н., доцент кафедры «Технология и производство артиллерийского вооружения» Ю. И. Кижняев.

Библиографический список

1. Звонцов И. Ф, Серебrenицкий П. П. Разработка и оформление технологических процессов изготовления деталей общего и специального машиностроения. СПб: БГТУ «Военмех», 2015. 185 с.
2. Серебrenицкий П. П. Краткий справочник технолога-машиностроителя. СПб: Политехника 2007. 952с
3. Кижняев Ю. И, Шамакин А. А. Наладка токарного станка на операцию точения вала по пробным деталям. СПб: БГТУ, 1997. 16 с.

УДК 623.941

ОСОБЕННОСТИ СТРУКТУРНО-КОМПОЗИЦИОННЫХ СХЕМ СИСТЕМ ПОДАЧИ БОЕПРИПАСОВ КОРАБЕЛЬНЫХ АВТОМАТИЧЕСКИХ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ УСТАНОВОК СРЕДНЕГО КАЛИБРА

М. А. Преображенская, Д. А. Минаев, Р. В. Степанов

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

В начале 2020-х гг. на вооружении боевых кораблей многих стран мира, наряду с наступательным ракетным вооружением, состоят универсальные корабельные автоматические артиллерийские установки (КААУ) среднего калибра – от 76 мм до 130 мм

(до 127 мм за рубежом) включительно, служащие для поражения морских, воздушных и наземных целей.

К числу основных требований, предъявляемых к современным КААУ, относятся высокая скорострельность, минимальные массогабаритные характеристики, возможность быстрой смены типа боеприпаса. Выполнение этих требований во многом определяется выбором оптимальной структурно-компоновочной схемы системы подачи боеприпасов.

Анализ структурно-компоновочных схем систем подачи (СП) боеприпасов (БП) состоящих на вооружении одноорудийных КААУ среднего калибра позволяет определить рациональные подходы к проектированию этих сложных технических систем. При расположении боекомплекта на неподвижной части КААУ система подачи БП включает в себя, в отдельных случаях, 5 составных частей:

- СП БП по неподвижной части (НЧ);
- СП БП с неподвижной части на вращающуюся часть (ВЧ);
- СП БП по вращающейся части;
- СП БП с вращающейся части на качающуюся часть;
- СП БП по качающейся части.

Система подачи боеприпасов 127-мм универсальной корабельной артиллерийской установки Mk45 Mod. 4. 127-мм КААУ Mk45 (рис. 1), разработанная в США и принятая на вооружение Военно-морских сил (ВМС) США в 1971 г., также состоит на вооружении флотов Австралии, Новой Зеландии, Греции, Испании, Таиланда и других стран по настоящее время [1].

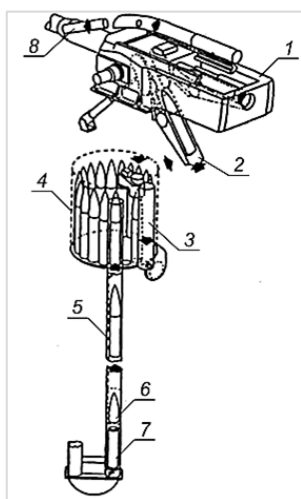


Рис. 1. Структурно-компоновочная схема системы подачи боеприпасов КААУ Mk45: 1 – артиллерийское орудие (качающаяся часть КААУ); 2 – согласователь с досылателем; 3 – верхний элеватор; 4 – магазин; 5 – нижний элеватор; 6 – снаряд; 7 – гильза с зарядом; 8 – стреляная гильза

За время производства и эксплуатации было создано пять модернизаций артиллерийской установки (АУ), последней из которых является модернизация Mk45 Mod. 4. Максимальная скорострельность установки составляет 16–20 выстрелов в минуту, при использовании управляемых боеприпасов – до 10 выстрелов в минуту.

Система подачи БП состоит из следующих функциональных элементов: барабанный магазин на 20 ячеек, верхний элеватор, два нижних элеватора для загрузки и выгрузки боеприпасов в магазин, маятниковый согласователь с досылателем, а также механизм, служащий для улавливания гильзы после экстракции и удаления её из боевого отделения.

Этапы работы СП БП артиллерийской установки Mk45 Mod. 4 характеризуются следующими особенностями:

1. При незаряженном барабанном магазине его пополнение осуществляется расчётом через нижний элеватор. В соответствующие окна помещаются заряд (в гильзе) и снаряд и затем весь боеприпас поднимается по элеватору на загрузочную станцию, где боеприпас загружается в одну из ячеек магазина. При этом существует возможность загрузки боеприпаса вручную через соответствующие окна в загрузочной станции сразу на уровне магазина. Рядом с нижним элеватором размещен канал, по которому боеприпас может опускаться обратно для размещения в погребе.

Возможность загрузки, а также выгрузки боеприпаса с двух уровней делает данный узел более «гибким» и оптимальным, в некоторых случаях позволяя увеличить скорость работы системы. В системе реализована возможность стрельбы боеприпасами различных типов, учитывая небольшую вместимость барабанного магазина и условия выполняемых задач. Все

эти боеприпасы могут в различном порядке быть размещены в 20 ячейках магазина. Однако, в случае, если магазин заряжен полностью одним типом боеприпаса, а для выполнения боевой задачи требуется другой тип, остаётся возможность выгрузить из магазина часть боеприпасов и загрузить при этом нужный тип боеприпасов. Наличие отдельного элеватора для выгрузки боеприпасов из магазина ускоряет работу системы подачи в таких случаях, делая процессы выгрузки и загрузки боеприпасов параллельными. Однако, наличие в системе дополнительного элеватора увеличивает ее общий вес и габариты.

2. Барабанный магазин вращается, пока нужная ячейка не встанет напротив перегружающей в верхний элеватор станции. В этом положении начинает работать установщик взрывателей; после установки взрывателя боеприпас с помощью перегружающей станции смещается из магазина в канал верхнего элеватора.

СП БП позволяет иметь готовыми к стрельбе либо максимум 20 стандартных полуунитарных боеприпасов, либо 10 активно-реактивных боеприпасов (такие боеприпасы занимают сразу 2 ячейки – для заряда и для снаряда), либо количество тех и других типов боеприпасов от 10 до 20 при смешанной загрузке магазина.

3. Верхний элеватор поднимает боеприпас в боевую вращающуюся часть, где боеприпас входит в лоток маятникового согласователя и фиксируется его захватами. В процессе подъёма верхним элеватором боеприпаса происходит вращение магазина по часовой стрелке и ячейки магазина смещаются на один шаг. При этом следующая ячейка с боеприпасом встаёт напротив перегрузочной станции верхнего элеватора.

Верхний элеватор расположен на оси вращения башни, что упрощает работу по перегрузке боеприпаса из подбашенного в боевое отделение. Также ряд процессов на данном этапе осуществляется параллельно, что увеличивает скорость работы системы.

4. Маятниковый согласователь, приводимый во вращение гидродвигателем с помощью рычага, поднимает боеприпас на линию досылки, затем с помощью встроенного цепного досылателя досылает боеприпас в канал ствола. (В этот же момент в подбашенном отделении следующий боеприпас перегружается в канал верхнего элеватора). Затвор закрывается, а маятниковый согласователь, вращаясь, опускается за следующим боеприпасом.

Для боеприпаса габаритов и массы, характерных для калибра 127 мм, использование систем непрерывной подачи боеприпасов на линию досылки было бы не рациональным. Применение маятникового согласователя снижает перегрузки, действующие на систему, но также существенно снижает скорострельность, так как у маятникового согласователя существует обратный ход. В отличие от артиллерийской установки 127mm/54 Compact OTO Melara, в которой для увеличения скорострельности маятниковый согласователь дублируется, сокращая время работы вдвое, в Mark 45 с целью уменьшения массы и габаритов используется всего один такой механизм.

5. Перед производством выстрела на линию досылки встает лоток механизма, улавливающего гильзу. Орудие производит выстрел, происходит откат и накат откатных частей (ОЧ). При накате ОЧ затвор открывается и гильза после экстракции попадает в лоток улавливающего механизма, который затем уходит с линии досылки, вращаясь вокруг оси, параллельной оси канала ствола.

6. Маятниковый согласователь поднимает следующий боеприпас и в это время улавливающий механизм с гильзой становится напротив экстракционного канала, по которому затем гильза удаляется из башни на палубу корабля. После подачи следующего боеприпаса маятниковым согласователем на линию досылки, цикл работы системы подачи завершается.

Необходимо отметить, что при стрельбе активно-реактивными снарядами весь цикл подачи боеприпаса повторяется отдельно для снаряда и отдельно для заряда, при этом скорострельность снижается вдвое.

Большинство конструкторских решений в системе подачи боеприпасов КААУ Mark 45 направлены на снижение её массы и габаритов, при этом достигнуто уменьшение влияния этих решений на снижение скорострельности.

Система подачи боеприпасов универсальной корабельной артиллерийской установки 127mm/54 Compact OTO Melara. Разработка 127-мм универсальной палубно-башенной КААУ Compact велась фирмой OTO Melara в конце 1960-х годов по заказу ВМС Италии [2]. КААУ Compact состоит из боевого и подбашенного отделений.

Готовый к стрельбе боезапас полуунитарного заряжания размещается в трёх магазинах (по 22 выстрела), симметрично расположенных относительно верхнего элеватора, подающего выстрелы в верхний перегружатель боеприпасов, расположенный во вращающемся боевом отделении. Магазины могут заряжаться боеприпасами различных типов. Труба верхнего элеватора с приёмным окном в нижней части элеватора может поворачиваться вокруг своей оси, совпадающей с вертикальной осью башни, что позволяет подавать боеприпасы к орудию из любого магазина, снаряженного нужным в данный момент боеприпасом.

Выбор типа боеприпаса определяется командиром установки с пульта дистанционного управления, расположенного в подбашенном отделении. Такая система автоматического питания орудия боеприпасами обеспечивает высокую готовность артиллерийской установки к поражению различных целей. Снаряжение и пополнение магазинов осуществляются при помощи двух нижних стационарных элеваторов, верхняя часть которых может поворачиваться вокруг вертикальной оси на 120°. Это позволяет каждому элеватору подавать боеприпасы в два магазина из трех.

Боевой расчет для обслуживания нижних элеваторов состоит из восьми подносчиков снарядов и зарядов. В боекомплект артиллерийской установки обычно входят выстрелы с осколочно-фугасными снарядами с дистанционными или неконтактными взрывателями, полубронебойными и осветительными снарядами, а также со снарядами для разбрасывания дипольных отражателей.

Использование в конструкции АУ неконтактных выключателей, а также электрических и гидравлических устройств блокировки, дублирующих друг друга и исключающих повреждения АУ и боеприпасов в случае появления отклонений от заданного режима боевой работы, позволило исключить длительные процедуры регулировки и настройки автоматики АУ и в целом упростить её техническое обслуживание, а также сократить время реакции до 5 секунд.

Масса КААУ Compact значительно больше (37,5 т), чем масса КААУ Mk45 аналогичного калибра (25 т). В то же время по ряду тактико-технических характеристик КААУ Compact превосходит Mk45. Например, по скорострельности – более чем в 2 раза, по количеству готового к автоматической стрельбе боезапаса – более чем в 3 раза.

В состав СП БП КААУ 127mm/54 Compact OTO Melara (рис. 2) входят следующие функциональные элементы: верхний элеватор, три барабанных магазина с готовыми к стрельбе боеприпасами, два согласователя маятникового типа, механизм удаления гильзы из боевого отделения, два неподвижных нижних элеватора с подвижными верхними частями.

Подача боеприпасов происходит в несколько этапов:

1. Два элемента боеприпаса (заряд и снаряд) силами расчёта параллельно загружаются в два нижних элеватора и, поднимаясь по ним, попадают на вращающиеся части элеваторов, откуда могут подаваться в два (из трёх) барабанных магазина. Выбор магазинов осуществляется через поворот вращающихся частей нижних элеваторов на 120° вокруг оси, относительно которой симметрично расположены магазины.

Учитывая, что в процессе подачи боеприпаса в боевую часть артиллерийской установки при стрельбе используется лишь один магазин из трёх, оставшиеся два могут пополнять свой боезапас. Наличие двух отдельных нижних элеваторов позволяет сделать процесс перезарядки магазинов параллельным, что сокращает общее время работы системы подачи. При этом для обеспечения возможности выбора магазина каналы нижних элеваторов перемещаются под соответствующие магазины. Для снижения перегрузок вращающимися сделаны только верхние

части каналов. Однако, применение двух элеваторов увеличивает общую массу установки и вдвое увеличивает число обслуживающего персонала.

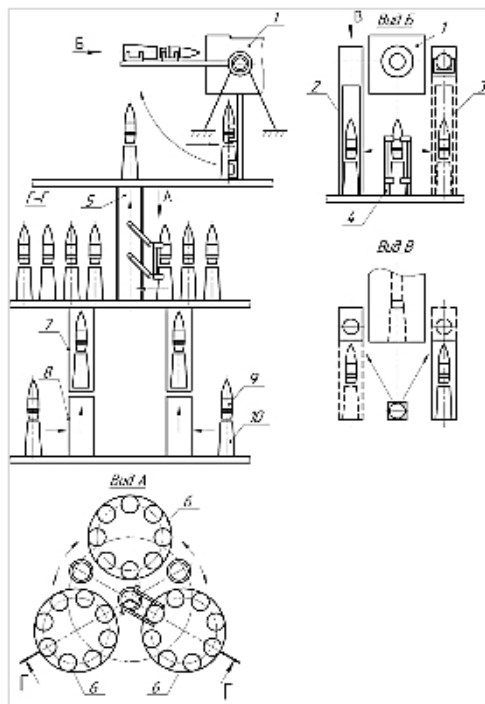


Рис. 2. Структурно-компоновочная схема системы подачи боеприпасов
КААУ 127mm/54 Compact OTO Melara:

1 – артиллерийское орудие; 2 – левый согласователь с досылателем; 3 – правый согласователь с досылателем; 4 – перегружатель; 5 – верхний элеватор; 6 – магазин; 7 – верхняя вращающаяся часть нижнего элеватора; 8 – неподвижная часть нижнего элеватора; 9 – снаряд; 10 – гильза с зарядом

2. Один из магазинов, к которому в данный момент подключён верхний элеватор, после погрузки очередного боеприпаса на верхний элеватор смещает все находящиеся в нем боеприпасы на один шаг. При этом, если верхний элеватор переключается на другой магазин, предыдущий может заполняться боеприпасами из нижнего элеватора.

Применение магазинов барабанного типа и их симметричное расположение относительно верхнего элеватора обеспечивает необходимую компактность системы и простоту работы. Такое конструктивное решение позволяет увеличить готовый к стрельбе боезапас, снизить перегрузки, действующие на механизмы подачи и боеприпасы, но вместе с тем несколько увеличивает массу установки. Также наличие нескольких магазинов с боеприпасами требует введения в конструкцию отдельных механизмов для их согласования. Это негативно влияет на скорость и непрерывность работы системы.

3. Параллелограммный механизм, находящийся в нижней части верхнего элеватора, подключаясь к одному из магазинов, захватывает крайний боеприпас и перегружает его в канал элеватора, по которому боеприпас поднимается вверх в боевое отделение артиллерийской установки.

Снаряд и заряд двигаются по одному каналу элеваторов совместно, что позволило упростить конструкцию верхнего элеватора и механизмов, перегружающих боеприпас элеватора на согласователи маятников типа.

4. Поступая в боевое отделение, боеприпас перегружается с элеватора на один из согласователей маятникового типа.

Перегружатель (перегружающий механизм) обладает возможностью загружать боеприпас в каждый из согласователей переменного, а также только в один из них, если другой не действует.

5. Согласователь с загруженным боеприпасом, вращаясь вокруг оси цапфы, поднимает боеприпас на линию досылки и досылает его встроенным механизмом досылания. Затем согласователь возвращается в исходную позицию, а в это время второй согласователь уже поднимает на линию досылки следующий боеприпас.

Применение двух согласователей маятникового типа позволило сократить время подачи боеприпасов с вращающейся части на качающуюся часть, но при этом была увеличена масса КААУ.

6. После выстрела специальный механизм улавливает экстрактированную из канала ствола гильзу и, совершая вращательное движение вместе с ней вокруг оси, параллельной оси канала ствола, уходит с линии досылки.

Количество технических решений, применённых в артиллерийской установке 127/54 Сомрат по снижению массы и габаритов и по увеличению скорострельности сопоставимо. Таким образом, соблюдается баланс между этими техническими характеристиками.

Система подачи боеприпасов универсальной корабельной артиллерийской установки 100-мм «Компакт» фирмы «Крезо – Луар». 100-мм одноорудийная палубно-башенная КААУ Компакт (рис. 3), разработанная французской фирмой «Крезо – Луар» на базе своей предшествующей модели «Кадам», является высокоавтоматизированной системой оружия и предназначена для надводных кораблей различных классов [3].

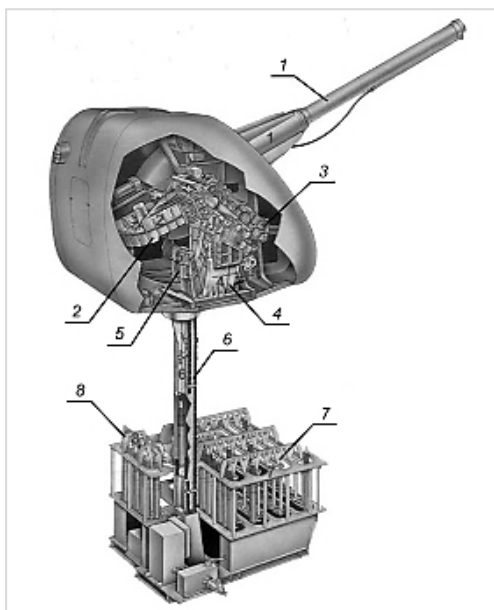


Рис. 3. Схема 100-мм артиллерийской установки «Компакт» фирмы «Крезо – Луар»:

- 1 – артиллерийское орудие; 2 – горизонтальный транспортёр веерного типа; 3 – промежуточный магазин; 4 – вертикальный транспортёр веерного типа; 5 – приёмное устройство боевого отделения;
- 6 – элеватор; 7 – основной магазин с транспортёром; 8 – дополнительный магазин с транспортёром

Готовый к стрельбе боезапас хранится в двух расположенных в подбашенном отделении магазинах: основном (стандартная вместимость 90 унитарных боеприпасов с осколочно-фугасными снарядами) и дополнительном (12 специальных выстрелов, в том числе с

инфракрасными головками самонаведения для стрельбы по воздушным целям). Кроме того, еще 12 выстрелов могут размещаться в промежуточном магазине внутри башни. Основной и дополнительный магазины оборудованы транспортёрами, перемещающими выстрелы от поста подпитки каждого магазина к элеватору или в обратном направлении в случае разряжания артиллерийской установки.

Время реакции артиллерийской установки при отсутствии боеприпаса в башне составляет 8,5 с. Если боеприпасы поданы из магазина в башню и находятся в скрепленном с люлькой горизонтальном транспортёре веерного типа, то время реакции сокращается до 5,2 с.

Элеватор, осевая линия трубы которого совпадает с осью вращения башни, подает выстрелы в приемное устройство последней, откуда они поступают по скрепленному с платформой вертикальному транспортёру веерного типа к свободной позиции промежуточного магазина. Его транспортёр образует замкнутую цепь из 18 ячеек: 12 используются для хранения специальных боеприпасов, а остальные шесть – для передачи обычных выстрелов в горизонтальный транспортёр веерного типа, по которому они поступают на лоток досылателя. Когда стрельба производится обычными боеприпасами, специальные выстрелы перемещаются в промежуточном магазине по замкнутой схеме.

При необходимости использования специальных выстрелов вертикальный транспортёр блокируется, а транспортёр промежуточного магазина переключается на подачу таких выстрелов в горизонтальный транспортёр. Система питания орудия боеприпасами позволяет практически мгновенно переходить от стрельбы одним типом боеприпаса к стрельбе другими. Выбор боеприпаса осуществляется дистанционно с пульта командира АУ. Система подачи имеет возможность реверса, что позволяет возвращать все находящиеся в её трактах выстрелы в магазин. Управление работой системы осуществляется с помощью ЭВМ.

Боевая работа АУ «Компакт» полностью автоматизирована. Открытие огня, контроль за состоянием всех механизмов и устройств, а также прекращение стрельбы производятся командиром с пульта управления и технического обслуживания.

В настоящее время КААУ «Компакт» находится на вооружении ВМС Франции, Малайзии, Португалии, Саудовской Аравии и других стран.

Система подачи боеприпасов универсальной корабельной артиллерийской установки АК-100. В системе подачи боеприпасов КААУ АК-100, принятой на вооружение ВМФ СССР в 1978 г., была применена обойменная подача в подбашенном отделении, безобойменная элеваторная, веерная на вращающейся и качающейся частях [4, 5]. Веерная подача служила для направления боеприпаса из вертикального положения (при передаче из элеватора в захваты перегружателя) в горизонтальное.

Возможность вести стрельбу разными типами боеприпасов и оперативная автоматическая смена применяемого боеприпаса по команде с центрального поста стрельбы реализована в АК-100 за счет лучевой схемы подачи по неподвижной части с гидравлическим силовым приводом; размещение боезапаса, готового к стрельбе в автоматическом режиме, осуществлено в подбашенном отделении установки в радиальных питателях, расположенных вокруг центрального приёмника, который имеет возможность автоматически подключиться к любому из питателей, захватить расположенные на нём патроны и направить их на элеватор вращающейся части. Гидравлический силовой привод, работающий от двух насосных станций, обеспечивает наиболее рациональный режим скоростей и ускорений при работе механизмов подачи, исключает соударение и возможность потери боеприпасов на трактах подачи и, особенно, в узлах перегрузки.

На качающейся части артиллерийской установки в транспортёре веерного типа, перемещающего боеприпасы от оси цапф на линию досылки, впервые применена непрерывную цепь с захватами для боеприпасов, что позволило исключить обратный ход механизмов подачи и многократно повысить надежность устройства.

Высокий темп стрельбы значительно ограничивал время на установку дальности разрыва снаряда, поэтому в составе АК-100 впервые было применено оригинальное устройство

автоматического установщика трубки (АУТ) взрывателя. В новом варианте АУТа использован механизм, исключающий поиск паза, и механизм, исключающий установку взрывателя в нулевое положение. Это позволило более чем в 3 раза сократить время на установку трубки взрывателя.

100-мм КААУ АК-100 разработана коллективом ЦКБ-7 под руководством главного конструктора Артиллерийского направления, выпускника Ленинградского военно-механического института Малишевского Евгения Иеронимовича. Под руководством выдающего конструктора Е. И. Малишевского также была разработана двухорудийная 130-мм КААУ АК-130.

На рис. 4 а, б представлены гистограммы значений основных технических характеристик рассмотренных в статье корабельных автоматических артиллерийских установок, а также 100-мм КААУ А-190-01 [6] и 114-мм КААУ Mark 8 [7].

Анализ структурно-компоновочных схем рассмотренных в статье СП БП одноорудийных КААУ среднего калибра позволяет отметить ряд основных конструктивных признаков СП БП, разработать их классификацию и определить показатели качества отдельных классов СП БП. Указанные разработки могут быть использованы для принятия обоснованных решений при выборе структурно-компоновочных схем систем подачи боеприпасов перспективных КААУ с учётом предъявляемых к ним требований.

Научный руководитель – старший преподаватель С. И. Кудрявцев.

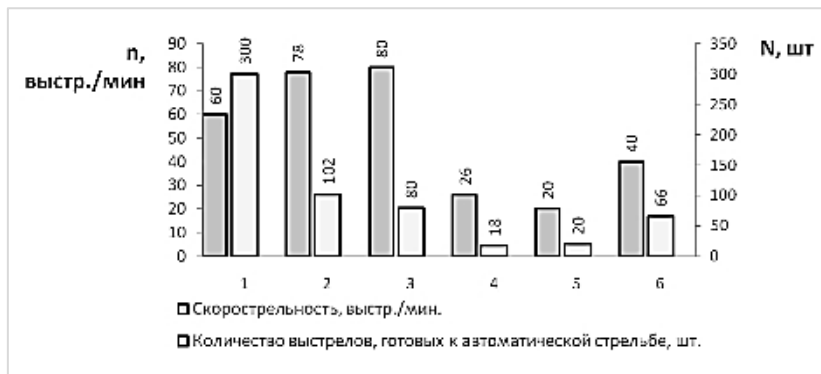


Рис. 4 а

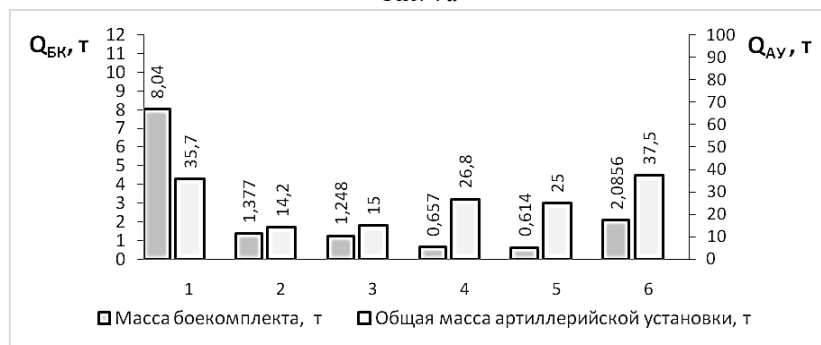


Рис. 4 б

Рис. 4 а, б. Представление в виде гистограмм значений основных технических характеристик корабельных автоматических артиллерийских установок:

1 – 100-мм АК-100; 2 – 100-мм Компакт фирмы «Крезо – Луар»; 3 – 100-мм А-190-01; 4 – 114-мм Mark 8; 5 – 127-мм Mk45 Mod. 4; 6 – 127-мм Compact ОТО Melara

Библиографический список

1. Официальная брошюра. Mk 45 Naval Gun System. 5-Inch 54-Caliber and 62-Caliber Mods 0, 1, 2, 2 CCS and 4.
2. 127-мм корабельная универсальная артиллерийская установка 127 MM/54 Compact ОТО Melara (Италия).
3. [Электронный ресурс]. URL: http://nevskii-bastion.ru/127-mm_54_compact/ BTC «Невский бастион» А. V. Karpenko.
4. 100 mm/55 (3.9") Compact. [Электронный ресурс]. URL: http://www.navweaps.com/Weapons/WNFR_39-55_Compact.php.
5. *Малишевский Е. И.* Второе рождение // Невский бастион. 1999. №1.
6. *Кудрявцев С. И.* Сила Военмеха. СПб: Аграф+, 2017. 544 с.
7. 100-мм корабельная артиллерийская установка А190-01. [Электронный ресурс]. URL: <https://burevestnik.com/products/a190.html>.
8. 114/55 (4.5") Mark 8. [Электронный ресурс]. URL: http://www.navweaps.com/Weapons/WNBR_45-55_mk8.php.

УДК 623.442.423

ТВОРЧЕСКИЕ ДОСТИЖЕНИЯ КОНСТРУКТОРА АВТОМАТИЧЕСКОГО СТРЕЛКОВОГО ОРУЖИЯ И УЧЁНОГО В. Г. ФЁДОРОВА

А. Г. Лукиных

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



ru.wikipedia.org/Фёдоров,_Владимир_Григорьевич

Владимир Григорьевич Фёдоров

В. Г. Фёдоров в 1907 г. начал разработку автоматической винтовки собственной конструкции совместно с оружейником Василием Алексеевичем Дегтяревым, назначенным

Значительными творческими достижениями в создании автоматического стрелкового оружия отмечен творческий путь выдающегося российского и советского конструктора и учёного, генерал-лейтенанта инженерно-технической службы, Героя Социалистического Труда, доктора технических наук, профессора Владимира Григорьевича Фёдорова (1874 – 1966).

В. Г. Фёдоров родился 15 мая 1874 г. в Санкт-Петербурге. По окончании гимназии поступил в Михайловское артиллерийское училище, которое окончил в 1895 г. Затем, после двух лет службы в первой гвардейской артиллерийской бригаде, поступил в Михайловскую артиллерийскую академию, где при прохождении производственной практики познакомился с Сергеем Ивановичем Мосиным.

В 1906 г. В.Г. Фёдоров спроектировал свою первую автоматическую винтовку на базе знаменитого образца стрелкового оружия С. И. Мосина.

ему в помощь начальником Ружейного полигона офицерской стрелковой школы Николаем Михайловичем Филатовым. В 1912 г. опытная партия винтовок прошла полигонные испытания. К 1913 г. В.Г. Фёдоров разработал автоматические винтовки под штатный патрон 7,62×54 мм R, имевший дульную энергию порядка 3600-4000 Дж, и более пригодный для автоматического оружия оригинальный патрон 6,5×57 мм, использовавший гильзу без выступающей закраины, с энергией порядка 3100 Дж. Массовому производству нового патрона помешала начавшаяся в 1914 г. Первая мировая война. В 1915 г. Владимир Григорьевич приспособил свою винтовку под японский патрон 6,5×50 мм Арисака, имевший дульную энергию в 2615 Дж, используя дополнительный вкладыш.



Фото с сайта: <https://topwar.ru>

Рис. 1. Автомат Фёдорова

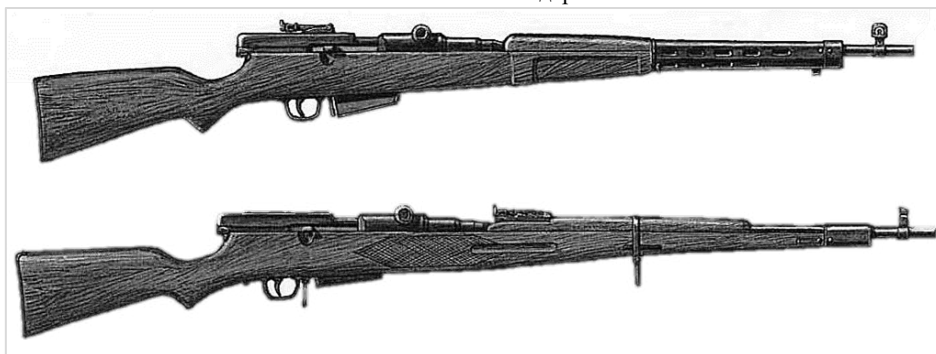


Рис. 1. Опытные автоматические винтовки системы Фёдорова калибров 7,62 мм (сверху) и 6,5 мм (снизу)

Находясь в чине генерал-майора в 1916 г., Владимир Григорьевич переделал свою самозарядную винтовку калибра 6,5×50 мм Арисака для ведения непрерывной стрельбы. Винтовка, оснащённая отъёмным магазином, имевшим ёмкость в 25 патронов, и изменённым спусковым механизмом получила название «ружьё-пулемёт». Отметим, что по одной из версий [4] применение термина «Автомат» было предложено Н.М. Филатовым лишь в 1920-х годах.

В конструкции автомата Фёдорова были применены следующие конструктивные решения:

Запирание канала ствола в автомате Фёдорова осуществлялось посредством пары сцепных щёк, расположенных симметрично друг напротив друга на стволе и установленных с возможностью качания в вертикальной плоскости. Сцепные щёки являются зеркальным отражением друг друга. Цилиндрический выступ А (рис. 3) сцепной щеки располагается в соответствующем пазу ствола и служит осью, на которой щека поворачивается. Выступ Б сцепной щеки заходит при запирании за боевые выступы В затвора (рис. 2). Нижний выступ Г сцепной щеки служит для взаимодействия с выступом Д ствольной коробки при отпирании, обеспечивая поворот сцепной щеки [5].

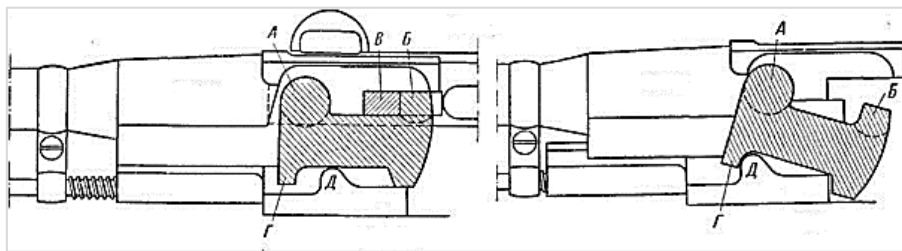


Рис. 2. Схема затворной группы в переднем и заднем положениях автомата Фёдорова калибра 6,5 мм [5]

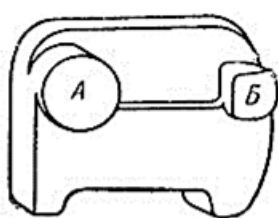


Рис. 3. Сцепные щёки (личинки) [5]

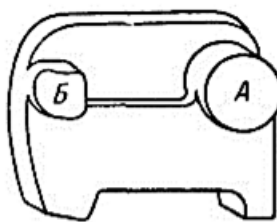


Рис. 4. Ускоритель [5]

6,5 мм автомат Фёдорова был оснащён рычагом-ускорителем (рис. 4), который обеспечивал перераспределение энергии между стволом и затвором.

В январе 1918 г. Владимир Григорьевич был направлен в качестве главного инженера на недавно построенный Ковровский пулеметный завод для постановки на производство автоматического оружия. В результате к концу 1920 г. было изготовлено порядка 100 автоматов Фёдорова, в 1921 году выпуск удалось довести до 50 штук в месяц. В том же году на базе завода было создано первое в России проектно-конструкторское бюро стрелкового оружия под руководством В.Г. Фёдорова. В дальнейшем под личным руководством Владимира Григорьевича в содружестве с оружейниками В.А. Дегтярёвым, Г. С. Шагиным, С. Г. Симоновым и другими в 1920-х годах был разработан ряд ручных и танковых пулемётов, авиационные пулемёты образцов 1922 и 1925 годов, а так же зенитный и лёгкий станковый пулемёты.

После завершения Гражданской войны В. Г. Фёдоров внёс ряд изменений в конструкцию автомата. В июле 1924 года усовершенствованный образец автомата прошёл государственные испытания [12]. Однако, по ряду причин, включавших в себя унификацию вооружений Рабоче-Крестьянской Красной Армии, в октябре 1925 г. производство автоматов под патрон калибра 6,5 мм было прекращено. Всего было выпущено порядка 3200 автоматов.

В 1931 – 1933 г. Владимир Григорьевич являлся консультантом по стандартизации в Оружейно-пулемётном тресте. С 1942 по 1946 г. постоянный член комиссии по рассмотрению проектов новых образцов стрелкового оружия в Наркомате и Министерстве вооружения, научный консультант в НИИ Главного Артиллерийского управления. Вышел в отставку в 1953 году [7].

За свою службу Владимир Григорьевич был удостоен наград Российской империи и СССР:

Ордена Святой Анны 3-й степени (1905), Святого Станислава 2-й степени (1909), Святого Владимира 4-й степени (06.12.1914); Святого Владимира 3-й степени (04.11.1915).

В. Г. Фёдоров удостоен Высочайшего благоволения: (06.12.1915; за отлично-ревностную службу и особые труды, вызванные обстоятельствами текущей войны); Большая Михайловская премия.

Владимир Григорьевич удостоен высокого звания Героя Труда (1928), награжден орденом Красной Звезды (1933), 2 орденами Ленина (1943 и 1964), орденом Отечественной войны 1-й ст. (1945) и медалями [7].

В 1941 году В. Г. Фёдоров получил ученое звание профессора и ученую степень доктора технических наук [9].

Владимир Григорьевич Фёдоров является автором ряда научных трудов [11]:

- Казачьи пики 1891 и новейших образцов. Санкт-Петербург, 1893 г.
- Влияние огня пехоты на действия артиллерии. Стрелковая школа, 1903.
- Вооружение русской армии в Крымскую кампанию. М.: 1904.
- Основания устройства холодного оружия. 1905.
- Основания устройства автоматического оружия. 1907.
- Вооружение русской армии за XIX столетие и Атлас. Санкт-Петербург, 1911.
- Ручное оружие и пулеметы. Михайловское артиллерийское училище, 1912.
- Работы Технико-конструкторского бюро при установке оружейного производства. 1922.
- Современные проблемы ружейно-пулеметного дела. 1925.
- Пулемет Дегтярева и система КЭСа. 1930.
- Эволюция стрелкового оружия. М.: Государственное военное издательство Наркомата обороны СССР, 1934.
- Составление рабочих чертежей и технических условий для образцов стрелкового вооружения. Л.: Артиллерийская академия РККА и Оружейно-пулеметный трест, 1934 г.
- Эволюция стрелкового оружия. М.: Государственное военное издательство Наркомата обороны СССР, 1938, 1939.
- Оружейное дело на грани двух эпох. Часть 1. Оружейное дело в начале XX столетия, 1938; Часть 2. Оружейное дело в первую империалистическую войну, 1939; Часть 3. «Оружейное дело после Октябрьской революции», 1939.
- История винтовки. М.: Воениздат НКО СССР, 1940.
- О тенденциях изменения образцов стрелкового вооружения иностранных армий по опыту Второй мировой войны. 1944.
- В поисках оружия М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1964.

В заключение необходимо отметить, что Владимир Григорьевич Фёдоров создал уникальный образец вооружения, ставший прообразом основного стрелкового оружия большинства армий мира с середины XX века до наших дней. Он одним из первых увидел необходимость создания индивидуального автоматического оружия.

Научный руководитель – старший преподаватель С. И. Кудрявцев

Библиографический список

1. *Мавродин Влад. В., Мавродин Вал. Влад.* Из истории отечественного оружия. Русская винтовка. Л.: Издательство Ленинградского университета, 1984.
2. *Болотин Д. Н.* История советского стрелкового оружия и патронов. СПб: Полигон, 1995. 303 с.
3. *Сверчков И.* Автомат Фёдорова. М.: ВВРС, 1923.
4. История создания автомата Федорова 1916 года. [Электронный ресурс]. URL: <https://kalashnikov.media/article/weapons/istoriya-sozdaniya-avtomata-fedorova-1916-goda/>
5. *Кретов Н. Б.* Происхождение узла запираания автомата Фёдорова. [Электронный ресурс]. URL: <http://k-patent.ru/proishozhdenie-uzla-zapiraniya-avtomata-fyodorova>.
6. Автомат Фёдорова патрон калибр 6,5 мм. Устройство. Скорострельность. [Электронный ресурс]. URL: <http://oruzhie.info/avtomaty/441-avtomat-fjodorova>.

7. Русская армия в Великой войне. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.grwar.ru/persons/person/1883>.
8. Винтовки и карабины Мосина Трехлинейка калибр 7,62 мм. [Электронный ресурс]. URL: <http://oruzhie.info/vintovki/285-vintovki-mosina>.
9. Тульский государственный музей оружия. [Электронный ресурс]. URL: http://www.museum-arms.ru/about/tula-armory/detail.php?ELEMENT_ID=2122.
10. Автомат Фёдорова. Оружие, которое могло потрясти мир. [Электронный ресурс]. URL: <https://topwar.ru/1465-avtomat-fedorova-oruzhie-kotoroe-moglo-potryasti-mir.html>.
11. Список трудов Владимира Григорьевича Фёдорова. [Электронный ресурс]. URL: <https://guns.allzip.org/topic/18/777649.html/>
12. Протокол заседания у инспектора артиллерии РККА Ю. М. Шейдемана об изготовлении первого пробного экземпляра ружья-пулемета системы В. Г. Федорова. Правительственные и нормативные акты, 1924. [Электронный ресурс]. URL: <http://istmat.info/node/26817>.

УДК 621.91.01(075.8)

ТИТАНОВЫЙ СПЛАВ. ГЛУБОКОЕ СВЕРЛЕНИЕ

П. Ю. Медведева

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

В изделиях авиационной и космической техники широкое применение получили детали из титановых сплавов (ГОСТ 19807-91). Известна их низкая обрабатываемость резанием, в том числе и твердосплавными инструментами. Например, при резании сплава ВТ8 коэффициент относительной скорости $K_{\vartheta} = 0,55$, что в 2 раза меньше, чем при резании эталонной стали 45 ($K_{\vartheta} = 1$). В практике скорость резания ϑ не превышает 25 м/мин.

Для обработки титановых сплавов рекомендуют применять твердые сплавы группы ВК: ВК8, ВК6М, ВК3М, обладающие повышенной прочностью и теплопроводностью в сравнении с группой ТК (Т15К6, Т30К4).

В научных публикациях имеются отдельные рекомендации по выбору скорости резания ϑ и подачи S , но в справочниках [3] они отсутствуют или носят общий характер в виде диапазонов значений ϑ и S . Это не позволяет учитывать конкретные условия обработки и выбирать оптимальные сочетания режимных параметров, обеспечивающих приемлемые показатели по производительности, точности, стойкости инструмента и экономичности обработки.

В производстве деталей из титановых сплавов применяют различные виды обработки резанием: точение, фрезерование, сверление, в том числе глубокое.

В рассматриваемом примере по сверлению глубокого отверстия $\varnothing 51$ в заготовке корпуса из титанового сплава (рис. 1) использован способ сплошного глубокого сверления инструментом одностороннего резания (рис. 2).

Сверло оснащено сменной резцовой пластиной из сплава Т15К6 и сменными направляющими планками из сплава ВК6. Инструмент работает с наружным подводом СОЖ при внутреннем отводе стружки через окно в корпусе и далее через отверстие $\varnothing 25$ в сверле и стебле.

При проектировании технологических операций подачу выбирают в зависимости от глубины резания t , свойств обрабатываемого и инструментального материалов и других факторов, характеризующих особенности условий обработки. В справочниках используются табличные формы для выбора подачи и определения поправок, позволяющих расширить область действия рекомендуемых значений.

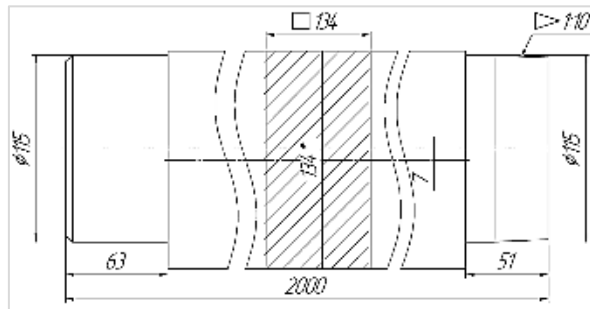


Рис. 1. Заготовка из титанового сплава 3М

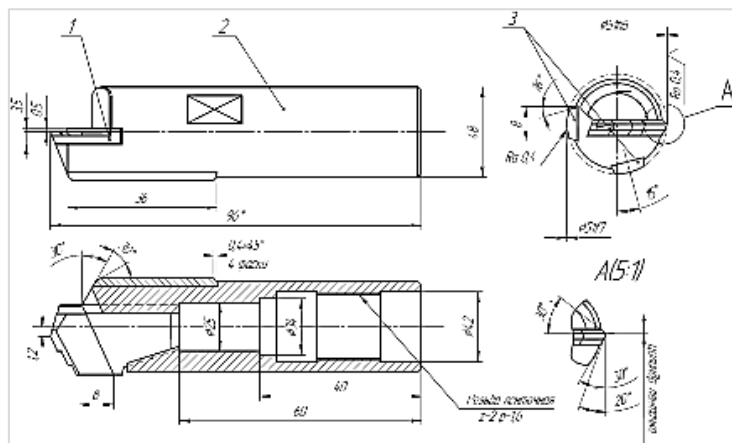


Рис. 2. Головка сверлильная $\phi 51$:
1 – режущий элемент; 2 – корпус; 3 – направляющие планки

Для операции точения и глубокого сверления заготовок из титанового сплава 3М ($HB170 \dots 240$) (рис. 1) важно обеспечить стабильное дробление стружки по длине, а также допустимый износ лезвия резца и сверла [1].

В результате эксперимента [2] получена зависимость длины элементов стружки l_c от скорости резания, подачи и твердости заготовки:

$$l_c = 26,7 \vartheta^{0,3} S^{-1,16} HB^{-0,6}, \text{ мм} \quad (1)$$

Решением уравнения (1) при заданном ограничении длины стружки $l_c = l_c$ получена формула для расчета скорости резания ϑ :

$$\vartheta = l_c^{0,125} S^{3,87} HB^2 \quad (2)$$

При $d_0 = 51 \text{ мм}$, $l_c = 8 \text{ мм}$, учитывая связи скорости резания и подачи с частотой вращения заготовки, зависимость минутной подачи $S_M = f(n_3, HB)$ запишется в виде:

$$S_M = 0,975 n_3^{1,25} / HB^{0,51} \quad (3)$$

При известном распределении твердости по длине заготовки ($\Delta HB \pm 20 HB$) можно управлять процессом стружкообразования регулированием минутной подачи относительно значения S_M , соответствующего выбранной частоте вращения $n_3 = 160 \text{ об/мин}$ и средней твердости $HB = 210$. При $d_0 = 51 \text{ мм}$, $l_c = l_c = 8 \text{ мм}$, $HB = 210$ зависимость $S_M = f(n_3)$ запишется в виде:

$$S_M = 6,3 * 10^{-2} n_3^{1,25} \quad (4)$$

Экспериментально установлено, что при сверлении на режимах резания $n_3 = 160$ об/мин ($\vartheta = 25,6$ м/мин), $S_M = 20,8$ мм/мин, $S = 0,13$ мм/об износ периферийной режущей кромки сверла по задней поверхности $h_3 = 0,3 \dots 0,4$ мм после сверления одной заготовки длиной $l_0 = 2$ м.

Исходя из опыта сверления, получена зависимость для расчета h_3 при сверлении титанового сплава при $h_3 = 0,35$ мм:

$$h_3 = 6,74 * 10^{-7} \vartheta^{0,52} S^{0,05} HB^{1,3} d_0 l_0 \quad (5)$$

где d_0 – мм, l_0 – м.

При $h_3 = 0,4$ мм, $d_0 = 51$ мм, $l_0 = 2$ м, $HB = 210$ зависимость $n_3 = f(S_M)$ получена в виде:

$$n_3 = 17,2 S_M^{0,646} \quad (6)$$

Аналогичный анализ был проведен по ограничению интенсивности поперечных колебаний инструмента $K_d \leq K_d^{3,14}$, где K_d – коэффициент динамичности. В итоге получена зависимость:

$$S_M = 25,4 K_d^{3,14} / n_3^{0,163} \quad (7)$$

Полученные зависимости представлены в Таблице 1.

Таблица 1

Математические модели взаимосвязи скорости резания ϑ , минутной подачи инструмента S_M с частотой вращения заготовки n_3

№	Обозначение показателя	Зависимость
1	$l_c = l_c$	$S_M = 6,3 * 10^{-2} n_3^{1,25}$ при $d_0 = 51$ мм, $l_c = l_c = 8$ мм, $HB = 210$
2	$h_3 \leq h_3$	$n_3 = 17,2 S_M^{0,646}$ при $h_3 = 0,4$ мм, $d_0 = 51$ мм, $l_0 = 2$ м, $HB = 210$
3	$K_d \leq K_d$	$S_M = 25,4 K_d^{3,14} / n_3^{0,163}$
4	$Q \leq Q_H$	$n_3 = 403 / S_M^{0,185}$

По результатам расчетов минутной подачи S_M в зависимости от частоты вращения заготовки n_3 был построен график в координатах $S_M - n_3$ (рис. 3).

На графике дополнительно изображена зависимость $n_3 = 403 / S_M^{0,185}$, соответствующая ограничению $Q \leq Q_H$, где Q – расход СОЖ, обеспечивающий надежный отвод стружки; Q_H – производительность насосного агрегата ($Q_H = 33,3 * 10^{-4}$ м³/с). Анализ графика позволяет выделить ряд значений n_3 и S_M (точки А, Б ... Е) частично удовлетворяющих заданным ограничениям. При $K_d = 1,5$, $h_3 = 0,4$ мм возможно применение режима резания, соответствующего точке Б: $n_3 = 190$ об/мин и $S_M = 40$ мм/мин или $\vartheta = 30,4$ м/мин, $S = 0,21$ мм/об.

При сверлении на этом режиме производительность процесса сверления составит $\Pi = 19,1 \vartheta S / d_0 = 2,41$ м/час, а время $T_0 = 0,84$ часа. Однако увеличение скорости резания и подачи сопровождается усилением вибрации ($K_d = 1,5$), что снижает стойкость инструмента. Режим в т. А ($n_3 = 140$ об/мин, $S_M = 25$ мм/мин) обладает меньшей производительностью $\Pi = 1,5$ м/час, но оптимален по вибрации. Режимы в т. В и Г (при $K_d = 1,5$) обеспечивают образование стружки заданной длины $l_c = 8$ мм, но не удовлетворяют ограничению по износу $h_3 > 0,4$ мм.

Известно, что увод оси отверстия Δ_y при глубоком сверлении уменьшается с увеличением скорости резания [3]. Для оценки ожидаемого увода Δ_y использована эмпирическая зависимость:

$$\Delta_y = 0,6d_0^{0,4}L_0^{1,7}\vartheta^{-0,42}S^{0,15}B^{-0,12}\rho_0^{0,87}HB^{0,45}h_3^{1,3}l_m^{-1,2}, \text{ мм}, \quad (8)$$

где d_0 – диаметр сверла (отверстия), мм; L_0 – длина сверления, м; ρ_0 – погрешность заправки головки в виде начального увода оси ГО, мм; B – глубина резания, мм; HB – твердость материала детали (210HB); h_3 – ширина фаски износа лезвия по задней поверхности, мм; l_m – расстояние от торца заготовки до опоры стебля в маслоприемнике, м.

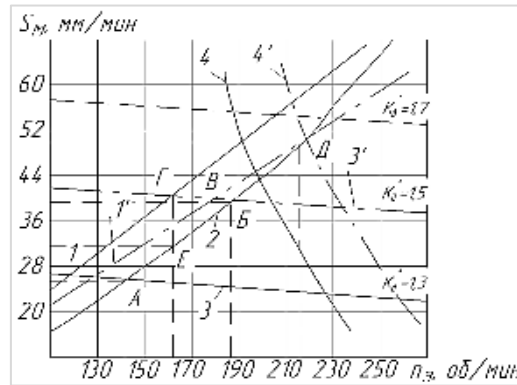


Рис. 3. График зависимости минутной подачи от частоты вращения заготовки

При $d_0 = 51$ мм, $L_0 = 2$ м, $\vartheta = 30,4$ м/мин, $S = 0,21$ мм/об, $B = 25,5$ мм, $\rho_0 = 0,05$ мм, $HB = 210$ кгс/мм², $h_3 = 0,35$ мм, $l_m = 0,6$ м и предельно допустимом уводе $\Delta_y \leq 2,5$ мм ожидаемый увод $\Delta_y = 0,46$. Ожидаемая величина увода не превышает Δ_y . При обработке партии деталей возможно появление брака по уводу оси. Одной из причин образования увода является биение заготовки, связанное с дисбалансом массы участка квадратного сечения, что ограничивает увеличение скорости резания.

Дополнительно проведена оценка периода стойкости инструмента T (формула 9) и при $T > T_0$ определено количество деталей m_d , которое можно обработать за период стойкости (10):

$$T = \frac{1,48 \cdot 10^{11} S^{1,09} h_3^{0,8}}{\vartheta^{0,65} d_0^{0,97} HB^{1,42} S_m}, \text{ мин} \quad (9)$$

$$m_d = T/T_0 \quad (10)$$

где $h_3^{0,8}$ – предельно допустимый износ периферийной кромки лезвия, мм; S_m – минутная подача, мм/мин.

При $\vartheta = 30,4$ м/мин, $S = 0,21$ мм/об, $h_3 = 0,35$ мм, $d_0 = 51$ мм, 210HB и $S_m = 40$ м/мин $T = 352$ мин, $m_d = 7$.

Результаты анализа показывают возможность выполнения операции глубокого сверления отверстий в заготовке из титанового сплава на приемлемых для практики режимах резания, с обеспечением экономически выгодных затрат на эксплуатацию режущего инструмента ($h_3 \leq 0,35$ мм) и допустимого увода оси отверстия. График на Рисунке 2 указывает на резервы повышения производительности, но реализация режима в т. Д ($n_z = 210$ об/мин, $S_m = 50$ мм/мин) требует увеличения расхода СОЖ с 200 л/мин до 300 л/мин и применении виброгасителя для демпфирования поперечных и крутильных колебаний инструмента при $K_d = 1,7$. Данный режим может быть реализован при сверлении заготовок круглого поперечного сечения, что позволяет увеличить частоту их вращения до 250 об/мин. Увеличение износа лезвия в связи с увеличением скорости резания компенсируется нанесением на лезвие износостойких покрытий.

Научный руководитель – к.т.н., доцент кафедры «Технология и производство артиллерийского вооружения» Ю. И. Кижняев.

Библиографический список

1. Кижняев Ю. И., Немцев Б. А., Крупкин Д. А., Патяк В. Г. Модернизация и оснащение станка модели РТ-182с для обработки глубоких точных отверстий диаметром 50 – 120 мм // Металлообработка. 2010. №5. С. 37 – 48.
2. Кижняев Ю. И. Проектирование инструментов для обработки глубоких точных отверстий диаметром 60 мм в деталях «Корпус» из титанового сплава // Металлообработка. 2011. №6. С. 13.
3. Серебrenицкий П. П. Краткий справочник технолога-машиностроителя. СПб: Политехника, 2007. 951 с.

УДК 623.418.42

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ БЛОКОВ ДЛЯ ВОЕННО-МОРСКОГО ФЛОТА

С. А. Мешков, Д. С. Суровов

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

Современное артиллерийское вооружение отличается сложностью конструкции наличием в составе механических, гидравлических и гидропневматических устройств в различных сочетаниях. Поддержание такого вооружения в постоянной готовности к боевому исполнению является сложной задачей, решаемой комплексом мероприятий, среди которых техническое обслуживание, ремонт и осмотры составных частей артиллерийской установки.

Процесс определения технического состояния объекта с определенной точностью называется диагностированием. В современном кораблестроении этой за выполнение задачи диагностирования отвечает единый блок, функционал которого ограничен выполнением только этой задачи.

Однако современные достижения науки и техники позволяют при незначительном увеличении габаритов корпуса диагностического блока, добавить в него вычислительную плату, которая добавит к решаемой задаче блока, задачу вычисления полных углов наведения артиллерийской установки. Такое решение позволит сократить количество обслуживаемых блоков, уменьшить площадь заполнения корабля и более продуктивно использовать объем блока.

Но при реализации подобной идеи необходимо учитывать, что этот блок будет базироваться на корабле, а значит, надежность этого блока должна удовлетворять требованиям к аппаратуре военно-морского флота:

- по безотказности: средняя наработка на отказ – не менее 2000 часов с учетом отказов сбойного характера;
- по ремонтпригодности: среднее время восстановления работоспособного состояния после отказа – не более 30 мин.

Данные интенсивности отказов составных частей модернизированного блока приведены в таблице 1.

На основе вычисленных значений интенсивности отказов составных частей вычислена суммарная интенсивность отказов блока, которая составляет $171,1 \cdot 10^{-6}$ (1/час).

Средняя наработка на отказ является величиной обратно пропорциональной интенсивности отказов и вычисляется по формуле 1

$$T_0 = \frac{1}{\sum_{i=0}^n \lambda_i \cdot m} \quad (1)$$

где λ_i – интенсивность отказов элементов, 1/час; n – количество типов элементов в блоке; m – количество элементов i -го типа.

Наработка на отказ блока, как величина, обратно пропорциональная интенсивности отказов и составляет 5844 часов. Это значение полностью удовлетворяет требованию по безотказности блока.

По возможности восстановления работоспособного состояния непосредственно после отказа блок является восстанавливаемым изделием, т.е. эксплуатационной документацией предусмотрено восстановление ее работоспособного состояния силами обслуживающего персонала с использованием одиночного комплекта ЗИП.

В соответствии с РДВ 319.01.18-98 начало восстановления аппаратуры отсчитывается с момента установления факта наличия в ней отказа. Моментом восстановления работоспособного состояния считается момент окончания предусмотренных после ее ремонта проверок технического состояния и появления сигнала готовности аппаратуры к работе.

Таблица 1
Интенсивности отказов составных частей блока

Наименование составной части	Наименование модуля, устройства	Интенсивность отказов модуля, λ , 1/час	Кол-во модулей n , шт.	Суммарная интенсивность отказов, $n \cdot \lambda$, 1/час
Устройство сопряжения	Вычислитель	$57,84 \times 10^{-6}$	1	$57,84 \times 10^{-6}$
	Электрорадио изделие	$6,59 \times 10^{-7}$		$6,59 \times 10^{-7}$
Суммарная интенсивность отказов устройства сопряжения:				$58,50 \times 10^{-6}$
Пульт оператора	Многофункциональный пульт управления	$22,22 \times 10^{-6}$	1	$22,22 \times 10^{-6}$
Устройство электропитания	Инвертор напряжения	5×10^{-6}	4	20×10^{-6}
	Преобразователь	$8,33 \times 10^{-6}$	2	$16,66 \times 10^{-6}$
	Электрорадио изделие	$4,3 \cdot 10^{-8}$		$4,3 \cdot 10^{-8}$
Суммарная интенсивность отказов устройства электропитания:				$36,66 \times 10^{-6}$
Прибор включения и контроля питания	Преобразователь	$0,5 \times 10^{-6}$	1	$0,5 \times 10^{-6}$
	Электрорадио изделие	$6,19 \cdot 10^{-7}$		$6,19 \cdot 10^{-7}$
Суммарная интенсивность отказов прибора включения и контроля питания:				$1,12 \times 10^{-6}$
Сетевой коммутатор	Преобразователь	$5,06 \cdot 10^{-7}$	2	$10,12 \cdot 10^{-7}$
	Коммутатор	$1,18 \cdot 10^{-5}$	1	$1,18 \cdot 10^{-5}$
	Электрорадио изделие	$7,02 \cdot 10^{-8}$		$7,02 \cdot 10^{-8}$
Суммарная интенсивность отказов сетевых коммутаторов:		$12,88 \cdot 10^{-6}$	2	$25,76 \cdot 10^{-6}$
Блок преобразования интерфейсов	Узел	$23,64 \times 10^{-6}$	1	$23,64 \times 10^{-6}$
	Корпус	$3,20 \times 10^{-6}$	1	$3,20 \times 10^{-6}$
Суммарная интенсивность отказов блоков преобразования интерфейсов:		$26,84 \times 10^{-6}$	1	$26,84 \times 10^{-6}$

При выполнении расчетной оценки используются следующие расчетные соотношения:
Среднее время восстановления работоспособности блока определяется по формуле (2).

$$T_b = T_n + T_y + T_{np} + T_{орг} \quad (2)$$

где $T_{п}$ – среднее время поиска места отказа; T_y – среднее время, затрачиваемое на устранение отказа; $T_{пр}$ – среднее время приведения аппаратуры в готовность к применению по назначению; $T_{орг}$ – среднее время, затрачиваемое на организацию работ по восстановлению работоспособности аппаратуры.

Среднее время поиска места отказа ($T_{п}$) определяется временем поиска места отказа встроенной системой технического диагностирования.

Расчет среднего времени устранения отказов модуля управления стрельбой (T_y) производится по формуле (3).

$$T_y = \frac{\sum_{\rho=1}^M \lambda_{\rho} \cdot t_{y,\rho}}{\sum_{\rho=1}^M \lambda_{\rho}} \quad (3)$$

где λ_{ρ} – суммарная интенсивность отказов типового элемента замены (далее – ТЭЗ) ρ -го типа; $t_{y,\rho}$ – среднее время устранения отказа ТЭЗ ρ -го типа; M – количество типов ТЭЗ в аппаратуре.

Время устранения отказа ТЭЗ t_y определяется суммой составляющих и определяется по формуле (4):

$$t_y = t_{\delta} + t_3 + t_3 \quad (4)$$

С учетом времени доступа к отказавшему ТЭЗ, t_{δ} ; времени замены отказавшего ТЭЗ (демонтаж отказавшего ТЭЗ и монтаж вместо него исправного ТЭЗ из одиночного комплекта ЗИП), t_3 ; времени приведения прибора в эксплуатационное состояние (исходное состояние готовности к включению), t_3 .

Время приведения аппаратуры в готовность к применению по назначению ($T_{пр}$) определяется временем включения аппаратуры и проверки системой диагностирования готовности ее к работе.

Среднее время, затрачиваемое на организацию работ по восстановлению работоспособности системы управления ($T_{орг}$), определяется в основном временем доставки к отказавшей аппаратуре эксплуатационной документации, инструмента и принадлежностей, и подготовки их к работе.

Расчетные оценки времени устранения отказов ТЭЗ различных типов в БВ приведены в таблице 2. При этом оценка времени доступа к отказавшему ТЭЗ и его замены на исправный из ЗИП выполняется на основе данных о продолжительности отдельных операций восстановления, составленных на основе отраслевого норматива с учетом работы оператора средней квалификации, а также данных о длительности выполнения подобных операций на изделиях – аналогах.

Таблица 2
Расчетные оценки времени устранения отказов ТЭЗ различных типов

Наименование прибора	Наименование ТЭЗ	Составляющие времени устранения отказа, мин.			Время устранения отказа, мин.
		доступа	замены	приведения в экспл. состояние	
Многофункциональный пульт управления	Модуль	5	6	5	16
	Модуль	5	5	5	15
	Клавиатура	5	5	5	15
Прибор включения и контроля питания	Тумблер	7	7	8	22
Устройство электропитания	Инвертор напряжения	4	3	4	11
	Модуль электропитания	4	5	4	13

Наименование прибора	Наименование ТЭЗ	Составляющие времени устранения отказа, мин.			Время устранения
		4	5	4	
Блок преобразования интерфейсов	Блок преобразования интерфейсов	4	5	4	13
Сетевой коммутатор	Коммутатор	5	6	5	16

Среднее время устранения отказа блока в целом, вычисленное по формуле 2 на основе данных о времени устранения отказов ТЭЗ различных типов, приведенных в таблице 2, составляет 15 минут.

Среднее время поиска отказавшего ТЭЗ составляет не более 3 мин.

Среднее время, затрачиваемое на организацию работ по восстановлению работоспособности аппаратуры ($T_{орг}$), определяемое временем доставки к отказавшему блоку эксплуатационной документации, инструмента, принадлежностей и подготовки их к работе, составит не более 4 мин.

Время приведения блока в готовность к применению по назначению ($T_{пр}$), определяемое временем включения аппаратуры и проверки готовности ее к работе, в соответствии с эксплуатационной документацией составляет 5 мин.

По результатам оценки составляющих формулы (2), вычислено среднее время восстановления работоспособности блока, которое составляет 27 минут, что удовлетворяет требованию ремонтпригодности.

Расчеты надежности показывают, что модернизированный блок удовлетворяет требованиям надежности для аппаратуры военно-морского флота.

С учетом вышеперечисленных достоинств, подобная модернизация блока является очень перспективной для современного кораблестроения.

Библиографический список

1. ГОСТ РВ 27.2.01-2005 Надежность военной техники. Классификация отказов и предельных состояний.
2. ГОСТ РВ 27.3.03-2005 Надежность военной техники. Оценка и расчет запасов в комплектах ЗИП.
3. ГОСТ РВ 20.57.304-98. КСКК. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Методы оценки соответствия требованиям к надежности.
4. Козлов Б., Ушаков И. Справочник по расчету надежности аппаратуры радиоэлектроники и автоматики. М.: Советское радио, 1975.
5. РДВ5Р.8677-83. Изделия судового приборостроения. Методы расчета показателей безотказности на стадиях разработки.
6. РД 5.8698-84. Изделия судового приборостроения. Методика оценки среднего времени восстановления в процессе проектирования и по результатам испытаний.
7. Надежность изделий электронной техники, квантовой электроники. Справочник. М.: ЦНИИ МО РФ, 2006.

ПРИНЦИП РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ СКОРОСТИ Артиллерийских снарядов внутри и вне ствола орудия

И. А. Новиков, С. А. Мешков, Д. С. Суровов, С. А. Баранов

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

Основной функцией радиолокации является радиолокационное наблюдение (обнаружение целей, измерение координат и параметров движения), а различение объектов, опознавание их и передача полученной радиолокационной информации по назначению относятся к дополнительным функциям радиолокационных станций (РЛС). Получение радиолокационной информации основывается на физических свойствах электромагнитных волн (ЭМВ), используемых в качестве носителей радиолокационного сигнала.

В отраженных от целей радиолокационных сигналах заложена вся информация о них, так как при отражении изменяются все параметры сигнала (амплитуда, частота, начальная фаза, длительность, спектр, поляризация и т.д.).

Зондирующее излучение не является сигналом, так как ЭМВ становятся носителем информации о цели, т.е. *радиолокационным сигналом*, лишь после взаимодействия с целью. При этом цель играет активную или пассивную роль. Отсюда происходит классификация методов радиолокации по способу образования радиолокационных сигналов:

- а – активная локация с пассивным ответом;
- б – активная локация с активным ответом;
- в – пассивная локация;
- г – полуактивная локация.

В радиолокации для определения местоположения цели (объекта) чаще всего применяют позиционный метод, основанный на использовании поверхностей или линий положения для определения места объекта в пространстве или на поверхности Земли.

В основе использования радиоволновых методов измерения параметров движения лежит эффект Доплера, состоящий в изменении частоты наблюдаемых электромагнитных колебаний, когда наблюдатель и источник наблюдения движутся относительно друг друга.

Частота радиолокационного сигнала линейно зависит от скорости движения объекта (частотный подход к объяснению эффекта Доплера). Таким образом, для определения скорости движения цели из соотношения:

$$\omega(t) = \frac{d}{dt} \varphi(t) = \frac{4\pi}{\lambda} \frac{d}{dt} x(t) = \frac{4\pi}{\lambda} v(t) \quad (1)$$

Необходимо осуществлять измерение мгновенной частоты РС, выделяемого на смесительной секции радиолокатора. Для этого можно использовать любой из известных периодометрических или частотомерных методов измерения частоты сигналов.

В связи с тем, что отражающий объект – снаряд – движется в стволе, представляющем собой круглый волновод, под длиной электромагнитной волны λ понимают длину ЭВ в волноводе $\lambda_{\text{в}}$, связанную с длиной волны в свободном пространстве λ_0 :

$$\lambda_{\text{в}} = \frac{\lambda_0}{\sqrt{1 - \left(\frac{\lambda_0}{\lambda_{\text{кр}}}\right)^2}} \quad (2)$$

При использовании ВМ электромагнитная волна возбуждается в стволе как в круглом волноводе с помощью штыревой антенны, закрепляемой перед дульным срезом.

Принцип работы измерителя основан на использовании эффекта Доплера при отражении ЭВ от движущегося снаряда, находящегося сначала внутри канала ствола, а потом - вне ствола орудия, в области от дульного среза вплоть до отражателя ЭВ.

Общая структура РИСС, по существу, состоит из общей части, и двух специфических частей, которые предназначены для решения двух разных задач: измерение скорости снарядов внутри ствола, и вне ствола.

РИСС предназначен для определения внутривствольных и начальных скоростей снарядов калибров от 30 мм и выше в диапазоне от 100 м/с до 2200 м/с.

Частоты Доплера могут изменяться от нуля до сотен кГц, что приводит к необходимости использования при дискретизации гармонического доплеровского сигнала мегагерцовых частот дискретизации.

В РИСС частота дискретизации принята 5 МГц.

В настоящее время для задач экспериментальной баллистики весьма важной проблемой является определение не только начальной скорости движения снарядов, но и скорости движения снарядов внутри канала ствола артиллерийского орудия (АО) [1–4]. Такая информация позволяет определить, насколько оптимальным является сочетание самого АО и параметров применяемых снарядов. В настоящее время, в отечественной артиллерии проблема совместного измерения скорости внутри и вне канала ствола является, по существу, нерешенной. Это связано с большими трудностями, присущими такой измерительной задаче. В работе представлен проект такого радиолокационного измерителя скорости снарядов (РИСС) для артиллерийского орудия. При этом используется радиолокационный метод измерения с использованием эффекта Доплера в области сантиметрового и миллиметрового диапазонов. Работу РИСС обеспечивают три составляющих:

1. Орудие с движущимся внутри ствола снарядом, на который падает и отражается радиоволна;
2. Рама-мишень, передняя плоскость, которая является отражателем электромагнитной волны (ЭВ);
3. РИСС состоящий из параболической антенны ЭВ с встроенным в неё He-Ne лазером, и блоком управления.

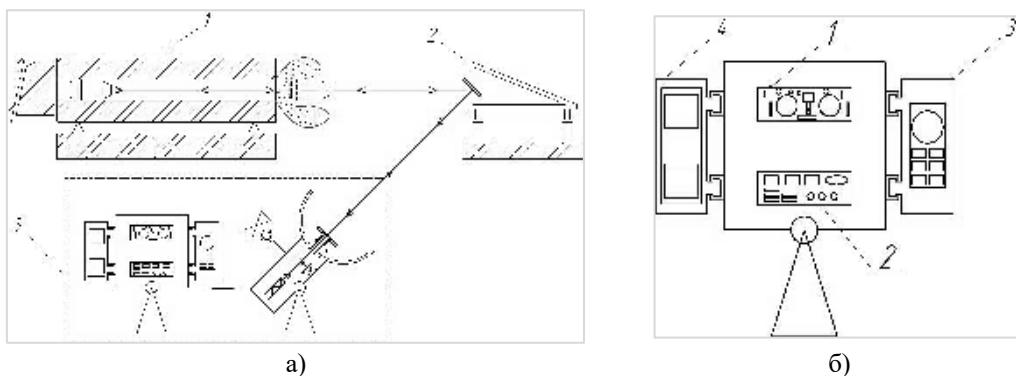


Рис. 1

- а) Структурная схема установки для радиолокационного измерения скорости снаряда; б) Блок управления:
 1 – приемно-передающее устройство; 2 – счетно-измерительное устройство; 3 – бортовой компьютер;
 4 – аналогово-цифровой преобразователь

Отраженная ЭВ имеет сдвиг частоты F_D из за эффекта Доплера:

$$F_D = \frac{2 \cdot V}{c} \cdot f = 74 \cdot V, \quad (3)$$

Здесь V – скорость движения снаряда внутри и вне ствола орудия, f – рабочая частота генератора ЭВ (в нашем случае $f = 11,1$ ГГц), c – скорость света. Очевидно, что F_D интенсивно изменяется при движении снаряда внутри ствола, и незначительно изменяется при движении снаряда вне ствола. Для измерения скорости снаряда внутри ствола предложено аналитическое выражение для изменения частоты Доплера во времени, содержащее два параметра (α , β):

$$F(t - t_{00}) = a^{-1}F_0(t - t_{00}) = (t - t_{00})^\alpha \exp(-\beta(t - t_{00}));$$

$$t - t_{00} > 0. \quad a = F_0(t_0 - t_{00}). \quad (4)$$

Здесь t – время, t_{00} – время начала движения, t_0 – момент вылета снаряда из ствола. Оно применимо для широкого класса артиллерийских орудий и минометов.

В РИСС предусмотрены два канала: для измерения скорости внутри ствола, и начальной скорости снаряда. Разработаны структура обработки, логика и алгоритмы обработки для отраженного радиолокационного сигнала для обоих каналов измерений.

После общей части приемного тракта электроники, в которой выполняется обработка первичного сигнала, и формирование гармонического сигнала доплеровской частоты, сигнал попадает на два канала измерения.

Канал РИСС для измерения скорости снаряда внутри канала ствола включает в себя: нормирующий усилитель, АЦП, бортовой компьютер. На вход канала РИСС поступает отраженный доплеровский радиосигнал, а на выходе – амплитудный частотный спектр отраженного радиосигнала. По нему определяется максимальная частота спектра F_{max} , по которой вычисляется значение дульной скорости снаряда. Рис. 2а иллюстрирует процессы, происходящие в этом канале измерения.

Канал РИСС для измерения начальной скорости снаряда включает в себя: формирователь и счетно-измерительное устройство (СИУ). Гармонический доплеровский сигнал поступает в формирователь, в котором преобразуется в прямоугольный сигнал доплеровской частоты. Этот сигнал поступает в СИУ, на выходе которого имеем среднее значение (по двум измерительным участкам) начальной скорости снаряда. Структура и временная диаграмма обработки сигналов в СИУ показана на рис.2б.

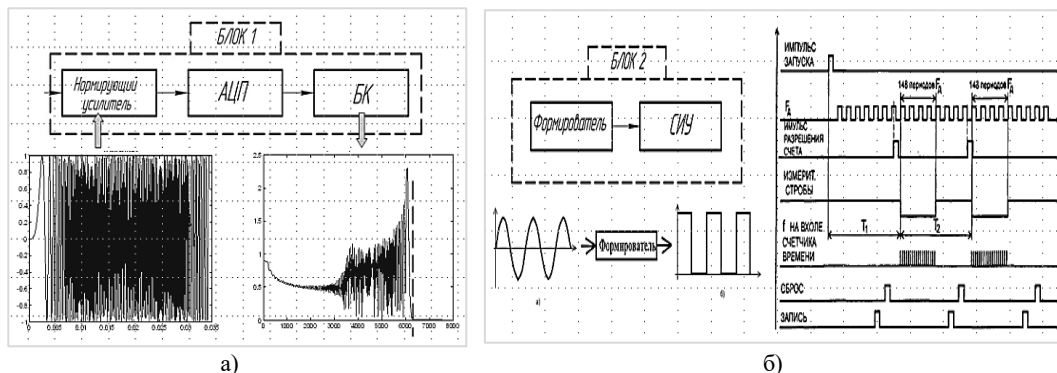


Рис.2. Структура и логика обработки данных для каналов измерений РИСС:
 а) Канал измерения скорости снаряда внутри канала ствола орудия;
 б) Канал измерения начальной скорости снаряда

Алгоритмы обработки сигналов, и вычисление скорости снаряда реализованы в пакете МАТЛАБ. Проведена теоретическая оценка погрешности определения скорости снарядов для обоих каналов измерений.

Библиографический список

1. Бакулев П. А. Радиолокационные системы; Учебник для вузов. М.: Радиотехника, 2004. 320 с.
2. Поршнев С. В. Моделирование радиолокационных сигналов, получаемых в задаче измерения параметров движения доплеровскими радиолокаторами. Екатеринбург: ГОУ ВПО УГТУ-УПИ, 2005. 26 с.

3. Захаренков В. Ф. Внутренняя баллистика и автоматизация проектирования артиллерийских орудий. СПб: БГТУ «Военмех», 2010. 276 с.

4. Новиков И. А., Кукин М. Ю., Мешков С. А. Методы измерений и измерительные приборы. СПб: БГТУ «Военмех», 2006. 111 с.

УДК 623.442.424

ГАЗОВЫЕ ДВИГАТЕЛИ ОБРАЗЦОВ АВТОМАТИЧЕСКОГО СТРЕЛКОВОГО ОРУЖИЯ, ВЫПОЛНЕННЫХ НА БАЗЕ AR-15

И. Д. Петров

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

Система AR-15 была разработана американской компанией ArmaLite Fairchild Co под руководством главного конструктора Юджина Стоунера в 1957 году на основе их прошлой разработки – системы AR-10. В 1959 году компания ArmaLite Fairchild продает компании Colt's Patent Firearms Manufacturing Company все права на конструкцию и торговую марку, по причине финансовых затруднений, проблем с надежностью конструкции и точностью стрельбы. Оружие на базе AR-15 приняло участие во многих конфликтах второй половины 20-го и начале 21-го века, а также применялось специальными подразделениями и подразделениями антитеррора. В начале 2020-х годов штурмовые винтовки и карабины на базе AR-15 являются одними из самых распространенных в вооруженных силах, у гражданских стрелков и спортсменов по всему миру.

Примером применения классической AR-15 является карабин M4A1 (рис. 1), состоящий на вооружении армии США.

В конструкции автоматики системы AR-15 существует две разновидности. Первой является классическая для системы схема газового двигателя с прямым отводом пороховых газов, а второй – схема с коротким ходом газового поршня. Схема с коротким ходом поршня является относительно новой для системы AR-15, поскольку она была введена для улучшения уже существующей конструкции. Первым образцом оружия с данной системой на базе AR-15 была штурмовая винтовка немецкой компании Heckler & Koch HK416 (рис. 2), разработанная в 2004 году. Вне AR-15 схема с коротким ходом поршня была одной из основных в мире для стрелкового оружия (примеры оружия – STG-44, СКС, СВД, G36), наравне с длинным ходом поршня (к примеру, платформа автомата Калашникова – АК).



Рис. 1. Карабин M4A1



Рис. 2. Штурмовая винтовка НК416

Принцип работы классической системы AR-15, основанный на прямом отводе пороховых газов, заключается в том, что пороховые газы поступают в газовый блок и через газовый порт, по газовой трубке отводятся в ствольную коробку, а затем попадают в насадок, который отводит пороховые газы. Насадок является частью затворной рамы. В результате происходит перемещение затворной рамы с затвором в трубу приклада, где находится возвратно-демпфирующий механизм. Запирание канала ствола происходит поворотным затвором, содержащим восемь боевых упоров. Аналогичная схема автоматики была разработана еще в 20-х годах прошлого столетия во Франции и применялась в винтовках MAS-44, ее модификациях MAS-49 и MAS-49/56. Также система использовалась в шведской винтовке AG-42, а в 2010-ом году компанией Serbu Firearms Inc была сделана крупнокалиберная винтовка Serbu BFG-50A с газовым двигателем, аналогичным шведской винтовке Ag-42. В данных образцах оружия пороховые газы напрямую воздействуют на затворную раму, а не насадок на затворной раме, как в системе Стоунера. Запирание канала ствола происходит не только поворотным затвором, но и перекосом затвора.

Преимущества схемы с прямым отводом пороховых газов в AR-15 заключаются в следующем:

1. над стволом не создаются лишние колебания из-за отсутствия дополнительных подвижных деталей, поэтому повышается кучность стрельбы;
2. центр масс затворной рамы находится на одной оси со стволом и перемещается вдоль этой оси, что служит снижению рассеивания пуль во время автоматической стрельбы;
3. возвратно-демпфирующий механизм в трубе приклада способствует уменьшению влияния ударов на рассеивание пуль при автоматическом огне.

Система AR-15 характеризуется и рядом недостатков:

- из-за прямого отвода пороховых газов в ствольную коробку оружие подтверждено обильному загрязнению и требует более частой и тщательной чистки;
- система более чувствительна к внешним загрязнениям из-за минимальных зазоров между подвижными деталями автоматики.

Из-за небольшой массы затворной рамы и её уменьшенной инерции, при экстремальных условиях эксплуатации, у оружия может происходить недосылание затворной рамы и незакрытие затвора. Для устранения данной проблемы в M16A1(армейский индекс AR-15) был сделан специальный досылатель в виде кнопки, которая при нажатии на неё, цепляется за металлическую гребенку на затворной раме и принудительно досылает ее вперед. Нажатия происходят до тех пор, пока не произойдет запирание канала ствола.

Принцип работы системы AR-15 с коротким ходом поршня, предложенный в начале 2000-х гг., схож с классическим, но есть некоторые отличия. Автоматика основана на коротком ходе поршня, то есть при выстреле часть пороховых газов поступает в газовый блок и через газовый порт (в данной системе газовая трубка отсутствует) воздействует на шток

поршня, который не связан с затворной рамой. Шток поршня под действием пороховых газов перемещается назад, но не входит полностью в ствольную коробку, а за счёт сжатия пружины, после перемещения затворной рамы возвращается в первоначальное положение. Поскольку газовая трубка отсутствует, и газы не взаимодействуют с насадком на затворной раме напрямую, то насадок был уменьшен до вида выступа, в который бьёт шток затвора. Возвратный механизм остался таким же, как и в классической системе. Вместе с тем сохранился поворотный затвор, запирающий канал ствола. Использование короткого хода поршня являлось попыткой создать образец автоматического оружия на базе AR-15, который был бы лишен проблемы чрезмерного загрязнения затворной группы и ствольной коробки. Данное техническое решение позволило значительно повысить надежность оружия в экстремальных условиях использования.

Преимущества поршневой системы могут сочетаться с системой прямого отвода пороховых газов, но есть несколько существенных преимуществ:

1. за счёт короткого хода поршня повышается надежность оружия, по сравнению с системой с прямым отводом пороховых газов;
2. из-за появления дополнительных колебаний над стволом, по причине появления штока поршня, ствол был утяжелен, что позволило сохранить высокую кучность стрельбы и увеличить ресурс ствола.

Схема работы автоматики газовых двигателей двух типов представлены на рис. 3.

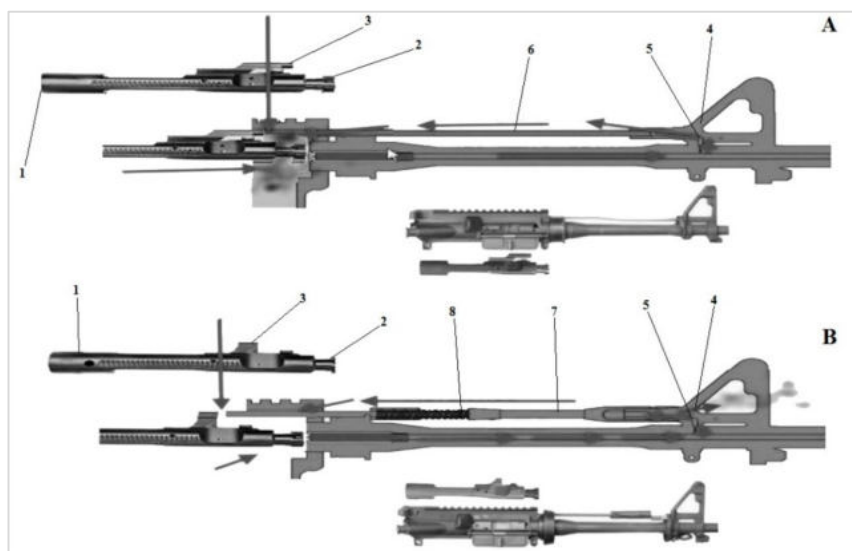


Рис.3 Схемы работы автоматики газового двигателя с прямым отводом пороховых газов и с коротким ходом поршня.

А – схема прямого отвода пороховых газов:

1 – затворная рама; 2 – затвор; 3 – насадок; 4 – газовый блок; 5 – газовый порт; 6 – газовая трубка;

В – схема короткого хода поршня:

1 – затворная рама; 2 – затвор; 3 –выступ; 4 – газовый блок; 5 – газовый порт; 7 – шток поршня; 8 – пружина штока поршня

Некоторые образцы автоматических, полуавтоматических (армейских) и гражданских карабинов на базе AR-15 приведены в таблице 1.

Из таблицы 1 видно, что в разных типах стрелкового оружия есть перевес одной из двух газовых систем, но это ни в коем случае не означает того, что для конкретного типа оружия вторая система бесполезна. Как правило, это обуславливается тем, что определенный образец

оружия обладает таким балансом характеристик, что альтернатива этому образцу не нужна. К примеру, в американской армии среди полуавтоматических снайперских винтовок M110 была оценена выше чем НК417, потому что точность для снайпера будет играть более важную роль нежели надежность. Однако НК417 обладает более сбалансированными характеристиками и более высокой надежностью, что было отмечено многими спецподразделениями по всему миру.

Рассмотренные газовые двигатели являются самыми распространенным в стрелковом оружии на базе AR-15. Модульность системы поспособствовала внесению изменений в конструкцию платформы, в зависимости от её назначения. Существуют также специальные комплекты запчастей для переоборудования системы с прямым отводом пороховых газов в систему с коротким ходом поршня.

Каждая система создана под те или иные задачи, которые перед ней ставятся, поэтому в свое время и была создана НК416 с коротким ходом газового поршня, которая должна была устранить недостатки классической AR-15. Система заработала себе популярность своими минимальными массогабаритными характеристиками, промежуточным патроном 5,56×45 мм НАТО, обладающим хорошими баллистическими характеристиками и хорошей пробиваемостью брони (бронешилетов), относительно высокой кучностью стрельбы, из-за нахождения всех подвижных частей системы на одной оси со стволом.

Таблица 1
Образцы стрелкового оружия на базе AR-15 с прямым отводом пороховых газов и коротким ходом поршня

Типы стрелкового оружия	Поршневая система	Прямой газоотвод
Автоматические винтовки	НК416 и ее модификации, НК433 Haenel MK 556 SIG Sauer MCX, 516 Barrett REC7 AAC honey badger	M16, M4 и их модификации LR-300 CQ 5,56
Полуавтоматические винтовки (армейские)	Немецкая G28E3 и НК 417	SR-25, RSASS, M110SASS, SAM-R
Гражданские карабины	Российские SKAT GM-15, Orsis AS-15 Гражданские модификации НК416/417 MR223, MR308 Гражданские версии SIG Sauer MCX, 516	Bushmaster XM-15 ADAR 2-15, Orsis M-15, СоюзТМ STM различных моделей Китайские карабины Norinco Итальянские карабины ADC

Оружейная платформа AR-15, наряду с платформой АК, опередила свое время на десятки лет. Благодаря открытому патенту, она производится и модифицируется во многих странах мира. Заложенный в ней потенциал, возможно, ещё полностью не раскрыт. Модификация газовой системы – лишь малая часть того, что можно привнести в конструкцию данной платформы. Однако именно НК416 со схемой с коротким ходом поршня показала значительный потенциал оружейной платформы AR-15. Но стоит отметить, что при всех своих преимуществах, газовый двигатель на основе прямого отвода пороховых газов является не очень удачным решением, поскольку обильные загрязнения и чувствительность к внешним загрязнениям не могут нивелироваться высокой кучностью стрельбы. В данном случае газовый двигатель на основе короткого хода поршня является более перспективным для дальнейших разработок новых образцов оружия и модификаций старых. Одним из примеров выступает разработанная в 2015-ом году компанией SIG Sauer штурмовая винтовка SIG MCX,

которая хотя и имеет систему с коротким ходом поршня и общую схожесть с AR-15, но имеет ряд отличий, которые выделяют данный образец среди остальных. Главным отличием является измененное устройство возвратно-демпфирующего механизма автоматики, который совмещен с затворной рамой.

Научный руководитель – старший преподаватель С. И. Кудрявцев.

Библиографический список

1. *Юджин М Стоунер*. Газовый болт и несущая система. Патент US2951424A.
2. *Фостер Э. Стертевант*. Огнестрельное оружие, имеющее вспомогательный механизм запираания затвора. Патент US3236155A.
3. *Лоуренс Роббинс, Кевин Одиберт, Кевин Ланжесвен*. Модульная автоматическая или полуавтоматическая винтовка. Патент US20120167433A1.
4. *Лерой Джеймс Салливан, Джеймс Макгэрри, Роберт Ллойд Уотерфилд, Пол Н. Латулиппе-Младший*. Огнестрельное оружие. US20120180648A1.
5. *Лоуренс С. Крамер*. Газопоршневая система для винтовок m16/ar15 или карабинов m4. Патент US 20140076151A1.
6. *Юрген Кнаппворст (Juergen Knappworst)*. Перевод Николая Ежова. Фальстарт с малым калибром. История системы AR-15 // Электронный журнал «Калашников», 18.12.2018 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.kalashnikov.ru/falstart-s-malym-kalibrom-istoriya-sistemy-ar-15/> – дата обращения 24.03.2021.

УДК 623.4.01

ВЛИЯНИЕ ОГНЕВЫХ РЕЖИМОВ 57-ММ АВТОМАТИЧЕСКОГО ОРУДИЯ НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ СТВОЛА

А. И. Семенова

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

Главная задача оружия – устранение как можно больших целей с меньшей затратой боеприпасов и времени, при минимальных усилиях. Для этого, при разработке оружия, особое внимание уделяют тепловому состоянию орудия, а именно его непрерывной работе без перегрева ствола. Для этого используют разные огневые режимы.

Огневой режим или режим огня – максимально допустимое число выстрелов за определенный промежуток времени ведения стрельбы без ущерба для материальной части оружия, меткости и безопасности стрельбы. Определяется расчетно-опытным путем. Нормы режима огня устанавливаются в целях сохранения материальной части от излишнего износа и для учета технических возможностей оружия при планировании боевых действий.

В данной работе, исследование проводится на примере пушки калибра 57-мм для вооружения БМП. При расчете были взяты следующие технические условия:

- количество выстрелов (в соответствии с реальным боекомплектом) – 150;
- темп стрельбы – 120 выстрелов в минуту;
- материал – сталь марки 38ХНЗМФА (как аналог оружейной стали при тепловом расчёте).

Предельными температурами были приняты наиболее высокие температуры, которые достигает ствол без признаков разупрочнения. В нашем случае это температуры на внутренней и наружной поверхности канала ствола после выстрела – 400 °С и 360 °С

соответственно [1]. Рассмотрим варианты режимов стрельбы для определения предельных температур (таблица 1).

Количество выстрелов в очереди: 150, 120, 90, 60, 30, 15, 10 и 5.

И перерывы между очередями, которые были рассмотрены – это 0, 15, 30, 60 и 90 секунд.

Расчет нагрева от пороховых газов проведен при помощи модуля «Тепло» экспертной системы «АРЕС» [2]. В качестве исходных данных приняты результаты расчетов, полученных при решении задачи внутренней баллистики. В качестве объекта исследования рассматривается ствол-моноблок калибра 57-мм. Расчет проводим для конструкции ствола с дульным утолщением диаметром 80 мм (рис. 1).

Результаты расчета сведены в таблицы, которые отражают зависимость средней температуры поверхностного слоя ствола от количества выстрелов, произведенных при различных режимах стрельбы, а также количество выстрелов до перегрева.

При конструкции с диаметром дульного утолщения в 80 мм видно (таблица 2), что даже при самом минимальном количестве выстрелов в очереди с самым максимальным перерывом между очередями, весь боекомплект не был отстрелян.

Пример изменения температур на наружной поверхности для режима по 5 выстрелов с перерывом 60 секунд показан на рис. 2.

Таблица 1
Использованные режимы стрельбы

Количество выстрелов в очереди	Перерыв между очередями, сек				
	0	15	30	60	90
150	+				
120		+	+	+	+
90		+	+	+	+
60		+	+	+	+
30		+	+	+	+
15		+	+	+	+
10		+	+	+	+
5		+	+	+	+

Таблица 2
Результаты расчета для диаметра дульного утолщения в 80 мм

Количество выстрелов в очереди		Перерыв между очередями, сек.				
		0	15	30	60	90
150	Количество выстрелов до перегрева / Средняя температура поверхностного слоя за время выстрела, °С	64				
		912				
120			64	64	64	64
			911	912	912	912
90			64	64	64	64
			911	911	911	911
60			62	63	65	66
			907	906	905	905
30		63	64	66	67	
		892	888	887	887	
15		63	65	68	70	
		874	869	869	870	
10		64	66	69	74	
		863	859	860	862	
5		65	68	77	92	
		846	843	847	855	

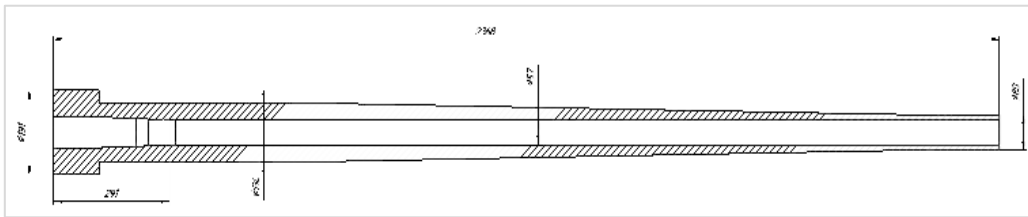


Рис. 1. Эскиз ствола калибром 57-мм

По диаграмме, составленной на основе исследований видно, что перегрев происходил в сечении дульного среза, для всех режимов стрельбы. В связи с этим было принято решение произвести повторный расчет, предварительно увеличив толщину стенки ствола в сечении дульного среза.

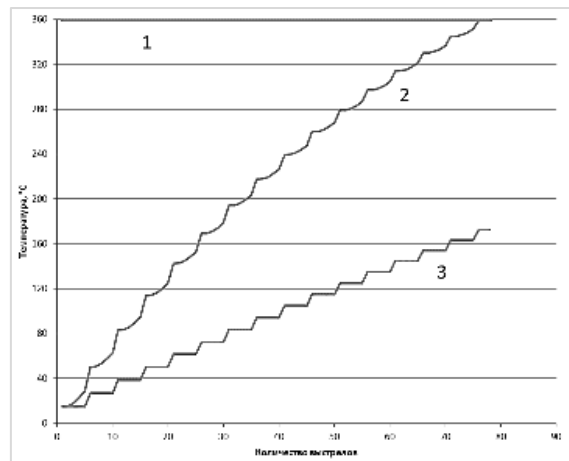


Рис. 2. Изменение температуры наружной поверхности для режима по 5 выстрелов с перерывом 60 с: 1 – предельный уровень нагрева; 2 – сечение дульного среза; 3 – сечение начала полной глубины нарезов

Теперь проведем расчет для конструкции ствола с дульным срезом диаметром в 100 миллиметров.

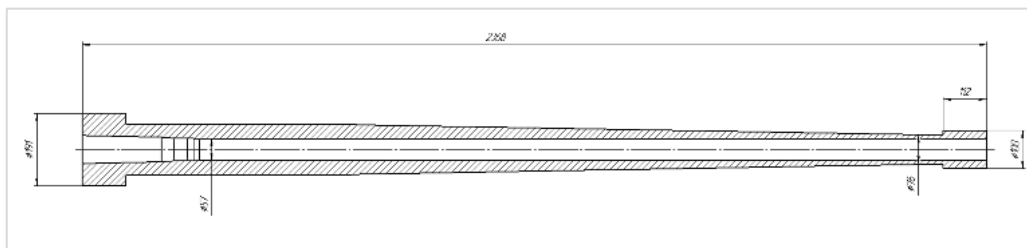


Рис. 3. Эскиз модернизированного ствола с дульным утолщением 100 мм

При повторном расчете нагрева ствола были использованы аналогичные характеристики и условия, за исключением конфигурации образца. Новые результаты сведены в таблицу 3.

Как видно из таблицы 3, количество произведенных выстрелов до перегрева увеличилось по сравнению с первым расчетом. Также, увеличились и средние температуры поверхности,

почти на 30 градусов, что обусловлено большим количеством выстрелов. Ко всему прочему, при режиме стрельбы 150 выстрелов в очереди без перерыва, было отстрелено 100 выстрелов до перегрева, что в полтора раза больше, чем при прошлых расчетах. Полный боекомплект, в данных расчетах, был отстрелян только в четырех случаях, начиная с самого большого перерыва между очередями и режима, где количество выстрелов в очереди равно 10. Во всех случаях выше этого полный боекомплект отстрелян не был.

В качестве проверки целесообразности дальнейшего увеличения толщины стенки ствольной трубы был произведен третий расчет с измененной конструкцией ствола. Теперь мы рассмотрим ствол с дульным срезом в 110 мм в диаметре.

Данные, полученные в последнем расчете сведены в таблицу 4.

В таблице 4 мы наблюдаем небольшие изменения. В основном они начинаются с режима в 15 выстрелов и перерывом между очередями в 30 секунд. А именно, увеличивается количество выстрелов и температура. Стало больше режимов, при котором возможно использование полного боекомплекта. Также, режимы стрельбы короткими очередями, 5-10 выстрелов, можно считать приближенными к реальным режимам работы.

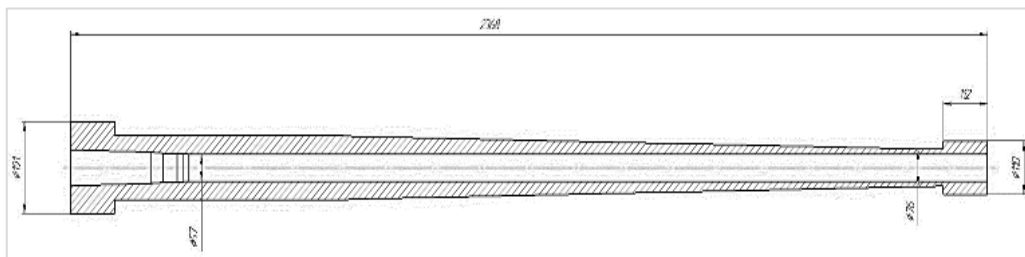


Рис. 3. Эскиз модернизированного ствола с дульным утолщением 100 мм

Вывод: за счет увеличения толщины дульного утолщения, огневые режимы можно ужесточить и перегрева не происходит, косвенно это так же должно способствовать повышению точности стрельбы за счет уменьшения тепловых деформация на дульном участке ведения снаряда.

Таблица 3
Результаты расчета для диаметра дульного утолщения в 100 мм

Количество выстрелов в очереди		Перерыв между очередями, сек.				
		0	15	30	60	90
150	Количество выстрелов до перегрева / Средняя температура поверхностного слоя за время выстрела, °C	100				
		942				
120			100	100	100	100
			942	942	942	942
90			105	106	107	107
			945	944	944	944
60			110	111	112	113
			935	933	932	932
30			115	117	118	118
		927	923	922	921	
15		132	133	143	146	
		919	913	915	916	
10		137	139	148	150	
		911	906	908	907	
5		140	150	150	150	
		895	895	890	887	

Таблица 4

Результаты расчета для диаметра дульного утолщения в 110 мм

Количество выстрелов в очереди		Перерыв между очередями, сек.				
		0	15	30	60	90
150	Количество выстрелов до перегрева / Средняя температура поверхностного слоя за время выстрела, °С	100 942				
120			100 942	100 942	100 942	100 942
90			105 945	106 944	107 944	107 944
60			110 935	111 933	112 932	113 932
30			115 927	117 923	118 922	118 921
15			132 919	134 914	146 917	147 917
10			147 917	149 912	150 909	150 907
5			150 901	150 895	150 890	150 887

Научный руководитель – к.т.н. В. В. Егоров.

Библиографический список

1. *Зайцев А. С.* Устройство и проектирование стволов артиллерийских орудий: учебник. Старый Оскол: ТНТ, 2017. 388 с.
2. *Егоров В. В.* Руководство пользователя экспертной системы «АРЕС». [Электронные данные]. СПб: БГТУ «Военмех», 2020.

УДК 623.442.46

ПЕХОТНЫЕ РУЧНЫЕ ПУЛЕМЁТЫ 7,62-ММ ДП-27, 7,92-ММ МG-34, 7,62-ММ М1919 ВТОРОЙ МИРОВОЙ ВОЙНЫ

Е. П. Сичевский

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

В период Второй мировой войны широкое применение получили образцы автоматического стрелкового оружия – ручные пулемёты. Массово производились пулемёты ДП-27 (СССР), МG-34 (Германия), М1919А6 (США) и другие образцы, не рассмотренные в статье.

Пулемёт Дегтярёва ДП-27. Выдающийся российский и советский инженер-конструктор Василий Алексеевич Дегтярёв был учеником не менее выдающегося инженера и учёного Владимира Григорьевича Фёдорова.

В.Г. Дегтярёв участвовал в разработке и постановке на производство автоматической винтовки Фёдорова. Получив опыт, он начинает разработку своих образцов стрелкового вооружения.

Работу над ДП Дегтярёв начал в инициативной форме в 1923 году. К 1926 году был готов опытный образец, а в 1927 пулемёт был принят на вооружение.

Автоматика пулемёта основана на принципе отвода пороховых газов с длинным ходом поршня, с продольно скользящим затвором с двумя боевыми упорами (рис. 1).

На производство одного пулемёта ДП затрачивалось 144 часа, производилось 260 обмеров. Масса пулемёта составляла 8,5 кг, масса диска с 47 патронами – 2,85 кг.

Применялся ДП во время Второй мировой войны для поддержки пехоты в наступлении и для организации кратковременной обороны. Расчёт составлял два человека – пулёмётчик и подносчик боезапасов.

По разным оценкам до 1945 года было произведено 795 000 пулемётов ДП-27.

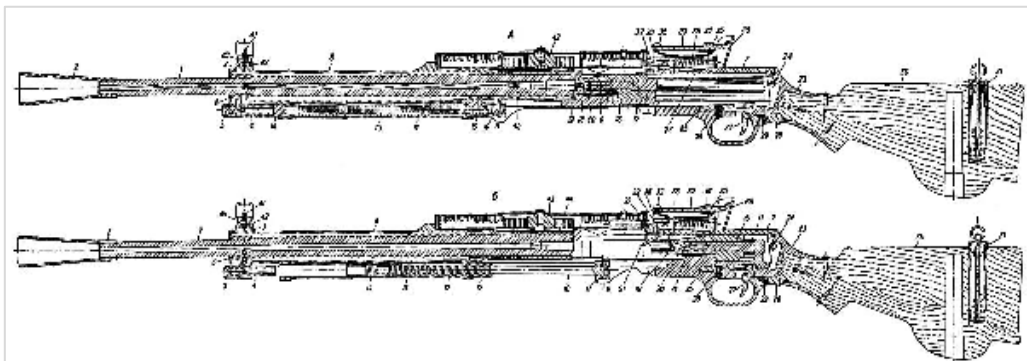


Рис.1. Схема основных функциональных узлов пулемёта ДП при крайнем переднем и заднем положениях затвора. А – подвижные части в переднем положении, Б – подвижная часть в заднем положении:

- 1 – ствол, 2 – пламегаситель, 3 – газовая камера, 4 – регулятор, 5 – гайка регулятора, 6 – штифт,
- 7 – ствольная коробка, 8 – кожух, 9 – затворная рама, 10 – шток, 11 – штифт, 12 – возвратно-боевая пружина, 13 – направляющая трубка, 14 – газовый поршень, 15 – соединительная муфта, 16 – затвор,
- 17 – ударник, 18 – боёк, 19 – выбрасыватель, 20 – пружина выбрасывателя, 21 – отражатель, 22 – пружина отражателя, 23 – спусковая рама, 24 – соединительный винт, 25 – спусковой рычаг, 26 – пружина спускового механизма, 27 – спусковой крючок, 28 – предохранитель, 29 – пружина предохранителя, 30 – приклад,
- 31 – маслénка, 32 – прицельная колодка, 33 – прицельная планка, 34 – хомут, 35 – защёлка, 36 – пружина прицела, 37 – защёлка магазина, 38 – предохранительные щёки, 39 – пружина защёлки,
- 40 – предохранитель мушки, 41 – мушка, 42 – пинт предохранителя мушки, 43 – магазин,
- 44 – щитки, 45 – замыкатель ствола



В. А. Дегтярёв собирает опытный образец ДП

Пулемёт MG-34 (нем. Maschinengewehr 34). 7,9-мм пулемёт MG-34 был разработан немецкой компанией Rheinmetall-Borsig AG по заказу Вермахта. Разработкой пулемёта руководил Луис Штанге, однако при создании пулемёта использовались наработки не только компании Райнметалл и её дочерних компаний, но и других фирм, таких как Mauser.



Рис. 2. Общий вид пулемёта MG-34

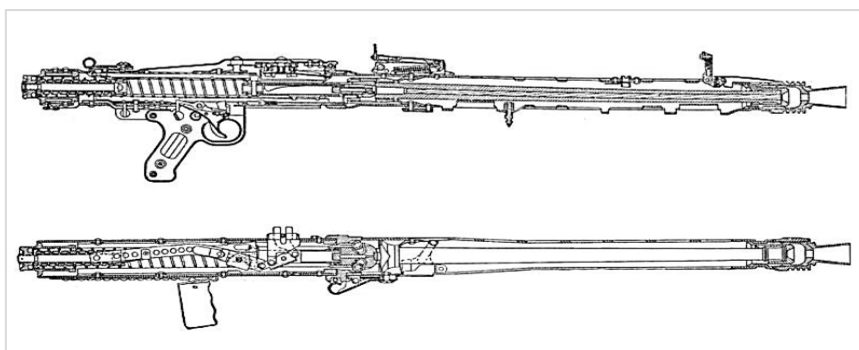


Рис. 3. Схема основных функциональных узлов пулемёта MG-34

MG-34 производился до 1945 года и имел множество модификаций (MG-34/41, MG-34t и другие).

Автоматика основана на коротком ходе ствола, затвор с вращающийся боевой личинкой, на которой выполнены боевые упоры в виде сегментной винтовой резьбы (рис. 3).

Тактика каждого немецкого пехотного подразделения строилась на поддержке и защите пулемёта и его расчёта. При этом каждый немецкий солдат был обучен обращению с пулемётом. Расчёт составлял 3 человека – пулемётчик, подносчик боеприпасов и боец, ответственный за смену стволов пулемёта. MG-34 применяли и в атаке, и в обороне, его также ставили на бронетехнику.

До 1945 года было произведено около 1 млн. экземпляров MG-34 и его модификаций.

Пулемёт M1919A6. Перед вступлением в Первую Мировую войну руководство армии США, изучая возрастающую роль пулемётов в бою, пришло к выводу, что необходим пулемёт оригинальной конструкции, соответствующий по своим характеристикам европейским образцам. Разработкой нового станкового пулемёта занялся Д.М. Браунинг.

В 1917 году войска США получили M1917 с водяным охлаждением. В ходе дальнейшего совершенствования и облегчения конструкции появился пулемёт Браунинг M1919. Он широко использовался армией США на протяжении первой половины 20-го века, пройдя путь от окопов Первой Мировой, до джунглей Вьетнама.

М1919А6 – это ручная модификация станкового пулемёта М1919, отличалась она, наличием pistolетной рукоятки, приклада и сошек, делая из станкового пулемёта аналог ручного.

Система автоматики – короткий ход ствола с рычажным запирианием. Во многом конструкция М1919 повторяла конструкцию пулемёта системы Хайрема Максима.

Наставления по применению М1919А6 не сильно отличались от предыдущих модификаций. Главной задачей была огневая поддержка подразделений. Численность расчёта, обслуживавшего пулемёт, была от двух до четырёх человек.

За время войны было произведено 42479 единиц М1919 всех модификаций.



Рис.4 М1919А6 общий вид

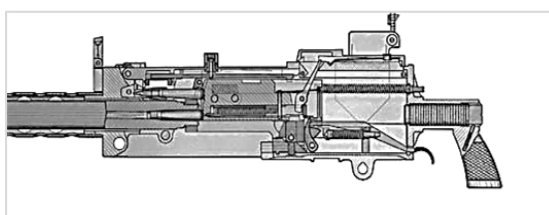


Рис. 5. Схема основных функциональных узлов пулемёта М1919

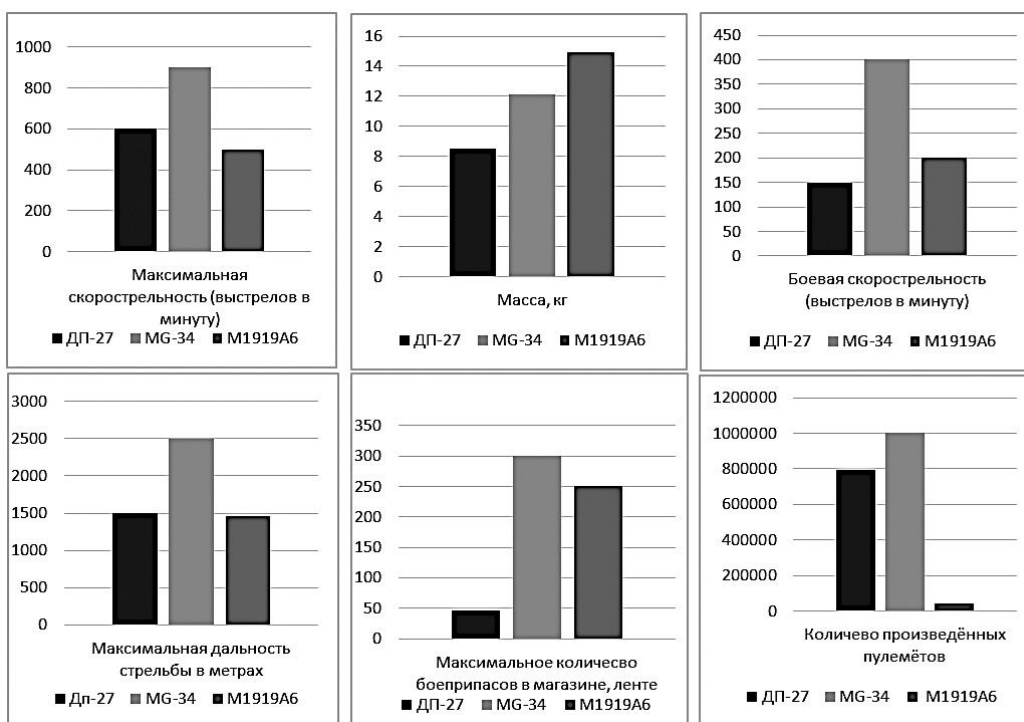


Рис. 6. Сравнение образцов пулемётов 7,62-мм ДП-27, 7,92-мм МG-34, 7,62-мм М1919

Выводы. Рассматривая историю разработки и применения в армиях, а также сравнительные гистограммы, можно сделать вывод, что МG-34 имеет наиболее высокие скорострельность и дальность стрельбы, но за них он расплачивается большей, по сравнению с ДП-27, массой. Если взять во внимание тот факт, что каждый килограмм, который несёт боец важен, то ДП выигрывает у всех сравниваемых образцов. Если масса меньше, то солдат

может пройти большее расстояние на марше, стрельба без упора тоже будет менее затруднена.

Не стоит забывать, что ДП-27 является оружием Победы и именно с этим оружием в руках бойцы Красной Армии проливали кровь на полях Второй мировой войны.



Советские воины идут в атаку на врага с легендарным ручным пулемётом Дегтярёва.

Научный руководитель – ст. преподаватель С. И. Кудрявцев.

Библиографический список

1. *Болотин Д. Н.* История советского стрелкового оружия и патронов. СПб: Полигон, 1995. 303 с.
2. *Монетчиков С. Б.* Пехотное оружие третьего рейха. В 3-х томах. Т. 3: Длинноствольное групповое оружие: пулеметы, противотанковые ружья, реактивное оружие пехоты. СПб: Атлант, 2007. 407 с.
3. *Справочник по вооружению американских сухопутных войск.* М.: Министерство обороны СССР, 1954. 192 с.

УДК 623.4.07

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ СТРЕЛКОВОГО ВООРУЖЕНИЯ

С. А. Соловьев, К. В. Саблин

Ковровская государственная технологическая академия им. Дегтярева

Данная работа является продолжением статьи, опубликованной ранее в сборнике статей «Молодежь. Техника. Космос» [1], и описывает дальнейшее развитие проекта, его воплощение в материале.

Основываясь на ранее опубликованных материалах и внося существенные коррективы, был изготовлен опытный образец комплекта модернизации стрелкового вооружения.

Перечислим основные элементы, примененные в обновленном проекте. Состав комплекта: магазин с датчиком патронов, температурный датчик ствола, система подсчета общего настрела оружия, модуль индикации количества патронов, система общего питания электроприборов.

Для дальнейшего изготовления и испытания были выбраны перечисленные ранее элементы. В настоящее время лишь последний компонент из списка не представлен на натурном макете. В публикации из сборника статей «Калашниковские чтения» мы отдельно обозначили, что для данного комплекта характерны исполнения для конкретных образцов вооружения (автоматы, пулеметы и т.д.) с необходимыми только для них элементами. Однако для демонстрации всех устройств сразу на одном образце оружия разделение по исполнениям не соблюдается.

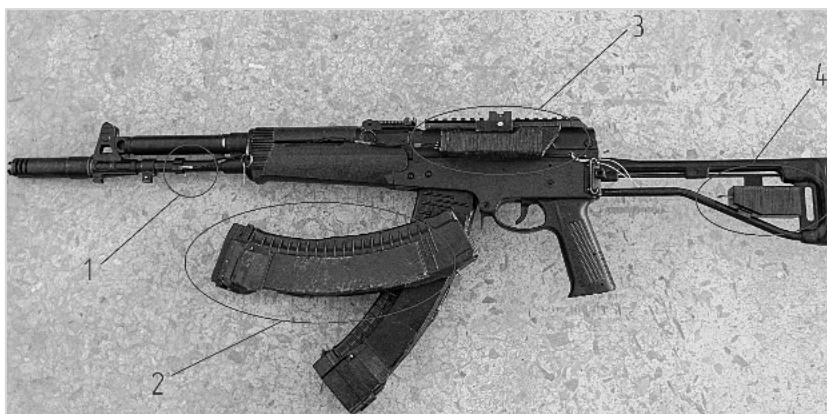


Рис. 1. Общий вид комплекта:
1 – Датчик температуры ствола, 2 – Магазин с датчиками, 3 – Блок обработки информации,
4 – Счетчик выстрелов



Рис. 2. Вид на комплект со стороны приклада

На рис. 1, 2 представлен общий вид автомата АЕК-971 с установленными на него элементами комплекта. Датчик температуры установлен на ствол с помощью специального кронштейна, подключение производится к блоку индикации через специальный разъем. Магазин с датчиком количества патронов имеет в своем корпусе аккумулятор,

радиопередатчик, плату с контроллером. Включение магазина в работу происходит автоматически при примыкании его к оружию. Изменений в конструкции автомата при установке производить не требуется. Блок индикации количества патронов устанавливается в любом удобном для стрелка месте с помощью набора кронштейнов совместимых с планками типа «пикатини». Его включение производится нажатием кнопки на торце корпуса. Состав блока: аккумулятор, микроконтроллер, радиоприемник, светодиодная панель. Система подсчета общего настрела оружия состоит из датчика, расположенного под крышкой ствольной коробки, а так же блока с микроконтроллером, аккумулятором и запоминающим устройством, расположенным в прикладе.

Отличительной особенностью комплекта, как уже было сказано в статье “военмех” является наличие системы отслеживания количества патронов, которая работает без каких-либо посторонних манипуляций со стороны пользователя. Кроме того, высокая модульность позволяет использовать только те элементы комплекта, которые необходимы в данный момент пользователю.

Предварительные испытания элементов системы показали, что все изготовленные компоненты выполняют свои функции в полном объеме, однако в процессе дальнейших испытаний могут понадобится корректировки в программном обеспечении. Что касается автономности системы, то в среднем время непрерывной работы элементов от аккумуляторов превышает 3 часа на данном этапе разработки. Общий вес всех компонентов около 300г.

Перспективы развития комплекта. В результате испытаний элементов комплекта модернизации были выявлены следующие направления совершенствования изделия:

- Повышение надежности работы систем, подбор более надежной компонентной базы.
- Уменьшение габаритов блока индикации и модуля на магазине
- Увеличение автономности работы от АКБ.
- Повышение удобства работы с элементами комплекта.

Совершенствование конструкции должно проходить с осуществлением периодических испытаний стрельбой.

Научный руководитель – Л. И. Шеманаева.

Библиографический список

1. Молодежь. Техника. Космос: труды XII общерос. молодежн. науч.-техн. конф. В 4 т. Т. 2. СПб: БГТУ «Военмех», 2020. С. 295 – 298.
2. Калашниковские чтения: материалы VII всероссийской научно-практической конференции Т. 1. / Ижевский государственный технический университет. Ижевск, 2020. С. 119 – 122.

УДК 621.77.07

ОБОСНОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЗАГОТОВОК Артиллерийских гильз из сортового проката отрезкой дисковыми ножами

Н. А. Шевчук, М. У. Рустамова

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

Введение. Штамповка из прутка широко применяется в современном производстве разнообразных изделий. Подготовка к штамповке проводится отрезкой, и чаще всего это

отрезка пилами или в штампах [1]. Первый способ оставляет отход, а второй имеет ограничения по применению и образует дефекты на торцах заготовки, что в последующем требует применения дополнительных операций калибровки. Отрезка заготовок дисковыми ножами может решить проблему отходов и дефектов на торцевых поверхностях заготовки, а также поможет уменьшить количество подготовительных операций перед последующей штамповкой.

В современном производстве штамповка из прутка в основном применяется в технологиях объемной штамповки, как холодной, так и горячей, при изготовлении деталей различных размеров. [2]. При изготовлении металлических элементов патронов стрелкового оружия и артиллерийских снарядов штамповка является основным видом обработки. Общая схема унитарного патрона представлена на рис. 1.

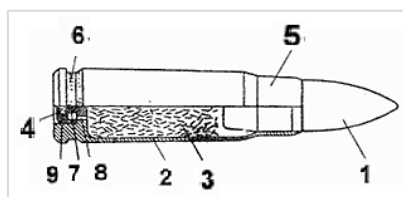


Рис. 1. Унитарный патрон:

1 – пуля; 2 – гильза; 3 – пороховой заряд; 4 – капсюль; 5 – дульце; 6 – проточка; 7 – наковальня; 8 – затравочное отверстие; 9 – ударный состав

Гильзы для патронов изготавливаются из различных материалов, самыми распространенными из которых являются латунь, сталь и биметаллы [3].

Технологии изготовления гильз в целом схожи, но отличаются в основном исходной заготовкой, будь то кружок, квадрат или шестигранник, вырубленные из листа, или круглая заготовка, отрезанная от прутка, а также начальными и подготовительными операциями. В то же время они схожи на основных операциях штамповки, где, по сути, количество вытяжек и обжимов в основном будет зависеть от материала.

При изготовлении гильзы из кружка коэффициент использования материала (КИМ) составляет 45 – 55%, что является достаточно низким показателем, при изготовлении из квадрата КИМ составляет 80-90%, это хороший показатель, но самый высокий КИМ получается при изготовлении гильзы из прутка: 95-98% [4].

В данном случае, то есть для гильз малых калибров, изготовленных из прутка, нет каких-либо проблем в отрезке заготовки, так как отход мал, а отрезку можно производить в штампах.

Теперь рассмотрим технологии производства артиллерийских выстрелов.

Общая схема унитарного артиллерийского выстрела представлена на рис. 2.

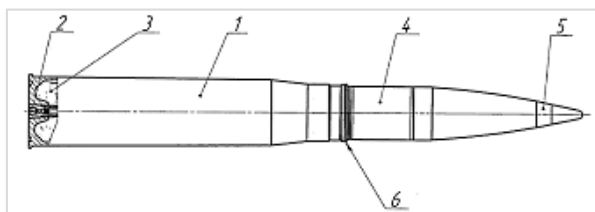


Рис. 2. Артиллерийский выстрел унитарного заряжания:

1 – гильза; 2 – капсюльная втулка; 3 – метательный пороховой заряд; 4 – снаряд; 5 – взрыватель; 6 – ведущий пояс

В производстве гильз и снарядов для орудий крупного калибра применяются две технологии штамповки изделий из прутка, представленных на рис. 3.

Артиллерийские гильзы имеют значительные размеры, а также толщины, из-за чего исходные заготовки достигают в толщину 80 мм, при диаметрах до 200 мм, что делает применение листового проката с последующей вырубкой заготовки нецелесообразным. Вместо этого применяют сортовой прокат в виде прутка, заготовку от которого отделяют отрезкой, так как в данном случае разделение в штампе тоже невозможно. Отрезку проводят пилами, что снижает общий КИМ до 75-80%. Это является основанием для совершенствования технологии отрезки заготовок для сокращения отхода на операции.

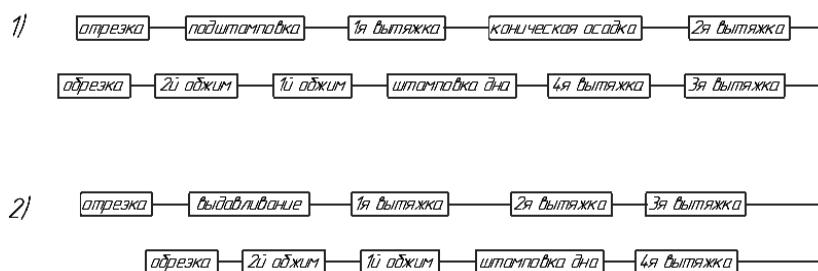


Рис. 3. Технологии штамповки изделий из прутка:
1 – холодная штамповка; 2 – горячая штамповка

Теоретическое обоснование технологии изготовления заготовок артиллерийских гильз. Главное преимущество отрезки дисковыми ножами в том, что она идет без образования стружки, в отличие от отрезки пилами, а также не дает искажение торца заготовки, как это происходит при отрезке в штампе или на ножах, или ножницах.

В настоящее время отрезка дисковыми ножами применяется в различных технологиях машиностроения, в частности, в патронном производстве на операциях обрезки дульца гильз и оболочек пуль на автоматических роторных линиях, а также в ювелирном производстве. Несмотря на это, существуют ограничения. Во-первых, в перечисленных случаях отрезаемые заготовки являются трубными, а во-вторых, размеры заготовок сравнительно небольшие. Толщина стенки гильзы колеблется от 0,2 до 0,6 мм, с диаметром дульца до 15 мм. В ювелирном производстве данная операция применяется для отрезки трубок из мягких металлов с наружным диаметром до 70 мм и толщиной стенки до 10 мм [5].

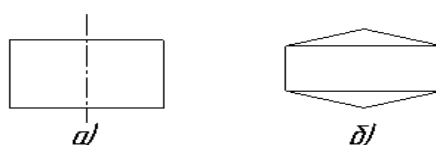


Рис. 4. Виды заготовок, получаемых отрезкой:
а – отрезка пилами; б – отрезка дисковыми ножами

На рисунке 4 представлены заготовки после отрезки. В случае «а», после отрезки пилами, получается цилиндр, который после этого отправится на подштамповку, а после неё на термообработку перед последующими вытяжками, в случае «б», после отрезки дисковыми ножами, получается заготовка с конусообразными торцами, которой не нужна подштамповка, и ее сразу можно отправлять на последующую термообработку перед вытяжками.

В тоже время, при изготовлении изделий из прутка мы имеем дело с другими толщинами, до 180 мм. Это могут быть изделия разного рода с заготовками большого диаметра. Таким

образом, актуальным является исследование технологичности и возможностей процесса отрезки прутковых заготовок дисковыми ножами.

Рассматриваемая в данной работе схема операции представлена на рис. 5.

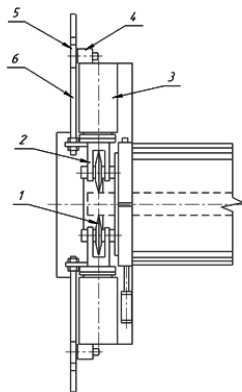


Рис. 5. Схема операции:

- 1 – дисковые ножи; 2 – корпус; 3 – гидроцилиндр;
4 – редуктор давления; 5 – зубчатое колесо;
6 – зубчатая рейка

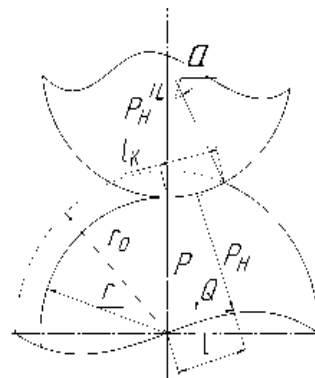


Рис. 6. Схема процесса отрезки прутка

Для теоретического анализа процесса отрезки прутка использованы основные положения и формула изобретения патента [6].

На рис. 6 представлена схема процесса отрезки прутка.

Основными технологическими параметрами в соответствии с источником [6] являются:

1. усилие подачи дисковых ножей (P_K);
2. усилие резки профиля (P);
3. потребный крутящий момент, подводимый к очагу деформации (M).

Усилие подачи дисковых ножей определяем по зависимости:

$$P_K = F_K \cdot \sigma_B \cdot (1 + \mu), \quad (1)$$

где: F_K – площадь контакта ножей, m^2 ; σ_B – временное сопротивление металла, Па; μ – коэффициент трения, равный 0,1–0,15.

$$F_K = \pi \cdot (r_K + h \cdot \operatorname{tg} \alpha) \cdot l_K, \quad (2)$$

где: h – глубина контакта ножей с металлом, м; r_K – радиус кромки ножей, м;

$$l_K = \sqrt{\frac{2R \cdot r \cdot z}{R+r}}, \quad (3)$$

где: R – радиус ножей, м; r – радиус прутка, м; z – радиальная подача, м/об.

Угол раствора α определяется как:

$$\alpha = \frac{l_K \cdot 180}{\pi \cdot R}. \quad (4)$$

Глубина контакта ножей с металлом определяется из угла заточки и толщины ножа.

Крутящий момент M можно определить из схемы рисунка 6, где равнодействующая сила нормального давления обозначена P_H . Принимается, что она приложена к центру дуги l_K .

Если разложить P_H на составляющие P и Q , то крутящий момент определяется как сумма моментов:

$$M = M_P + M_Q = P \cdot \frac{l_K}{2} + Q \cdot r. \quad (5)$$

Компоненты P и Q можно вычислить по формулам:

$$P = \frac{1}{2} \cdot P_K \cdot \pi (r_K + h + \operatorname{tg} \gamma) \cdot \sqrt{\frac{2R \cdot r \cdot z}{2+r}} \cdot \operatorname{cosarctg} \mu \cdot \sqrt{1 + \mu^2}, \quad (6)$$

где γ – угол раствора (заточки) ножей, град;

$$Q = P_K \cdot \pi \cdot (r_K + h \cdot \operatorname{tg} \alpha) \cdot l_K \cdot \sqrt{1 + \mu^2} \cdot \mu. \quad (7)$$

Определим реальные параметры предложенной технологии изготовления заготовок артиллерийских гильз из сортового проката.

Предполагаемые параметры ножа для резки искомого проката диаметром в 150 мм следующие: $R - 200$ мм, $r_k - 0,5$ мм, $\gamma - 30^\circ$, $h - 19,3$ мм.

В качестве предполагаемого параметра оборудования принимаем $z = 2$ мм/об.

Материал прутка сталь 11ЮА, временное сопротивление которого, в соответствии с [7] равно 290 МПа в отожженном состоянии.

В результате расчета по формулам (1) – (7) получено:

$$l_K = \sqrt{\frac{2 \cdot 0,2 \cdot 0,15 \cdot 0,002}{0,2 + 0,15}} = 0,0185 \text{ м},$$

$$\alpha = \frac{0,0185 \cdot 180}{\pi \cdot 0,2} = 5^\circ,$$

$$F_K = \pi \cdot (0,002 + 0,0193 \cdot 0,087) \cdot 0,0185 = 0,0002138 \text{ м}^2,$$

$$P_K = 0,0002138 \cdot 290 \cdot 10^6 \cdot 1,1 = 68,2 \text{ кН},$$

$$P = \frac{1}{2} - 68200 \cdot \pi (0,002 + 0,0193 + 0,577) \cdot 0,0185 \cdot 0,995 \cdot \sqrt{1 + 0,1^2} = -51,7 \text{ кН},$$

$$Q = 68200 \cdot \pi \cdot (0,002 + 0,0193 \cdot 0,087) \cdot 0,0185 \cdot \sqrt{1 + 0,1^2} \cdot 0,1 = 1,45 \text{ Н},$$

$$M = -51700 \cdot \frac{0,0185}{2} + 1,45 \cdot 0,15 = -478 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Заключение. Полученные в настоящей работе значения параметров являются входными для дальнейшего построения компьютерной модели процесса отрезки прутковых заготовок дисковыми ножами, проектирования необходимого инструмента, а также планирования и проведения экспериментальных исследований по проверке вышеизложенных теоретических положений и результатов.

Научный руководитель – к. т. н., доцент А. В. Титов.

Библиографический список

1. Технологические процессы в машиностроении: учебное пособие для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению «Машиностроительные технологии и оборудование» / под общ. ред. В. А. Вагнера. Барнаул: Изд-во АлтГТУ, 2006. 592 с.
2. *Ненашев В. Ю.* Технологические процессы кузнечно-штамповочного производства [Электронный ресурс]: электрон. конспект лекций / Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т) – Электрон. текстовые и граф. дан. (1,81 Мбайт). Самара: 2013.
3. *Агеев Н. П., Данилин Г. А., Огородников В. П.* Технология производства патронов стрелкового оружия: учебник для вузов: в 3 ч. Ч. 1: Технологические основы проектирования патронов. СПб: БГТУ «Военмех», 2005. 352 с.
4. *Агеев Н. П., Данилин Г. А., Огородников В. П.* Технология производства патронов стрелкового оружия: учебник для вузов: в 3 ч. Ч. 2: Процессы штамповки. СПб: БГТУ «Военмех», 2006. 533 с.
5. VM/TTF1 automatic sawing machine. [Электронный ресурс]. URL: https://www.violimacchine.it/industrial_machinery.php?ID=66 (дата обращения 15.11.2020).
6. Отрезная головка станка резки круглого проката. [Электронный ресурс]. URL: <https://findpatent.ru/patent/119/1199486.html> (дата обращения 20.12.2020).
7. 11ЮА – Сталь конструкционная углеродистая качественная Марочник стали и сплавов. [Электронный ресурс]. URL: http://www.splav-kharkov.com/mat_start.php?name_id=1826 (дата обращения 08.01.2021).

ЭКОЛОГИЯ, ОХРАНА ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ И ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

УДК 534.836.2

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФАКТОРОВ СНИЖЕНИЯ ШУМОВОГО ЗАГРЯЗНЕНИЯ В ГОРОДСКОЙ СРЕДЕ

И. С. Ефремова

*Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М. Ф. Решетнева*

Проблемы шумового загрязнения городов в условиях увеличивающихся темпов урбанизации, расширения техноферных территорий приобретают всё большую остроту и актуальность. Систематическое воздействие шума как звуковых колебаний в диапазоне слышимых частот оказывает вредное воздействие на организм человека и окружающую среду. Один и тот же источник шума на разных территориях наносит неодинаковый вред. При этом значимым фактором является наличие и защитные свойства звукоизолирующих и звукопоглощающих конструкций. В этом качестве могут выступать зелёные насаждения, заборы (экраны) из различных материалов и здания. Из многочисленных источников наиболее значимым, оказывающим нелокальное влияние на уровень шума городской среды, является транспорт.

Цель исследований заключалась в сравнительной оценке эффективности защитных средств от шумового загрязнения селитебных и административных зон города Красноярск.

Аналитическая часть. Анализ факторов, оказывающих влияние на интенсивность шумового загрязнения в городской среде, позволил выделить следующие факторы:

- интенсивность транспортного потока (наибольшие уровни шума регистрируются на магистральных улицах больших городов при интенсивности движения 2-3 тыс. автомобилей в час);
- скорость транспортного потока (при увеличении скорости движения транспортных средств нарастает интенсивность шума двигателей, шума от качения колес по дороге и преодоления сопротивления воздуха);
- состав транспортного потока (грузовой транспорт создает большее шумовое воздействие по сравнению с пассажирским транспортом, поэтому возрастание доли грузового подвижного состава в транспортном потоке приводит к общему увеличению уровня шума);
- тип двигателя (сравнение двигателей соизмеримой мощности позволяет выделить возрастание уровней шума – электродвигатель, бензиновый двигатель, дизель, паровой, газотурбинный двигатель);
- тип и качество дорожного покрытия (наименьший шум создает асфальтовое покрытие, затем по возрастающей – бетонное, брусчатое, каменное и гравийное покрытия. Неисправное дорожное покрытие любого типа, имеющее выбоины, раскрытые швы и нестыковки поверхностей, а также ямы и проседания, вызывает повышенный шум) [1];
- планировочные решения территорий (продольный профиль и извилистость улиц, наличие разноуровневых транспортных развязок и светофоров влияют на характер работы двигателей и создаваемый ими шум. Высота и плотность застройки определяют дальность распространения шума от магистралей) [2];
- наличие зеленых насаждений (вдоль магистралей с обеих сторон предусматривают санитарно-защитные зоны, в которых высаживают деревья. Лесопосадки препятствуют распространению шума на близлежащие территории).

- наличие преград (заборов, звукопоглощающих защитных экранов) вдоль дорог, защищающих жилые зоны от шума.

Таким образом, очевидно, что все факторы и, соответственно, меры борьбы с шумом можно разделить на две группы:

- меры, направленные на борьбу с шумом в источнике возникновения (активные методы);
- меры, направленные на защиту от возникающего шума (пассивные методы).

Экспериментальная часть заключалась в исследовании способности уменьшать интенсивность шума (поглощать, отражать), создаваемого транспортными средствами, препятствиями, не специально созданными в городе Красноярск. Выделили наиболее распространённые:

- наличие зелёных насаждений;
- планировка зданий;
- наличие бетонных заборов вдоль дороги.

Характеристика препятствий, участвующих в исследованиях, приведена в таблице 1.

Таблица 1
Характеристика препятствий, снижающих уровень шума

Препятствия, снижающие уровень шума	Характеристика
Зелёные насаждения	Плотные посадки из древесно-кустарниковых пород крупномерных быстрорастущих с густоветвящейся низкоопущенной плотной кроной, расположенные в виде специальных шумозащитных полос. Высота – 1 м. Ширина – 1 м
Планировка зданий	Здание высотой около 5 метров, в одном случае - сложной геометрической формы, в другом – простой геометрической формы (квадрат)
Бетонный забор	Высота – 2 м, толщина – 10 см

Для исследования выбрали территорию Сибирского государственного университета науки и технологий им. М. Ф. Решетнёва, с двух сторон окружённого равноценными по интенсивности транспортного потока улицами – проспект Мира и улица Ленина.

Методика исследования заключалась в измерении уровня шума по 12 контрольным точкам, в каждой из которых показания снимались через каждый метр на протяжении 5 метров[3]. Контрольные точки объединены в 3 группы по воздействию соответствующих факторов. Протяжённость фасадной части здания выше внутренних участков, поэтому в 1 группе контрольных точек – в 2 раза больше. Схема расположения контрольных точек на территории города Красноярск показана на рис. 1.

Данные в каждой контрольной точке были усреднены. Изменение уровня шума на протяжении 5 метров для каждой группы факторов представлено на рис. 2. Пояснение к графику приведено в таблице 2.

Таблица 2
Информация о контрольных точках

Обозначение на рисунке	Фактор, влияющий на уровень шума
●	Зелёные насаждения
■	Здание простой геометрической формы, бетонный забор
▲	Здание сложной геометрической формы, бетонный забор

Таким образом, наличие шумозащитных полос в виде зелёных насаждений снижает уровень шума максимум на 7 дБА, наличие бетонного забора и здания простой геометрической формы снижает уровень шума максимум на 2 дБА, а наличие бетонного забора и здания сложной геометрической формы повышает уровень шума максимум на 3 дБА.



Рис. 1. Схема расположения контрольных точек

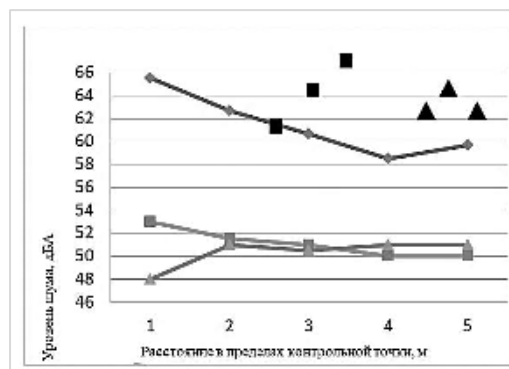


Рис. 2. График изменения уровня шум

Выводы. В результате сравнительного анализа результатов исследований можно сделать вывод о том, что наибольшим эффектом снижения уровня шума характеризуются плотные посадки из древесно-кустарниковых пород. Зеленые насаждения способны частично компенсировать вредное воздействие шума, поскольку листва поглощает и отражает звуковые волны [4]. При этом необходимо учитывать, что шумозащитный эффект зеленых насаждений наблюдается только в области создаваемой ими звуковой тени. Практически это означает, что снижение шума может быть достигнуто только на уровне высоты насаждений – в нижних этажах застройки. Увеличение показателя шума во внутренней части кампуса может быть связано с отражающим эффектом материалов, из которых изготовлены здания. Обычные строительные материалы (бетон, кирпич, стекло и т.п.) являются идеальными отражателями звука.

В заключение отметим, что мероприятия по снижению уровня шума, очевидно, должны быть направлены, в первую очередь, на борьбу в источнике, а затем – на защиту от источников шума. К активным способам можно отнести рациональное планирование новых участков застройки. В случае с уже имеющимися на территории застройки источниками шума, в том числе и источниками усиления шума – целесообразно засаживать вдоль дороги растительные шумозащитные полосы необходимой высоты, способные снизить уровень не только шума, но и загрязнителей воздуха.

Научный руководитель – Т. А. Саулова.

Библиографический список

1. *Климухин А. А.* Защита от шума в градостроительстве [электронный ресурс] \ \ Marhi; URL: https://marhi.ru/sveden/files/Metod_posobie_Zaschita_ot_shuma_v_gradostroitelstve_070301.pdf#:text=Периметральное%20расположение%20зданий%2C%20очевидно%2C%20является,допустимые%20по%20санитарным%20нормам%20величины (дата обращения 13.03.2021 г.).
2. *Яхкин С. И.* Рекомендации по проектированию экономичных планировочно шумозащитных жилых домов [электронный ресурс] \ \ URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200006823> (дата обращения 16.03.2021 г.).

3. ГОСТ 23337-2014 Шум. Методы измерения шума на селитебной территории и в помещениях жилых и общественных зданий [электронный ресурс] \ URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200114242>(дата обращения 18.03.2021 г.).

4. Лысков А. Зелёные защитники [электронный ресурс] \ Интернет-журнал «Живой лес»; URL: <https://givoyles.ru/articles/sovety/zashhitnye-svoistva-drevesnyh/#:~:text=Зеленые%20насаждения%20способны%20частично%20компенсировать,состояния%2C%20сомкнутости%20крон%20и%20размещения> (дата обращения 18.03.2021 г.).

УДК 504.064

ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ГИДРОФОБНОГО ПОКРЫТИЯ

С. Д. Ломовцева

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

Гидрофобность поверхности твёрдого тела определяется её способностью отталкивать молекулы воды. К гидрофобным относят поверхности с краевым углом смачивания, превышающим 90° . При этом, если краевой угол смачивания превышает 150° и угол скатывания капли с подложки составляет менее 10° поверхность считается супергидрофобной. Такими свойствами обладают молекулы алканов, масел, жиров и других подобных материалов.

Пример супергидрофобного покрытия представлен снимками гониометра и микроскопа на рис. 1. Гидрофобный состав был получен золь-гель методом и нанесён на стеклянную подложку при помощи аэрографа.

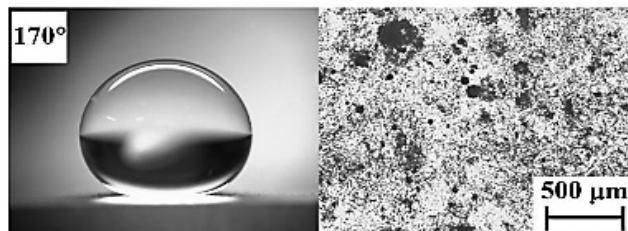


Рис. 1. Снимок капли воды и микроструктуры покрытия на обработанной подложке

Свойство гидрофобности охватывает большую область применения и представляет интерес для научных разработок. В частности, гидрофобные покрытия применяются: для обработки стеклянных зданий и стёкол на высоких этажах с целью самоочистки фасадов от загрязнений; защиты строительных поверхностей от разрушения в условиях высокой влажности при циклических перепадах температур; для обработки тканей, одежды и обуви с целью обеспечения непромокаемости под сильным дождём. Также супергидрофобные покрытия разрабатываются для энергетики, авиационной техники, текстильной промышленности, антикоррозионной и антиобледенительной защиты металлоконструкций [1].

В данной работе рассматривается применение гидрофобных функциональных покрытий и экологическая оценка их воздействия на окружающую среду в сравнении с альтернативными способами обеспечения функций. Основной целью работы является выявление наиболее неблагоприятных моментов с экологической точки зрения в процессе изготовления и эксплуатации гидрофобных покрытий. Актуальность определяется задачей поиска оптимальных технологий, которые оказывают минимальное воздействие на окружающую среду.

Для того чтобы произвести экологическую оценку необходимо рассмотреть воздействие на окружающую среду альтернативных методов исполнения тех же функций.

Антиобледенение самолётов, судов, ЛЭП может осуществляться активными или пассивными методами. Применение методов активного противообледенения, таких как механическое соскабливание льда или подогрев защищаемой области ограничено по причинам больших затрат энергии и малой эффективности, а также, в некоторых случаях, физической невозможностью их применения. Противообледенительные жидкости чаще всего применяются для обработки самолётов перед вылетом. При этом почти вся жидкость стекает на площадку и остаётся в почве или в стоках. Учитывая, что обработка такими жидкостями производится регулярно перед каждым вылетом, получаем огромные цифры расхода жидкостей, которые попадают в окружающую среду и отравляют почвы и подземные водные источники вблизи аэропортов [2]. Применение антиобледенительных функциональных покрытий значительно сокращает количественный показатель расхода продукта для обеспечения безопасной работы различной техники и транспорта. На фоне этого сокращается и количество выбросов в атмосферу и отходов, поступающих в окружающую среду.

Очистка фасадов зданий и стёкол на высоких этажах от загрязнений на данный момент чаще всего производится промышленными альпинистами минимум два раза в год. Это сложная и опасная работа, требующая специального обучения и специфического оборудования. Услуги промышленных альпинистов дорого стоят по причинам угрозы жизни при выполнении работы, а также из-за взаимодействия с химикатами, оказывающими влияние на здоровье работника. В условиях быстрого роста городов ведутся разработки автоматизированных систем уборки фасадов без подъёма человека на высоту, что снижает риски для работников. Однако, в таких системах работают те же составы, поэтому такое решение несколько не снижает экологическую нагрузку. Очистка стёкол осуществляется агрессивными химическими составами, которые наносят вред окружающей среде. Стекая по стенам зданий грязная вода вместе с моющими средствами попадает в почву, отравляя её. Применение прозрачных гидрофобных покрытий на основе органо-силикатов существенно сокращает загрязнение почвы. Они также могут наноситься и очищаться специальными системами без подъёма человека на высоту.

Защита строительных поверхностей от разрушения в условиях повышенной влажности осуществляется нанесением антикоррозийных и других функциональных красок. Производство лакокрасочных материалов, а также их компонентов сопровождается отравлением и загрязнением окружающей среды, поскольку отходы и сама продукция лакокрасочного производства включает в свой состав химические вещества, способные вызывать нарушение экологического баланса [3]. Данная проблема решается современными учёными одновременно в нескольких направлениях: ведётся поиск и разработка нетоксичных пигментов и красителей; анализируются и совершенствуются технологии производства и нанесения лакокрасочных материалов; применяются и развиваются наилучшие доступные методы очистки, обезвреживания и утилизации отходов. Разработка безвредных гидрофобных покрытий служит наглядным примером продвижения в этой области.

В свете вышеизложенного гидрофобные покрытия являются наиболее дружественной технологией обеспечения выполнения рассмотренных функций для окружающей среды. Однако, достижение безвредности человеческой деятельности для природы весьма условно. Чтобы определить неблагоприятные моменты при создании и эксплуатации гидрофобных покрытий рассмотрим их жизненный цикл. Жизненный цикл функционального покрытия в общем виде схематично представлен на рис. 2.

Начиная с момента добычи ресурсов и до утилизации на каждом этапе происходит расход энергии и материалов, а также накапливаются выбросы, сбросы и отходы. Более 90% добытого природного материала непригодно для использования и попадает в отходы. Эта проблема нерационального использования ресурсов распространяется на большинство отраслей.



Рис. 2. Схема жизненного цикла функциональных покрытий

После добычи сырья осуществляется первичная обработка природного материала и его поставка заказчиком. Далее на специализированных заводах производятся химические реактивы и вещества, являющиеся исходными компонентами для создания конечного продукта. Их производство происходит в промышленных масштабах и представляет собой сложный многоступенчатый механизм. В рамках данной работы стоит отметить, что в ходе производства исходных компонентов для гидрофобных составов осуществляются огромные затраты электроэнергии, кадровых ресурсов, оборудования и в тоже время производятся выбросы в окружающую среду. Главной проблемой химической промышленности с точки зрения воздействия на окружающую среду является повышенное количество вредных и опасных выбросов в атмосферу и токсичных сточных вод, сбрасываемых во внешнюю среду.

Следующим этапом является приготовление гидрофобного состава. Покрытие, показанное на рис. 1, было получено в лабораторных условиях с применением золь-гель технологии. Основу золь-гель метода получения материалов составляют физико-химические процессы образования гелей из растворов исходных компонентов [4]. Как правило, золь-гель образование происходит в четыре стадии: гидролиз, конденсация и полимеризация мономеров с образованием цепочек и частиц, рост частиц, агрегация полимерных структур с последующим образованием сетей, которые распространяются по всей жидкой среде, приводя к сгущению, которое образует гель. Стадии гидролиза и конденсации генерируют низкомолекулярные побочные продукты, такие как спирт и вода. После высыхания эти маленькие молекулы удаляются, и сеть сжимается, поскольку может произойти дальнейшая конденсация. На эти процессы в основном влияют начальные условия реакции, такие как pH, температура, молярные соотношения реагентов, состав растворителя и т. д.

В золи можно вводить модифицирующие добавки, которые придадут новые полезные свойства получаемым материалам и покрытиям. Это могут быть водо-спирторастворимые соли и кислоты, органические низко- и высокомолекулярные соединения. Обычно перед введением в реакционную смесь соли растворяют в воде или органическом растворителе. Изначально, в момент смешивания исходных компонентов друг с другом, они, как правило, представляют собой истинные растворы. В результате гидролитической поликонденсации

молекул прекурсора образуются наночастицы (твёрдая фаза), размер которых обычно находится в диапазоне 1 – 100 нм [5].

В данной работе рассматривается золь-гель технология приготовления состава функционального покрытия, как наиболее экологичная и прогрессивная технология. В начале смешивается базовый гидрофобный золь, затем в него вносятся отвердители и дополнительные компоненты, улучшающие его функциональные свойства. Базовый состав золя приведён в таблице 1.

Таблица 1
Компонентный состав базового золя

№	Компонент	Формула	Функция	Количество вещества
1	МТЭОС (метилтриэтоксисилан)	$C_7H_{18}O_3Si$	прекурсор плёнообразователь	18,8 %
2	Ацетон	C_3H_6O	растворитель	61 % (14,1+46,9)
3	Ф-42 (фторопласт)	$(CF_2-CF_2-CH_2-CF_2)_n$	создаёт органическую сетку	18,8%
4	Аэросил	SiO_2	наполнитель	1,4%

Метилтриэтоксисилан (МТЭОС) – прекурсор золь-гель систем. МТЭОС используется в качестве сшивающего агента и промежуточного соединения для силиконовых каучуков, силиконовых смол и других органических силиконовых соединений.

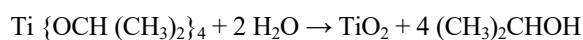
Ацетон используется как растворитель в лакокрасочной, фармацевтической и строительной отраслях; является компонентом для очистки поверхностей в различных производственных процессах.

Ф-42 – сополимер тетрафторэтилена и фтористого винилидена, обладающий способностью к растворению. Образует органическую сетку. Из фторопласта-42 получают лаки, плёнки, волокна, обладающие высокой механической прочностью и химической стойкостью, а также изделия методом прессования. Фторопласт-42 и изделия из него стойки к действию бактерий и ультрафиолетового излучения.

Аэросил (или диоксид кремния) – полупрозрачный, легкий и рыхлый порошок без аромата и вкуса. Получается он в результате гидролиза кремния в пламени гремучего газа (смесь водорода и кислорода в результате горения). Полученное вещество не соединяется с водой. Его относят к группе гидрофобных веществ, так как оно выпадает в осадок, не вступая во взаимодействие с жидкостью, не перемешиваясь с ней. В гидрофобных составах аэросил применяется в качестве наполнителя, придающего поверхности шероховатую структуру.

Толуол – бесцветная подвижная летучая жидкость с резким запахом. Является растворителем для многих полимеров, входит в состав различных товарных растворителей для лаков и красок. Толуол является сильно токсичным ядом, влияющим на функцию кроветворения организма; пары толуола могут проникать через неповрежденную кожу и органы дыхания, вызывать поражение нервной системы. ПДК толуола в воздухе рабочей зоны составляет 50 мг/м³. Пары толуола опасны не только для человека, но и для всех живых организмов. В данной работе толуол применяется в качестве растворителя для отвердителя АГМ-9 в малых количествах.

ТБТ (изопропоксид титана) может использоваться в качестве прекурсора для парофазного осаждения в условиях окружающей среды, такого как инфильтрация в тонкие пленки блок-сополимера. Изопропоксид титана реагирует с водой с образованием диоксида титана, эта реакция используется в золь-гель синтезе материалов на основе TiO_2 в виде порошков или тонких пленок:



Продукт АГМ-9 состоит из смеси двух изомеров: g- аминопропилтриэтоксисилана и b-аминопропилтриэтоксисилана. Отвердитель продукт АГМ-9 применяется для активного отверждения компаундов силиконовой природы.

Наиболее токсичными в составе гидрофобного покрытия являются растворители: толуол и ацетон, которые являются неотъемлемой частью состава. В рамках экспериментальной работы была предпринята попытка заменить толуол на раствор спирта с ацетоном. Результаты эксперимента показывают отрицательный эффект.

Нанесение описанного выше состава предполагается производить методом напыления. В лабораторных условиях нанесение осуществляется при помощи аэрографа, в условиях реального использования напыление будет производиться краскопультом. На стадии нанесения гидрофобного состава происходит интенсивное испарение растворителей в атмосферу. Такой метод нанесения также предполагает перерасход материала вследствие его разбрызгивания в стороны от покрываемого объекта. После высыхания покрытие готово к эксплуатации.

В ходе эксплуатации гидрофобного покрытия вредоносных выделений в окружающую среду быть не должно. Со временем покрытие может истираться и крошиться. Поскольку само покрытие содержит в себе преимущественно органические компоненты, частицы, которые попадут во внешнюю среду, экологически безвредны.

По истечении срока эксплуатации и потери покрытием функциональных свойств необходима замена износившегося покрытия на новое. Отслужившее покрытие стирается механически с поверхности защищаемого изделия. Собранная пыль и кусочки покрытия утилизируются. На очищенную поверхность наносится новое покрытие.

В рассмотренном жизненном цикле гидрофобного кремнийорганического покрытия наибольший вклад в суммарный экологический ущерб вносится на стадиях изготовления исходных компонентов на химзаводах и нанесения покрытия с испарением растворителей.

Нагрузка на окружающую среду альтернативных методов исполнения тех же функций при рассмотрении их жизненного цикла повышена на каждом этапе. Так, например, эксплуатационный срок противообледенительных жидкостей в сотни раз меньше эксплуатационного срока антиобледенительных покрытий. Обработка фасадов зданий очищающими составами также должна проводиться чаще, и в тоже время эти составы токсичны для окружающей среды. Гидрофобные самоочищающиеся покрытия обновляются реже и после нанесения и испарения растворителей в малых концентрациях экологически безвредны.

Система экологической оценки вредности воздействия различных методов реализации необходимого функционального эффекта требует совершенствования и внедрения общего экологического показателя. Оценка не учитывает многие значимые факторы, такие как:

- вариативность технологий производства и применения конечного продукта;
- зависимость расхода природного ресурса от полезной работы продукта;
- экологический ущерб при транспортировке компонентов между этапами жизненного цикла;
- другие.

Несмотря на это, мы можем проанализировать экологическое воздействие реализации требуемых функций в общем виде, проследив все этапы процесса от начала и до конца.

Несомненно, в рассмотренных областях применения наиболее безвредным с экологической точки зрения является использование гидрофобных покрытий, в основу которых включены органические компоненты. При этом золь-гель технология нанесения таких покрытий минимизирует воздействие на окружающую среду. Токсичность растворителей является общей проблемой для лакокрасочной отрасли. Учитывая относительно небольшое количество толуола в составе исследуемого гидрофобного покрытия, можно сказать, что его воздействие на природную среду не существенно. Однако,

необходимо также вести разработки по усовершенствованию технологий и решению проблемы воздействия на окружающую среду в ходе человеческой деятельности.

Библиографический список

1. Супергидрофобные покрытия — новый класс полифункциональных наноматериалов. Член-корреспондент РАН Л. Б. Бойнович. Институт физической химии и электрохимии им. А. Н. Фрумкина Российской академии наук. [Электронный ресурс] // Российская академия наук; URL: <http://www.ras.ru/news/shownews.aspx?id=b53dad2c-d02c-44b3-8955-305136cb8a30> (дата обращения: 21.03.2021).
2. Ломовцева С. Д. Сравнительный анализ экологической безопасности антиобледенительных жидкостей и антиобледенительных покрытий // Молодежь. Техника. Космос: труды двенадцатой общероссийской молодежной научно-технической конференции В 4 т. Т. 4. СПб: БГТУ «Военмех», 2020. С. 182 – 186.
3. Кузнецова О. П. Экологическое развитие в лакокрасочной промышленности // Вестник Казанского технологического университета. 2013. Том 16. №14. С. 66 – 70.
4. Евстропьев С. К., Никоноров Н. В. Жидкостные методы получения оптических наноматериалов. Учебное пособие. СПб: Университет ИТМО, 2018. С. 9.
5. Шилова О. А., Кручинина И. Ю. Курс лекций «Золь-гель технология микро- и наночастиц и нанокompозитов». Лекция 2. Институт химии силикатов им. И. В. Гребенщикова Российской академии наук. (2013).

УДК 621.315.671.1

НОВЫЕ БЕЗОПАСНЫЕ ОРГАНОСИЛИКАТНЫЕ ЛКМ, НЕ СОДЕРЖАЩИЕ В СОСТАВЕ ТОЛУОЛ

Л. Ю. Лопухина¹, И. Н. Цветкова²

¹Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф. Устинова
²Институт химии силикатов имени И. В. Гребенщикова РАН

Органосиликатные (ОС) покрытия относятся к композиционным материалам, получаемым на основе многокомпонентной органо-дисперсионной системы, содержащей кремнийорганический пленкообразователь, гидросиликаты и оксиды тугоплавких металлов; при необходимости вводятся функциональные добавки [1]. В качестве пленкообразователя более изучены и чаще применяются кремнийорганические полимеры (полиорганосилоксаны). По сравнению с углеводородными полимерами полисилоксаны обладают уникальными характеристиками, к которым относятся высокая термостойкость, радиационная стойкость, гидрофобность. Эти особенности кремнийорганических полимеров объясняются наличием у них силоксановой связи, энергия которой выше, чем углерод-углеродной связи. Именно поэтому силоксаны оказываются более стойкими в условиях облучения, при повышенных температурах и даже при возгорании.

Кроме того, большое значение имеет органическое обрамление силоксановой полимерной цепи, природа и соотношение органических радикалов. Преобладание фенильных групп обеспечивает термостойкость, а метильные радикалы «ответственны» за эластичность, гидрофобность и др. свойства полимера [1,2]. Однако не все кремнийорганические полимеры промышленного изготовления выпускаются в виде лаков – растворов полимера в органических растворителях, прежде всего, в толуоле, которые в большинстве случаев являются токсичными, горючими, экологически опасными.

Одной из важных эколого-гигиенических проблем в лакокрасочной промышленности является токсическое воздействие растворителей на организм человека. Растворители представляют собой летучие жидкости, необходимые для диспергирования или растворения связующих веществ. Количество и тип используемого растворителя будут влиять на вязкость краски. Как правило, эти соединения классифицируются как опасные, так как являются токсичными или легко воспламеняемыми, либо то и другое вместе. Органические растворители, которые до сих пор широко используются в большинстве красок, не только оказывают вредное воздействие на человека, но и обладают высокой мобильностью в окружающей среде.

Для практических лабораторных и промышленных целей растворители можно классифицировать следующим образом:

1. *Растворители, которые можно считать безвредными, они не наносят вреда здоровью при длительной повседневной работе.* В эту группу могут быть помещены такие сравнительно летучие растворители, как пентаны, петролейный эфир, растворитель Стоддарда, гексаны, гептаны, каучуковый растворитель нафта, минеральные спирты, этиловый спирт, этилхлорид, этилендихлорид, диэтиловый эфир, диэтиленоксид, метилэтилкетон, этилацетат и ацетон. Кроме того, в эту группу могут быть включены определенные растворители, которые, хотя и считаются несколько токсичными, вряд ли опасны из-за их низкой летучести в обычных условиях использования, а именно такие растворители, как этиленгликоль, дибутилфталат, высокоэффективная нафта, бутилгликоль и скипидар.

2. *Растворители, которые могут считаться умеренно опасными, присутствие паров этих растворителей в воздухе в предельно допустимых концентрациях в течение короткого времени допустимо, поскольку не приводит к серьезным нарушениям или опасным последствиям для здоровья.* В эту группу могут быть помещены такие растворители, как толуол, ксилол, циклогексан, кумол, циклогептан, пропилацетат, амиловый спирт, амилацетат, бутиловый спирт, трихлорэтилен, карбонетрахлорид, перхлорэтилен, этиловый спирт, этиленоксид, гидрированные циклические нафты, тетрагидронафталят и нитрат.

3. *Растворители, которые могут считаться определенно опасными, присутствие паров этих растворителей не допустимо, поскольку может вызвать опасные последствия или нарушения работоспособности; допускаются исключительно малые концентрации.* В эту группу могут быть помещены такие высокотоксичные растворители, как бензол, сероуглерод, метилхлорид, метиловый спирт, тетрахлорэтан, формальдегид, фенол, нитробензол, диметилсульфат и пентахлорэтан.

Можно сказать, что растворители, состоящие из парафиновых и нафтенных углеводородов, простых эфиров, первичных спиртов, альдегидов, кетонов и некоторых сложных эфиров, действуют как общие нервные яды; также дисульфид углерода, трихлорэтилен и подобные соединения действуют как специфические нервные яды.

Фактически, поглощение парафиновых и нафтенных углеводородов или нефти через кожу оказывает небольшое влияние на человека. Хотя поглощение растворителей через кожу не следует упускать из виду как источник опасности для здоровья, особенно тех типов растворителей, которые могут разлагаться на нелетучие соединения.

На сегодняшний день в лакокрасочной промышленности в качестве растворителя часто используется толуол (метилбензол, C_7H_8). Бесцветная жидкость с сильным сладковатым запахом, которая не смешивается с водой. Толуол легко испаряется с поверхности воды и почвы и довольно быстро разлагается в воздухе, в результате чего образуются различные продукты разложения летучих органических соединений, что способствует образованию тропосферного озона. В промышленности он применяется для растворения «тощих» алкидов, кремнийорганических, акриловых смол, полистирола [3].

Толуол попадает в организм в основном через дыхательные пути, и подобно наркоту, вызывает разную степень угнетения центральной нервной системы. Это может проявляться депрессией или возбуждением с эйфорией в фазе индукции, за которой следует

дезориентировка, дрожание, неустойчивость настроения, ощущение шума в ушах, диплопия, галлюцинации, дизартрия, атаксия, судороги и кома. При попадании на кожу вызывает раздражение.

Растворители, заменяющие толуол, обычно представляют собой смеси кетонов, сложных эфиров, спиртов и алифатических углеводородов. Количество толуола в лакокрасочных составах может быть уменьшено за счет использования ксилола и/или циклогексана. Ни один из растворителей, определенных как возможные альтернативы толуолу, не классифицируется как остро токсичный, токсичный для репродуктивной системы, канцерогенный или мутагенный [4].

В таблице 1 приведены основные характеристики толуола и других растворителей для его замены.

Таблица 1
Токсичность различных растворителей

№	Название растворителя	Класс опасности	ПДК _{рз} , мг/м ³	ПДК _{мр} , мг/м ³	ПДК _{сс} , мг/м ³	Токсическое действие
1.	Толуол	III	50	0,6	0,6	Сильно действует на нервную систему; вызывает сухость и трещины кожи, зуд; быстро всасывается в кожу
2.	Ксилол	III	50	0,2	0,2	По токсическому действию аналогичен толуолу; сильнее действует на кожу
3.	Ацетон	IV	200	0,35	0,35	Сильное наркотическое действие
4.	Этилцеллозольв ацетат	III	10	–	–	Является токсичным и взрывоопасным.

Из данных таблицы можно сделать вывод, что наиболее безопасным растворителем является ацетон. Это бесцветная летучая жидкость с характерным запахом. Неограниченно смешивается с водой и полярными органическими растворителями. Ацетон является ценным промышленным растворителем и благодаря низкой токсичности он получил широкое применение в производстве лаков, взрывчатых веществ, лекарственных средств. Он является исходным сырьем в многочисленных химических синтезах. В лабораторной практике его применяют в качестве полярного апротонного растворителя, для приготовления охлаждающих смесей вместе с сухим льдом и аммиаком, а также для мытья химической посуды.

В связи с изложенным, актуальной задачей является разработка лакокрасочных и органосиликатных материалов, не содержащих толуол. Были исследованы физико-механические свойства пяти отверждённых кремнийорганических смол, не содержащих толуол и ранее не применявшихся в промышленности, в сравнении с известным кремнийорганическим лаком КО-921, имеющим в составе толуол и активно применяющимся на производстве. По результатам исследований смол, не содержащих толуол, была выбрана смола, которая соответствовала параметрам эталонной смолы КО-921 по адгезии, углу смачивания и твердости. На ее основе, как для однокомпонентной, так и для двухкомпонентной системы, создавались органосиликатные композиции (ОСК) и производились эксперименты.

ОСК готовили с использованием механохимической обработки. Все необходимые компоненты в определенном количестве загружались в фарфоровый барабан объемом 0,3 л,

содержащий внутри мелюшие-корундовые шары (объемом 0,1 – 0,15 л), для последующей обработки на мельнице лабораторной МШЛ-1 в течение двух суток (48 часов). При вращении барабана в результате движения шаров, происходило связывание полимера с частицами минеральных наполнителей. Затем производилась выгрузка полученного материала из барабана, вводился катализатор, и выполнялось тщательное перемешивание полученного покрытия. Подготовленная композиция выдерживалась до нанесения на очищенные пластины 15 – 20 мин.

Для нанесения композиции на поверхность используются различные методы лакокрасочной технологии. Простым и удобным способом нанесения является ручной способ (кистью, валиком, шпателем и т.д.), если площадь подложек небольшая. Именно этим способом наносилось покрытие для исследований. Сушка покрытия может осуществляться по одному из двух режимов: (1) «горячее отверждение» при температуре 180°C в течение 3-х часов; (2) – «холодное отверждение» при температуре окружающей среды с предварительно внесенным в композицию отвердителем в течение 24 часов. Нами был использован второй метод сушки [5].

Полученные покрытия были испытаны различными методами, используемыми для характеристики лакокрасочных материалов. Изучались: внешний вид отвержденного покрытия, толщин, адгезия, прочность покрытия на удар, краевой угол смачивания, твердость по карандашу, защитные противокоррозионные свойства, ток коррозии и др..

Толщина покрытия была измерена с помощью электронного цифрового микрометра Vogel DIN 865.

Определение прочности покрытий при ударе было произведено при помощи прибора У1А. Свободно падающий груз весом 1 кг поднимался на высоту и сбрасывался на поверхность покрытия. Повреждения покрытия (растрескивания, отслаивания) определялись визуально. За прочность покрытия при ударе принималась высота падения груза [6].

Уровень адгезии покрытий к подложке определялся по адгезиметру – решетка «Константа-АР», методом решетчатых надрезов (поперечных насечек). Он заключается в нанесении на покрытие перпендикулярных надрезов специальным ножом и дальнейшей визуальной оценке состояния покрытия по четырехбалльной системе [7].

Измерение краевого угла смачивания было произведено с помощью гониометра, с последующей обработкой по программе Drop Shape.

При определении твердости по карандашу оценивалось сопротивление внешнего слоя лакокрасочного покрытия воздействию карандаша с грифелем определенного размера, формы и твердости. Карандаш с необходимым грифелем вставляется в устройство для испытания и зажимается в нужном положении. Как только кончик грифеля касается поверхности покрытия, его отодвигают в направлении от оператора на расстояние не менее 7 мм. Затем покрытие оценивают визуально. За твердость покрытия по карандашу принимают твердость самого твердого карандаша с грифелем определенного размера и формы, который не оставил повреждений на поверхности испытуемого лакокрасочного покрытия. [8]

Ток коррозии был исследован с применением программы PS-Pack. Диагностика и контроль качества исследуемых защитных покрытий осуществлялись с помощью потенциостата. В данных исследованиях реализовали трехэлектродную схему подключения к электрохимической ячейке с использованием серебряного электрода сравнения, рабочего электрода – подложка с нанесенным покрытием, и платинового противозэлектрода. Для проведения коррозионных испытаний в качестве фонового раствора использовали 3 %-й водный раствор NaCl.

В таблице 2 приведены результаты испытаний одного из созданных органосиликатных покрытий, не содержащего в составе толуол, и произведено сравнение с результатами исследований покрытий, содержащих растворитель в составе.

По результатам проведенных исследований данное органосиликатное покрытие, полученное из ОСК, не содержащей толуол, можно характеризовать, как новое экологически

безопасное покрытие с достаточно высокими показателями твердости, гидрофобности и коррозионной стойкости.

Таблица 2

Физико-механические свойства разработанного органосиликатного покрытия, не содержащего в составе толуол

№	Название испытания	Кремнийорганическое покрытие НЕ содержащее растворитель	Кремнийорганическое покрытие содержащее растворитель
1.	Толщина покрытия на стальной пластинке, мкм	22	40
2.	Прочность покрытия при ударе, см	25	50
3.	Адгезия к стали, балл	1	1
4.	Краевой угол смачивания, °	86	90
5.	Твердость по карандашу, Н	5	5
6.	Исследование тока коррозии (I – ток коррозии, А; E – потенциал коррозии, мВ)	Спустя 30 дней на покрытии не образуется ржавчина – ток коррозии отсутствует (исследования продолжаются)	Спустя 70 дней на покрытии не образуется ржавчина – ток коррозии отсутствует
7.	Термостойкость, °С	300	300

На данном этапе рассматриваются варианты введения различных микрошариков и других добавок для повышения прочности покрытия.

Научный руководитель – д. т. н., профессор Т. Н. Патрушева

Библиографический список

1. *Чуппина С. В., Жабров В. А.* Силикатные материалы: монография. СПб: Литео, 2016. 182 с.
2. *Зайцева Е. А.* Состояние проблемы получения, исследования и применения кремнийорганических полимеров // Химические науки. 2016. №6 (27). С. 112.
3. David Neat. Solvents and thinners [Электронный ресурс] // URL: <https://davidneat.wordpress.com/materials/solvents-and-thinners/>.
4. Токсичность растворителей [Электронный ресурс] // URL: <http://www.emalko.ru/toksichnost-rastvoritelej/>.
5. *Патрушева Т. Н., Чурбакова О. В., Петров С. К., Гершевич Д. Б.* Составы лакокрасочных материалов и очистка вредных выбросов // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. 2016. № 9(1). С. 25 – 29.
6. ГОСТ 4765-73 Материалы лакокрасочные. Метод определения прочности при ударе (с Изменениями N 1, 2, 3). Дата введения 1974-07-01.
7. ГОСТ 15140-78 Материалы лакокрасочные. Методы определения адгезии (с Изменениями N 1, 2, 3). Дата введения 1979-01-01.
8. ГОСТ Р 54586-2011 (ИСО 15184:1998) Материалы лакокрасочные. Метод определения твердости покрытия по карандашу. Дата введения 2012-09-01.

УДК 621.18-182.2

**РАЗРАБОТКА ВОЗДУХООХРАННЫХ МЕРОПРИЯТИЙ ДЛЯ КОТЛА
Е-220-9.8-540КТ, СЖИГАЮЩЕГО НЮРЕНГРИНСКИЙ УГОЛЬ**

В. В. Семенкин, А. Д. Ступкин, Д. Д. Кораблев

Научная рота № 1

ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия» им. адмирала флота Н.Г.Кузнецова

Развитие современной энергетики невозможно без эффективного решения экологических проблем, что особенно актуально на сегодняшний день для тепловых электростанций, которые должны отвечать жестким требованиям по ограничению загрязнения окружающей среды.

Основные загрязняющие вещества в уходящих газах энергетических котлов, на которые обращают особое внимание, называются маркерными веществами. В соответствии с нормативным документом информационно-техническим справочником (ИТС) ИТС 38-2017 [4] маркерными веществами являются:

- оксиды азота NO_x (в пересчете на диоксид азота NO₂);
- диоксиды серы SO₂;
- монооксид углерода CO;
- зола твердого топлива и мазута (в пересчете на ванадий).

В настоящее время в России совершенствуется система государственного регулирования вредных выбросов различных областей промышленности и энергетики, путем внедрения наилучших доступных технологий (НДТ). Термин «наилучшая доступная технология» в России установлен Федеральным законом от 10.01.2002 №7-ФЗ «Об охране окружающей среды» [3] – «технология производства продукции (товаров), выполнения работ, оказания услуг, определяемая на основе современных достижений науки и техники и наилучшего сочетания критериев достижений науки и техники и наилучшего сочетания критериев достижения целей охраны окружающей среды при условии наличия технической возможности ее применения.

Поскольку топливно-энергетический комплекс России характеризуется значительным потенциалом в области оптимизации, модернизации и повышения эффективности производственных процессов, то переход на принципы НДТ в сфере энергетики позволит обеспечить оптимальные сочетания энергетических, экологических и экономических показателей.

В связи началом постепенного планомерного внедрения НДТ в Российской Федерации, была поставлена задача разработать проект модернизации котла Е-220-9,8-540КТ, сжигающего Нюренгринский уголь. В ходе проекта провести расчеты выбросов маркерных загрязняющих веществ (оксидов азота NO_x, оксида серы SO_x, монооксида углерода, бенз(а)пирена и твердых частиц) в дымовых газах, а также предложить схему воздухоохраных мероприятий для снижения выбросов вредных веществ до значений, удовлетворяющих требованиям ГОСТ Р 50831-95 и ИТС 38-2017.

Рассматриваемый котел Е-220-9.8-540КТ - это однобарабанный, вертикально-водотрубный, с естественной циркуляцией, предназначен для выработки перегретого пара на станциях с поперечными связями. Он имеет П-образную компоновку, спроектирован для работы с уравновешенной тягой и твердым шлакоудалением. Топка котла в плане имеет размеры 10,640 х 7,040 м и оборудована шестью вихревыми горелками типа горелка лопаточно лопаточная (ГЛЛ) скомпонованных в два яруса на фронтальной стене. Проектным топливом был выбран Нюренгринский каменный уголь, его характеристики представлены в таблице 1.

технологическими показателями (рис. 3), графики частных и суммарных показателей вредности согласно ИТС 38-2017 (рис. 4).

Таблица 2
Режимные параметры горелочного устройства

Наименование	Размерность	Значение
Избыток воздуха в горелке	–	1,18
Скорость первичного воздуха	м/с	22
Скорость вторичного воздуха	м/с	30,8
Отношение скоростей воздуха	–	1,4
Температура на выходе из ЗАГ	°С	1524
Расход топлива через горелку	кг/с	6,694
Доля первичного воздуха	–	0,27

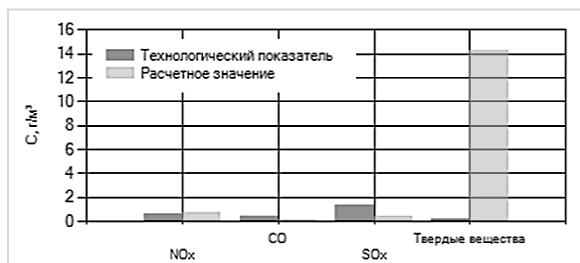


Рис. 3

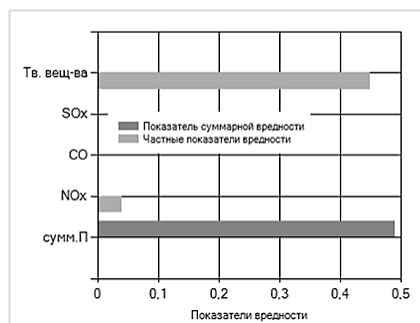


Рис 4

Из приведенных графиков посчитанных программой EpPol 2.0 мы видим, что концентрация выбросов оксидов азота и твердых золовых частиц превышают технологический показатель, установленный ИТС 38-2017, также можно заметить по частным показателям вредности, что золовые частицы и оксиды азота являются основными загрязняющими веществами уходящих газов данного котла сжигающего Нюрнгринский уголь.

Исходя из полученных результатов, была посчитана необходимая степень снижения вредных выбросов, и на основании предложенного программой алгоритма выбора НДТ были приняты технологические и режимно-наладочные мероприятия по внедрению на данном котле воздухоохладительных мероприятий, позволяющих обеспечить необходимое снижение выбросов.

Для топлива Нюрнгринский уголь выбросы оксидов азота составляют:

0,710 г/м³, что не удовлетворяет требованиям ГОСТ Р 50831-95 [6] и требует внедрения мероприятий по снижению выбросов оксидов азота. Впрыск влаги и рециркуляция дымовых газов для твердого топлива не используется. Так как котел небольшой мощности, то использование таких методов, как СКВ и СНКВ нецелесообразно из-за их высокой стоимости.

Для снижения выбросов оксидов азота будем использовать наиболее оптимальный для данного котла метод-двухступенчатого сжигание топлива. Этот метод дает необходимую нам степень снижения выбросов оксидов азота и не требует дополнительных затрат на реализацию.

Одним из наиболее эффективных и универсальных технологических мероприятий, подавляющих эмиссию оксидов азота при сжигании всех видов топлива, является двухступенчатое сжигание [5].

Двухступенчатым называется такой нетрадиционный способ сжигания топлив, когда через основные горелки в топочную камеру подается топливо с недостатком воздуха ($\alpha < 1$), а

остальная (необходимая для полного сгорания топлива) часть воздуха подается далее по факелу через специальные сопла, шлицы или отключенные по топливу горелки верхних ярусов (рис. 5, 6).

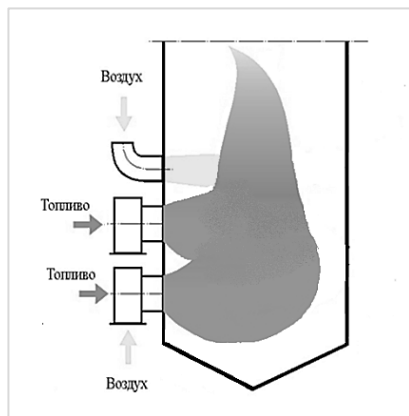


Рис. 5

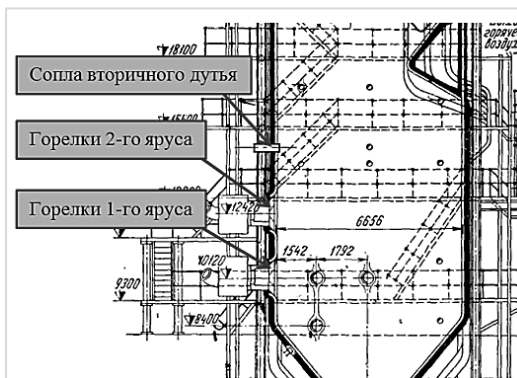


Рис. 6

Основной принцип реализации ступенчатого сжигания заключается в пространственном разделении в объеме топочной камеры двух основных процессов (ступеней), влияющих на образование оксидов азота в факеле:

- воспламенение и сгорание основной части топлива в среде с недостатком кислорода (обычно при $\alpha_{\text{лок}} = 0,8 - 0,95$);
- подача оставшегося воздуха (как правило, $\Delta\alpha_1 = 15 - 25\%$), смешение с продуктами сгорания из первой ступени и догорание топливовоздушной смеси.

Уменьшение избытка воздуха на начальном участке факела обеспечивает снижение выхода термических и топливных оксидов азота из-за недостатка свободного кислорода. Во второй ступени подавление образования NOx происходит вследствие низкого уровня максимальных температур в факеле на стадии горения при способе ступенчатого сжигания подавляется образование не только термических, но и топливных оксидов азота.

К важным условиям обеспечения работы котла при двухступенчатом сжигании относится качественное перемешивание подаваемого во вторую ступень воздуха с продуктами неполного сгорания из первой ступени. Необходим рациональный выбор места установки сопел вторичного дутья. Объем подаваемого вторичного воздуха относительно невелик, и достаточно одного сопла выше уровня горелок, которое сформирует зону дожигания над восстановительной зоной.

Для уменьшения выбросов твердых частиц до значений, допустимых по ГОСТ Р 50831-95 нам необходимо использовать золоуловитель с КПД, не менее 98,95%. Исходя из тепловой мощности котельной установки выбираем рукавный фильтр, так как на котлах небольшой мощности электрофильтры не устанавливаются. Значительные степени уменьшения выбросов твердых частиц позволяет достичь рукавный фильтр со степенью улавливания до 99%, его использование позволит в рамках одной установки обеспечить необходимую степень очистки газов. Итоговая схема котельной установки после внедрения наилучших доступных технологий представлена на рис. 7.

После внедрения воздухоохраных мероприятий на котле E-220-9,8-540КТ сжигающем Нюрнгринский уголь, согласно рекомендациям по НДТ полученных из ИТС 38-2017, были получены новые расчетные значения концентраций маркерных веществ, массовых выбросов, удельных выбросов, а также значения частных и суммарных показателей вредности. Графики отражающие полученные результаты представлены на рис. 8 и 9.

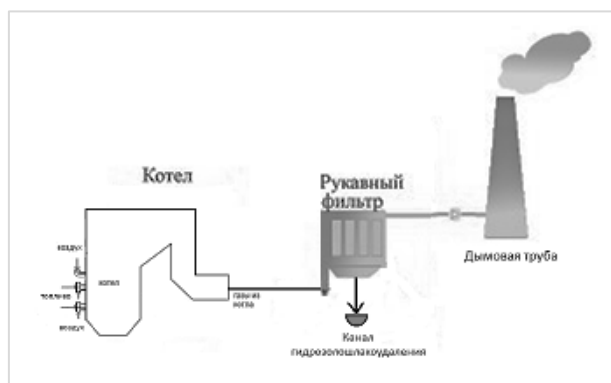


Рис. 7. Схема станции после внедрения воздухоохраных мероприятий

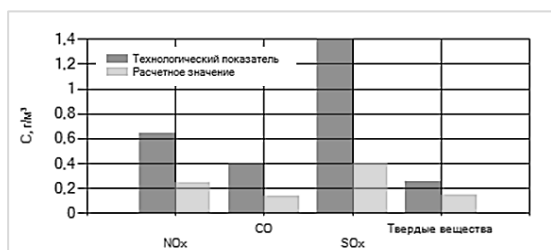


Рис. 8

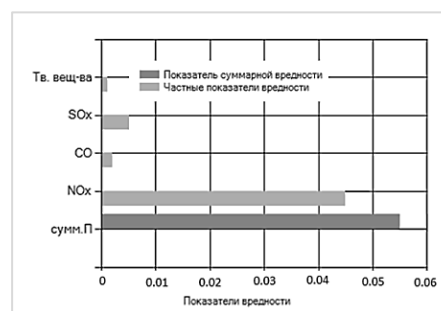


Рис. 9

Из графика зависимости показывающим сравнение технологических показателей концентраций выбросов маркерных веществ с полученными расчетными концентрациями мы видим, что после внедрения воздухоохраных мероприятий в рамках НДТ все расчетные концентрации маркерных веществ, в том числе, золотые частицы и оксиды азота не превышают технологических показателей установленных ИТС 38-2017. Следовательно введенные воздухоохраные мероприятия: использование двухступенчатого сжигания и рукавного фильтра позволяют снизить значения концентраций вредных выбросов до значений не превышающих допустимого уровня.

Анализируя график частных и суммарных показателей вредности (рисунок 4 и 9) на котле Е-220-9.8-540КТ до и после внедрения воздухоохраных мероприятий можно заметить, что наибольшим частным показателем вредности до внедрения НДТ обладали твердые золотые частицы, в меньшей степени оксиды азота NOx, а после внедрения НДТ оксиды азота NOx стали оказывать большее влияние, чем все остальные маркерные вещества. Связано это с высокоэффективной очисткой дымовых газов котла от золотых частиц при помощи установки рукавного фильтра, обеспечивающим высокую степень улавливания частиц до 99%.

В результате проведенных расчетов вредных выбросов котла Е-220-9.8-540КТ при помощи программы EnPol 2.0, и анализа полученных результатов можно установить следующее:

1. Для котла Е-220-9.8-540КТ, сжигающего Нюренгринский уголь, до внедрения природоохраных мероприятий суммарные показатели вредности составляли $\sum П = 0.481$. Массовые концентрации оксидов азота и твердых частиц в уходящих газах превышают допусаемые по ГОСТ Р 50831-95 и ИТС 38-2017, в то же время массовые концентрации

монооксида углерода и оксидов серы, не превышают допускаемые значения по ГОСТ Р 50831-95 и по ИТС 38-2017;

2. Использование двухступенчатого метода сжигания топлива позволило добиться значения массовой концентрации оксидов азота в уходящих газах ниже, чем установленного ГОСТ Р 50831 – 95 и ИТС 38-2017 значения;

3. Установка рукавного (тканевого) фильтра на данный котел позволила уменьшить массовую концентрацию твердых частиц в дымовых газах до значений близких к ГОСТ Р 50831 – 95 и ИТС 38-2017;

4. Использование метода двухступенчатого сжигания топлива позволило снизить выбросы ниже, чем установленные по ГОСТ Р 50831 – 95 и ИТС 38-2017;

5. После внедрения природоохранных мероприятий суммарные показатели вредности понизились до значений $\Sigma П = 0.0542$.

Библиографический список

1. Головтеева А., Сиваковский А., Росляков П. Разработка программного комплекса оптимального выбора наилучших доступных технологий. Инфорино-2018 Материалы IV Международной научно-практической конференции «Информатизация инженерного образования» (23–26 октября 2018 г., Москва). М.: Изд-во МЭИ, 2018. С. 273 – 277.

2. Тепловой расчёт котельных агрегатов. Нормативный метод. Изд-во «Энергия», 1973.

3. Федеральный закон от 10.01.2002 №7-ФЗ «Об охране окружающей среды». <http://base.garant.ru/5761497/>.

4. ИТС 38-2017. Сжигание топлива на крупных установках в целях производства энергии. М.: Бюро НДТ, 2017. <http://docs.cntd.ru/document/556173718>.

5. Росляков П. В. Методы защиты окружающей среды: Учебник для вузов. М.: Издательский дом МЭИ, 2007. 336 с.

6. ГОСТ Р 50831-95. Установки котельные. Тепломеханическое оборудование. Общие технические требования. – М.: Изд-во стандартов, 1996. 27 с.; (Государственный стандарт Российской Федерации). УДК 621.18:006.354.

УДК 614.48

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МЕТОДОВ ЗАЩИТЫ ОТ МИКРООРГАНИЗМОВ НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

А. И. Ульяновкин, П. Н. Демина, В. П. Мымрина, О. В. Пчелкина

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Международная космическая станция (МКС) является закрытой экосистемой, населенной микроорганизмами, которые попадают на борт с грузами и экипажем, создавая потенциальную угрозу для нормальной работы аппаратуры и здоровья членов экипажа.

Целью данного исследования является анализ существующих способов борьбы с различными микроорганизмами и поиск новых методов защиты от их воздействия на борту МКС.

Большое разнообразие микроорганизмов на МКС и их разрушительное воздействие, которое они могут оказывать на различные детали и узлы МКС наряду с ограниченным количеством методов эффективной защиты от них, определяют актуальность данной работы.

Новизна данного исследования состоит в анализе всех существующих на момент написания работы методов защиты от различных микроорганизмов в воздухе, воде и на поверхностях и оценке их перспективности применения в условиях МКС.

Авторы данного исследования ставят перед собой следующие задачи: изучить современные источники информации, провести сравнительный анализ существующих методов борьбы с микроорганизмами и предложить новые методы защиты от микроорганизмов в условиях МКС.

Видовое разнообразие микроорганизмов на МКС. На борту МКС постоянно проводится микробиологический мониторинг состояния воздуха и поверхностей обитаемых отсеков. Так, в результате первого этапа эксперимента «Микробиологический мониторинг», проводившегося с 2016 по 2017 год, было выявлено всего 15 видов микроорганизмов, из которых 11 видов бактерий и 4 вида грибов [1]. Однако предыдущие анализы проб показали наличие более 85 видов микроорганизмов [2]. Среди бактерий доминировали представители таких родов, как *Staphylococcus*, *Corynebacterium* и *Micrococcus*, обитающие на слизистых оболочках и кожных покровах человека. Также были обнаружены *Bacillus* и грамотрицательные неферментирующие бактерии. Среди грибов наиболее распространёнными оказались представители родов *Aspergillus*, *Penicillium* и *Cladosporium*.

Для контроля микробиологического состояния газовой среды и поверхностей в обитаемой зоне МКС были приняты следующие нормативные документы: ГОСТ Р 50804-95 для Российского сегмента, который регламентирует количество микроорганизмов в газовой среде: для бактерий - 500 КОЕ на 1 м³, для грибов - 100 КОЕ на 1 м³ [3], а также международные нормы SSP 50260 MORD, согласно которым уровень микробной обсеменности воздуха не должен превышать следующие показатели: для бактерий - 1000 КОЕ на 1 м³, для грибов – 100 КОЕ на 1 м³; а для поверхностей интерьера и оборудования: для бактерий – 10000 КОЕ на 100 см², а для грибов – 100 КОЕ на 100 см² [4].

Способы проникновения микроорганизмов на МКС

Микроорганизмы попадают на борт МКС двумя путями: либо вместе с человеком, находясь на покровных тканях и слизистых оболочках, либо вместе с различными грузами, доставляемыми на борт МКС [5]. В обоих случаях невозможно полностью предотвратить попадание микроскопических организмов в искусственную экосистему МКС, так как нельзя уничтожить естественную микрофлору человеческого организма без губительных последствий для него, а также невозможно провести тотальную стерилизацию грузов, отправляемых на МКС. Хотя стоит отметить, что последний способ представляется теоретически возможным, но уровень развития современных технологий пока не позволяет его осуществить, и в данном направлении активно ведутся исследования.

Опасность микроорганизмов. Во время космических полётов у космонавтов происходит снижение иммунитета. Результаты исследования Рыковой М.П. [6] показали, что это связано с повышением напряженности функционирования иммунной системы под действием комплекса факторов космического полёта, и достаточно длительное воздействие этих факторов приводит к дисрегуляции системы иммунитета космонавтов. Как известно, даже безвредные в обычной жизни микроорганизмы при снижении иммунитета могут вызывать инфекционные заболевания или проявления аллергии у человека, что представляет непосредственную угрозу жизнедеятельности экипажа МКС. Например, грибки видов *Penicillium* и *Aspergillus*, вдыхание их спор в больших количествах человеком с ослабленной иммунной системой может вызвать легочный аспергиллез.

Существует ещё одна проблема, связанная с наличием микроорганизмов на космической станции – это способность микроскопических грибков и бактерий вызывать повреждение конструкционных материалов, коррозию металлов [7, 8]. Это объясняется умением многих микроорганизмов окислять различные химические соединения для получения энергии.

Особую опасность представляют биопленки – непрерывно изменяющиеся микробные сообщества, в которых клетки защищены поверхностными слоями и межклеточным белково-

полисахаридным матриксом [9]. Эта внеклеточная матрица биопленки улучшает межклеточную коммуникацию и может защитить микробы от механических повреждений, биоцидов, антимикробных препаратов и ультрафиолетового излучения, а также от других видов воздействий. В условиях МКС микробные биопленки могут приводить к биоразрушениям оборудования из различных полимерных и металлических материалов [10]. В 2015 году на МКС в ходе космического эксперимента «Биопленка» было впервые выявлено, что в условиях микрогравитации происходит ускоренное формирование биопленок пробиотических лактобацилл *Lactobacillus plantarum* 8РА-3 на поверхности полимерных подложек. Вследствие чего в образце, подвергнутому воздействию микрогравитации наиболее продолжительное время (97 ч. 30 мин.), просматривалась более мощная многослойная бактериальная биопленка, в толще которой просматривались более крупные микроколонии [11].

Способы защиты от микроорганизмов на МКС. Для более полного анализа способов защиты от микроорганизмов рассмотрим методы обеззараживания отдельно воздуха, воды и поверхностей.

Борьба с микроорганизмами в воздухе:

1. Избавиться от микроорганизмов в газовой среде можно путём создания постоянных разнонаправленных электрических полей критической напряженности. При попадании микроорганизмов в данные поля внутри и на поверхности клетки происходит значительное изменение величин и знаков электрических потенциалов, что вызывает сильную деформацию и множественные разрывы мембраны клетки и, следовательно, необратимое разрушение микроорганизма. Также электрические поля действуют на молекулы нуклеиновых кислот, разрывая их межмолекулярные связи. Такой способ воздействия на микроорганизмы в воздухе образно может быть назван электропорацией. Он обладает высокими показателями эффективности против всех видов микроскопических живых существ. На данный момент рассматриваемый способ уже применяется на станции МКС в российском сегменте (оборудование «Поток») [12].

2. Уничтожить микроорганизмы можно при помощи воздействия ультрафиолетового излучения. Оно представляет из себя электромагнитное излучение с длиной волны 10 - 400 нм, однако бактерицидным считается излучение диапазона 205 - 315 нм [13]. Данное излучение вызывает фотохимические реакции, приводящие к повреждению структуры ДНК и РНК многих микроорганизмов и, как следствие, гибели клеток. Однако микроорганизмы имеют разную чувствительность к излучению [14], а некоторые обладают полной резистентностью к ультрафиолету, что создаёт вероятность неполного обеззараживания воздуха. На данный момент такой метод защиты от микроорганизмов является одним из наиболее распространённых на Земле, так как ультрафиолетовые облучатели относительно малы и просты в эксплуатации и являются относительно безопасными для человека, обладая достаточно высокой эффективностью. Однако использование данного метода на МКС возможно только в сочетании с другими по причине существования резистентных к ультрафиолетовому излучению микроорганизмов.

3. Избавиться от микроорганизмов в воздухе можно при помощи фотокатализа. Фотокаталитические окислительные реакции происходят на специальном фильтре с покрытием из TiO_2 под действием ультрафиолетового излучения. В результате органические вещества разлагаются до CO_2 и H_2O [15]. Таким образом, фотокаталитический фильтр способен инактивировать все виды микроорганизмов и полностью разлагать их остатки до углекислого газа и воды, а также он не требует регулярной замены, так как уничтожает загрязнители. Однако использование метода фотокатализа ведёт к накоплению CO_2 в замкнутом пространстве, что стоит учитывать при использовании технологии на МКС. Также фотокаталитическое разложение микроорганизмов требует какого-то времени, поэтому данные фильтры необходимо использовать в сочетании с НЕРА-фильтрами для задерживания микроорганизмов. Данный метод уже используется для обеззараживания воздуха в

больничных помещениях [16]. Однако, его применение на МКС с этой целью не может быть осуществлено без дополнительных исследований, подтверждающих, что данный метод безопасен в условиях МКС.

4. Инактивировать микроорганизмы можно также при помощи специальных химических веществ, подавляющих жизнедеятельность биологических объектов – биоцидов. К таким веществам относят различные дезинфектанты (кислородактивные соединения, хлорактивные соединения, катионные поверхностно-активные вещества, альдегиды, спирты, фенол и его производные, различные неорганические и органические кислоты [17]), а также озон и новое дезинфицирующее вещество «Велтогран» [2]. Механизм избавления от микроорганизмов состоит в распылении данных веществ или пропитывании ими специальных фильтров и их губительном воздействии на микроскопические формы жизни. Однако данный способ является опасным для самого человека из-за токсичности применяемых веществ, поэтому использовать его на МКС можно только при существовании эффективной системы очистки воздуха от данных соединений. Также микроорганизмы могут обладать устойчивостью к определённым биоцидам или развить её со временем, что снижает эффективность данного метода. Нельзя забывать и о том, что при использовании биоцидов в космосе и, в особенности, в межпланетных полетах, выбранные вещества должны быть эффективными в низких концентрациях для уменьшения их массы и, как следствие, общей полезной нагрузки. В качестве альтернативного варианта, для решения проблемы с лишним грузом, биоциды могут синтезироваться в полете. Примером такого биоцида может быть озон [18]. В этом случае будет необходимо предпринять соответствующие меры защиты, так как газообразные и летучие соединения на борту МКС будут создавать потенциальный риск для безопасности членов экипажа в ситуации случайного выброса опасного химического вещества.

Исходя из анализа существующих способов инактивации микроорганизмов в воздухе, для применения на МКС подходит метод электропорации, так как он обладает высокой эффективностью инактивации всех видов микроорганизмов, не вызывает развития устойчивости к применяемому воздействию, требует минимального времени действия для получения нужного результата, не требует использования дополнительных веществ и относительно безопасен для человека, в том числе при применении в замкнутом пространстве. Однако вместе с методом электропорации также можно применять фотокатализ для разложения уцелевших остатков микроорганизмов до CO_2 и H_2O при условии безопасности использования этого метода на МКС, что требует дополнительных исследований. Данная комбинация не только повысит эффективность работы устройства, но и обеспечит безотходность процесса очистки воздуха от микроорганизмов.

Борьба с микроорганизмами в воде и на поверхностях:

Основную опасность представляют биоплёнки. Заселение микроорганизмами происходит в следствии постоянного взаимодействия с человеком, поэтому полное уничтожение биопленок в большинстве случаев, в условиях МКС, не представляется возможным [10]. В настоящий момент ведется работа над контролем роста биопленок для смягчения негативных последствий микробного загрязнения различных систем МКС, а также, в перспективе, в системах космических кораблей для межпланетных полетов.

В соответствии с этой стратегией требуется поддерживать контроль микробного загрязнения в системах при начале их работы, а не пытаться восстановить контроль над ростом с помощью методов разрушения и/или отсоединения уже существующей биопленки. Таким образом, обнаружение и мониторинг загрязненности среды необходимы для поддержания соответствующих функций жизнеобеспечения.

Так как для образования биопленок бактериям требуется определённый уровень влажности, возникает необходимость контроля данного параметра микроклимата на борту МКС.

На Земле для борьбы с образованием биопленок используют биоциды. Проблемы использования данных веществ описывались выше в методах борьбы с микроорганизмами в воздухе.

Перспективным является использование поверхностных покрытий для предотвращения образования биопленки. На текущий момент существует множество исследований контроля биопленок в различных средах с применением данной технологии, однако существует ряд нерешенных вопросов, не позволяющих её применять к космическим полетам. Одной из проблем покрытий из антибактериальной пленки является их непродолжительный срок службы. Другой вопрос связан с длительной механической и химической стабильностью покрытий. Несмотря на то, что некоторые экземпляры дают многообещающие результаты в краткосрочной перспективе [19], химическая и физическая стабильность этих покрытий изменяется с течением времени, что снижает эффективность и не позволяет использовать их в космосе.

Методы использования ультрафиолетового (УФ) излучения для очистки поверхностей от биопленок неоднократно рассматривались для обеззараживания городских водостоков. В некоторых городах применяется связка из двух методов очистки воды: ультрафиолета и хлорирования. Одним из таких городов является, например, Санкт-Петербург [20]. Исследования по оценке физических и комбинированных методов дезинфекции, а именно импульсного УФ - излучения в сочетании с аэрозолем перекиси водорода показали значительное снижение количественного содержания микроорганизмов [21]. При этом одним из основных преимуществ УФ обеззараживания является отсутствие изменений в свойствах воды, однако нельзя забывать и об устойчивости некоторых микроорганизмов к УФ-поток даже при воздействии солнечной радиации [22]. Поэтому для контроля роста биопленок следует использовать ультрафиолетовое излучение только в комбинации с каким-либо другим методом защиты, как и в случае с обеззараживанием воздуха.

Одним из новых подходов, изучающихся для контроля биопленок, является подход, направленный на индуцирование их отслоения. В процессе образования биопленок бактерии проходят несколько стадий развития: «прикрепительная» стадия, агрегация, созревание и дисперсия (разрушение или отслоение биопленки) [23]. Когда, в ходе стадии дисперсии, бактерии покидают биопленки и возвращаются в планктонный режим роста, их чувствительность к противомикробным препаратам возвращается. Таким образом, индуцировав отслоение биопленки, можно с помощью антимикробных веществ, например, «Велтогран» [2], добиться уничтожения вредоносных микроорганизмов. Примером искусственного запуска процесса дисперсии может служить добавление некоторых питательных веществ (например, сукцината), которые стимулировали отслоение у бактерии *Pseudomonas aeruginosa* [24]. Однако для космических миссий более актуальной является потенциальная роль голодания (искусственное ограничение количества питательных для бактерий веществ), поскольку несколько исследований показывают, что голодание также вызывает отслоение биопленок [25, 26]. Однако целенаправленных исследований по вызову дисперсии биопленок на МКС на текущий момент, на сколько известно авторам статьи, не проводилось.

Помимо биопленок, большую опасность представляют микроскопические грибки. В отличие от других микроорганизмов грибки более устойчивы к ионизирующему излучению, например, к ультрафиолетовому, способны выдерживать экстремальные температуры и способны находиться в условиях с низкой степенью влажности. Такая устойчивость делает обеззараживание поверхностей от грибов наиболее затруднительным процессом. В настоящее время для поддержания функциональности и безопасности окружающей среды космических кораблей члены экипажа придерживаются регулярных графиков обработки рабочих поверхностей специальными дезинфицирующими веществами. Для эффективной очистки поверхностей от грибов, необходимо проводить исследования по изучению видового состава и динамики микроорганизмов, а также для оценки их биокоррозионной способности и уровня опасности возникновения чрезвычайных ситуаций. Для этого на борту МКС используется специальная укладка «Биопробы», которая предназначена для отбора проб с различных внутренних поверхностей станции, их хранения и доставки на Землю с целью проведения микробиологического анализа [7].

Все рассмотренные методы борьбы с микроорганизмами приведены в табл. 1.

Таблица 1
Методы борьбы с микроорганизмами

Объект воздействия	Методы воздействия	Преимущества метода	Недостатки метода
Воздух	Электропорация	Скорость воздействия, инактивация всех видов микроорганизмов, высокая эффективность, безопасность для человека	Узкий спектр применения
Воздух, вода, поверхности	Ультрафиолетовое излучение диапазона 205 -315 нм	Относительная простота и небольшие размеры устройства, относительная безопасность человека, широкий спектр применения	Разная чувствительность микроорганизмов к УФ, наличие устойчивых к УФ излучению микроорганизмов, возможность развития устойчивости
Воздух, вода	Фотокатализ на TiO_2 под действием ультрафиолетового излучения	Инактивация всех видов микроорганизмов, высокая эффективность, безопасность для человека, безотходность	Длительность воздействия для инактивации микроорганизмов, возможная опасность использования TiO_2 на МКС
Воздух, вода, поверхности	Химическое воздействие биоцидов	Широкий спектр применения, относительная простота технического устройства	Опасность для человека, наличие устойчивых к биоцидам микроорганизмов, возможность развития устойчивости, необходимость доставки/возобновления и хранения применяемых веществ
Поверхности	Применение антибактериальных покрытий	Предотвращение образования биоплёнки	Непродолжительный срок службы, химическая и физическая нестабильность при длительном использовании
Поверхности	Индукция отслоения биоплёнки	Устранение уже образовавшейся биоплёнки	Необходимость доставки/возобновления и хранения применяемых веществ

Заключение. На основе проведённого исследования авторы предлагают следующие перспективные методы борьбы с микроорганизмами на борту МКС: для очистки воздуха - комбинация методов электропорации и фотокатализа, которая обеспечит высокую

эффективность процесса инактивации микроорганизмов и его безотходность (применение метода фотокатализа в условиях МКС требует дополнительных исследований, доказывающих его безопасность); для очистки воды и поверхностей от биоплёнок - метод индуцирования отслоения биоплёнки за счёт голодания бактерий, то есть искусственного ограничения количества питательных веществ; для очистки поверхностей от грибов – обработка рабочих поверхностей специальными дезинфицирующими веществами, подходящими для использования в условиях замкнутого пространства МКС.

Применение вышеперечисленных методов обеспечит наиболее полную возможную на данный момент защиту международной космической станции от микроорганизмов.

Библиографический список

1. Эксперимент «Микробиологический мониторинг» [Электронный ресурс] // Координационный научно-технический совет. 2019; URL: https://tsniimash.ru/science/scientific-experiments-onboard-the-is-rs/cnts/experiments/mikrobiologicheskij_monitoring/ (дата обращения: 17.03.2021).
2. Поддубко С. В., Новикова Н. Д., Зарубина К. В. и др. Результаты мониторинга санитарно микробиологического состояния среды обитания модулей МКС // Идеи К. Э. Циолковского в инновациях науки и техники. Материалы 51-х Научных чтений памяти К. Э. Циолковского. Калуга: ИП Стрельцов И.А. (Изд-во «Эйдос»). 2016. С. 179 – 180.
3. ГОСТ Р 50804-95. Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом аппарате. Общие медико-технические требования. М.: 1995.
4. International Space Station Medical Operations Requirements Documents (SSP 50260 MORD). May. 2000.
5. Новикова Н. Д. Длительные космические полеты человека и проблемы микробиологической безопасности [Электронный ресурс] // ИМБП РАН / Подборка публикаций о ИМБП за 2001 год; URL: http://www.imbp.ru/webpages/win1251/Articles/2001/micro_org.html (дата обращения: 17.03.2021).
6. Рыкова М. П. Адаптационные процессы в системе иммунитета человека при воздействии факторов космического полета: автореферат диссертации на соискание учёной степени доктора медицинских наук: 14.03.08. М., 2013. 49 с.
7. Алехова Т. А., Александрова А. В., Загустина Н. А. и др. Микроскопические грибы на российском сегменте международной космической станции // Микология и фитопатология. 2009. Т. 43., №. 5. С. 9 – 19.
8. Строганов В. Ф., Сагадеев Е. В. Биоповреждение строительных материалов: учеб. пособие. Казань: Изд-во Казанск. гос. архитект.-строит. ун-та, 2018. 61 с.
9. Люсова Л. Р., Ильин А. А., Шибряева Л. С. Способы борьбы с биоплёнками на поверхности полимерных материалов // Тонкие химические технологии. 2018. Т. 13. № 6. С. 5 – 27.
10. Novikova N. D. Review of the Knowledge of Microbial Contamination of the Russian Manned Spacecraft // Microbial Ecology. 2004. V. 47. No. 2. P. 127 – 132.
11. Рыбальченко О. В., Орлова О. Г., Вишневская О. Н. и др. Особенности формирования бактериальных биопленок в условиях космического полета // Журнал микробиол. 2016. № 6. С. 3 – 10.
12. Новикова Н. Д., Поддубко С. В., Дешевая Е. А. и др. Итоги и перспективы использования технологии микробиологической очистки воздуха с помощью установок «Поток» в космической медицине // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2016. Т. 50. № 3. С. 10 – 16.
13. Р 3.5.1904-04 Использование ультрафиолетового бактерицидного излучения для обеззараживания воздуха в помещениях. М.: 2004.

14. *Лаврентьева Л. В., Авдеев С. М., Соснин Э. А.* и др. Бактерицидное действие ультрафиолетового излучения эксимерных и эксиплексных ламп на чистые культуры микроорганизмов // Вестн. Том. гос. ун-та. Биология. 2008. №2 (3) С. 18 – 27.
15. *Курьлев В. В., Владимиров С. Н.* Принципы очистки воздуха от газообразных загрязнителей фотокатализаторами на основе TiO_2 // Фундаментальные исследования. 2014. № 8-2. С. 305 – 310.
16. *Наголкин А. В., Володина Е. В., Загидулло М. Ф.* и др. Современные научные и практические тенденции в области обеззараживания воздуха в медицинских организациях // ЗНиСО. 2016. №2 (275). С. 148 – 150.
17. *Шестопалов Н. В., Пантелеева Л. Г., Соколова Н. Ф.* и др. Федеральные клинические рекомендации по выбору химических средств дезинфекции и стерилизации для использования в медицинских организациях. М.: 2015. 67 с.
18. *Морозова Е. М.* Исследование способа обеззараживания сточных вод с помощью озона // Журнал университета водных коммуникаций. 2011. С. 162а – 16.
19. *Тапальский Д. В., Осипов В. А., Сухая Г. Н.* и др. Биосовместимые композиционные антибактериальные покрытия для защиты имплантатов от микробных биопленок // Проблемы здоровья и экологии. 2013. №2 (36). С. 129 – 134.
20. *Косточенко С. В., Ткачев А. А., Фроликова Т. Н.* УФ-технологии для обеззараживания воды, воздуха и поверхностей: принципы и возможности // Эпидемиология и вакцинопрофилактика. 2020. № 5. С: 112 – 119.
21. *Поддубко С. В.* Обоснование путей и способов защиты оборудования орбитальных станций от микробиологических повреждений: диссертация на соискание ученой степени кандидата биологических наук: 14.00.32. М.: 2007. 144 с.
22. *Понизовская В. Б., Дьяков М. Ю., Антропова А. Б.* и др. Влияние условий космического полёта на жизнеспособность микромицетов // Вестник Московского университета. Серия 16. Биология. 2017. №1. С. 9 – 15.
23. *Глушанова Н. А., Блинов А. И., Алексеева Н. Б.* Бактериальные биопленки в инфекционной патологии человека. // Медицина в Кузбассе. 2015. № Спецвып. 2. С. 30 – 35.
24. *Sauer K., Cullen M. C., Rickard A. H.* et al. Characterization of Nutrient-Induced Dispersion in *Pseudomonas aeruginosa* PAO1 Biofilm // Journal of Bacteriology, 2004, Vol. 186, No. 2. P. 7312 – 7326.
25. *Petrova O. E., Sauer K.* Escaping the biofilm in more than one way: desorption, detachment or dispersion // Current Opinion in Microbiology. 2016. Vol. 30. P. 67 – 78.
26. *Kim S. K., Lee J. H.* Biofilm dispersion in *Pseudomonas aeruginosa* // Journal of Microbiology 54, 2016. P. 71 – 85.

УДК 66.092-977

ПРОЦЕССЫ ПИРОЛИЗА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

Н. В. Храпко, П. В. Матвеев

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

На сегодняшний день человечество столкнулось с множеством экологических проблем, среди которых: загрязнение окружающей среды (ОС) и угроза дефицита природных ресурсов. Решение проблемы загрязнения ОС заключается в очистке выбросов и сбросов, а также в снижении их количества и объемов отходов, размещаемых в природной среде, в том числе, за счет создания замкнутых производственных циклов. Эта проблема решается за счет

использования возобновляемых источников энергии. Универсальным подходом в решении всех этих проблем может стать использование процесса пиролиза в различных технологических областях. Данный процесс позволяет перерабатывать уже накопленные и вновь образующиеся отходы с рекуперацией полезных продуктов. Внедрение данной технологии в некоторые процессы довольно легко сочетается с использованием замкнутых производственных циклов.

1. Пиролитическая утилизация пластиковых и каучуксодержащих отходов

Пиролиз отходов – высокотемпературное разложение многих видов органических и неорганических отходов в инертной среде при недостатке кислорода с выделением жидких, твердых и газообразных продуктов, а также тепла, которые могут быть использованы в дальнейшем. Пиролиз признается наиболее эффективным и экологически дружелюбным методом переработки твердых коммунальных отходов (ТКО). [1] Это объясняется следующими преимуществами технологии пиролиза:

- снижение образование диоксинов и фуранов в бескислородной инертной среде;
- продукты пиролиза могут использоваться как топливные компоненты и как сырьё для получения некоторых химических веществ;
- уменьшение объемов и обеззараживание ТКО с незначительными выбросами загрязняющих веществ;
- простой процесс подготовки отходов к утилизации.

Благодаря характерному признаку пиролиза – недостатку кислорода при термическом разложении, а также широкому диапазону температур при которых проводится пиролиз, отходы самого процесса пиролиза менее токсичны и легче поддаются рециклингу и рекуперации.

Был рассмотрен пиролиз наиболее распространенных в России ТКО – пластиковых и каучуксодержащих отходов на экспериментальной пиролитической установке. Для исследования продуктов пиролиза нами была создана экспериментальная установка, где процесс пиролиза осуществляется в двух последовательно расположенных реакторах – основном (камерном) и вторичном (трубчатом) реакторе, для более полного процесса разложения.

Исследование влияния температуры (400 °С, 450 °С и 500 °С) на двухстадийное (пиролизер и риформинг) разложение пластиковых отходов в топливо показало, что повышение температуры пиролиза увеличивает объем неконденсируемого газа (30 – 58 мас.%) и уменьшает объем конденсатов (70 – 42 мас.%) в режимах, как термического, так и каталитического пиролиза (рис. 1).

Из диаграммы видно, что при температуре пиролиза 400 °С продукты пиролиза содержат 67,4 % жидкой фазы, 29,9 % газовой фазы и 1,7 % твердого остатка. При температуре пиролиза 500 °С продукты пиролиза содержат 41,9 % жидкой фазы, 58,0 % газовой фазы и 0,1 %.

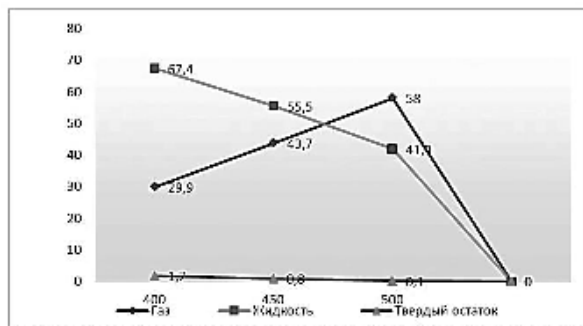


Рис. 1. Влияние температуры на двухстадийное разложение пластиковых отходов

Полученные продукты разложения:

1. пиролизный газ в состав которого входят CO , CO_2 , N_2 , C_mH_n , H_2 , O_2 . Газ может быть использован частично для обеспечения работы установки пиролиза и для синтеза химических веществ из непредельных углеводородов (метанол, аммиака, оксоспиртов [2]);

2. пиролизное масло (в зависимости от фракции, может быть использовано для получения печного или дизельного топлива, компонентов бензина, для синтеза химических веществ);

3. твердый остаток (4 – 5 класс опасности, можно использовать в качестве добавки при производстве пластика и резины, в производстве строительных материалов, в качестве сорбента и пр.);

4. тепло (можно использовать для нужд теплоснабжения производства и горячего водоснабжения).

Использование железа и никеля в качестве катализатора продемонстрировало хорошие характеристики для получения обогащенного водородом синтез-газа и увеличение доли газообразного продукта с 13% до 63,5% из моделируемой смеси отходов пластмасс [2]. Газообразное топливо можно использовать для нагрева пиролизных котлов или в качестве синтез-газа для получения разнообразных химических продуктов и полимеров.

Термический пиролиз дает в основном дизельные жидкостные фракции, в то время как каталитический пиролиз (с использованием у-цеолита и MgCO_3) давал повышенные доли бензиновых и фракций [3].

2) Пиролитические методы получения функциональных пленок

Процессы пиролиза в настоящее время приобретают всё более широкое использование не только для утилизации органических отходов, но и для получения тонких пленок различного функционального назначения.

Нами изучена наиболее экономичная и безопасная технология нанесения тонкопленочных функциональных покрытий с использованием процессов пиролиза. Экстракционно-пиролитическая технология заключается в экстракции неорганических элементов (металлов) из органических растворов (карбоновых кислот) с последующим нанесением на подложку и пиролизом для разложения органической составляющей и закрепления оксидной пленки на поверхности. Используемые вещества – неорганические соли металлов и органические экстрагенты не являются токсичными. Выделяемые в процессе пиролиза газы, в основном состоят из CO_2 , и после адсорбции могут быть подвержены рекуперации для синтеза, например, муравьиной кислоты.

Процессы пиролиза растворов экстрактов (карбоксилатов металлов) изучены методом дифференциальной термогравиметрии (ДТА). Установлено, что процесс пиролиза протекает в три этапа: на первом этапе при 130 °С происходит удаление химически связанной воды; на втором этапе при температуре 230–290 °С происходит удаление избытка экстрагента; последний этап протекает при 350–450 °С – деструкция углеводородных радикалов. Состав выделяемых газов и их количественное соотношение установлено методом газовой хроматографии. Основными продуктами термического разложения является CO_2 (86 %), CO (8 %) и менее 1 % – различные простые эфиры и спирты. Все газообразные вещества необходимо улавливать с помощью жидких абсорбентов или твердых адсорбентов с последующей регенерацией карбоновых кислот.

Поскольку температура разложения экстрагируемых соединений различного состава в основном определяется процессом деструкции углеводородных радикалов, смеси экстрагируемых соединений разлагаются в узком интервале температур (350–400 °С). Окончательное удаление углерода при пиролизе происходит при температуре около 450 °С. В процессе термического разложения на подложке формируется слой оксидов металлов, находящихся в аморфно-кристаллическом состоянии, которое характеризуется значительным запасом энергии. Поэтому формирование сложных оксидов и переход в кристаллическое состояние происходит значительно быстрее и при меньших температурах, чем при твердофазном синтезе.

В частности, из растворов экстрактов титана, индия, олова были получены пленки диоксида титана TiO_2 и оксида индия олова ИТО, которые затем нанесены на подложку методом накатывания и подвержены термической обработке с получением сложнооксидных пленок [4]. Такие покрытия могут быть использованы для создания солнечных элементов. Полученные пленки показали достаточную адгезионную стойкость, но недостаточную равномерность распределения вследствие нанесения покрытия вручную и размещения в печи в вертикальном состоянии (определялось параметрами печи). Это легко исправляется процессом сушки в горизонтальном положении, поскольку органические экстракты – карбоксилаты металлов – склонны к самоорганизации на твердой поверхности.

Экстракционно-пиролитическая технология рассмотрена нами для получения солнечной ячейки Гретцеля - многослойной тонкопленочной системы из соединенных между собой стеклянных подложек и электролитом между ними [5]. Схема ячейки представлена на рис. 2.

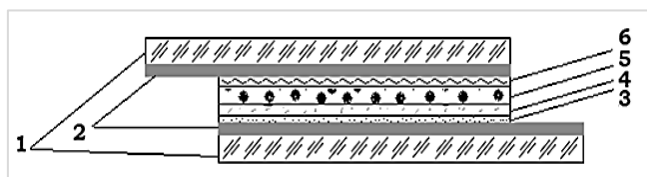


Рис. 2. Структура фотохимической солнечной ячейки с использованием раствора, полученного по экстракционно-пиролитической технологии:

- 1 – стеклянные подложки; 2 – проводящее покрытие; 3 – «компактный» слой TiO_2 ;
4 – «мезопористый» слой TiO_2 ; 5 – «рассеивающий» слой TiO_2 , sensibilizированный красителем;
6 – жидкий электролит

В качестве электролита использовался раствор KJ/J_2 , в качестве подложек использовалось стекло. Такие ячейки продемонстрировали КПД равный 5,5 – 6,1%.

Солнечные элементы Гретцеля могут заменить дорогостоящие кремниевые батареи, которые предназначены в основном для использования в космосе. Производство кремния сопряжено с образованием большого количества токсичных отходов и использованием следующих элементов: бор, мышьяк, арсенид, галлий, медь, кадмий, теллурид и селен.

Процессы пиролиза металлоорганических прекурсоров удешевляют технологии нанесения тонких пленок, поскольку не используют вакуумных систем, и относятся к ресурсо- и энергосберегающим методам.

Функциональные покрытия широко применяются в качестве упрочняющих, светоотражающих, проводящих и диэлектрических материалов при изготовлении печатных плат, элементов интегральных схем в микроэлектронике, оптоэлектронике. При этом область применения металлических и диэлектрических пленок расширилась на большие объекты, в частности покрытие стекол, медицинских инструментов, деталей машин и механизмов. Это требует разработки новых экономичных безвакуумных методов нанесения твердых оксидных покрытий. Этим требованиям отвечают растворные пиролизные технологии [6].

Технологии пиролиза могут применяться в различных областях промышленности. Она может быть использована как для переработки материалов, утративших свои потребительские свойства, так и для синтеза коммерческих продуктов и новых материалов. С помощью данной технологии можно получать энергию из отходов и возобновляемых источников энергии – солнечных элементов. Необходимо продолжить изучение данной технологии для внедрения ее во всех производственных циклах, в которых такая энергия может стать альтернативой менее экологичным процессам.

Научные руководители – д. т. н., профессор Т. Н. Патрушева, к. т. н., доцент С. К. Петров.

Библиографический список

1. *Patrusheva T. N.* Green technologies for the pyrolytic disposal of plastics(Article) / T.N. Patrusheva, T.V. Logunova, S.G. Marchenkova, N.N. Khrapko, and etc. // Journal of Advanced Research in Dynamical and Control Systems. 2020. Volume 12, Issue 7 Special Issue. P. 1009 – 1012.
2. *Петров С. К., Патрушева Т. Н., Матвеев П. В., Брыков Н. А.* Пиролиз полимерных отходов. СПб.: Изд-во «НИЦ АРТ», 2020. 79 с.
3. *Брыков Н. А., Матвеев П. В., Патрушева Т. Н., Борцова С. С.* Технологии экологически безопасной утилизации полимерных материалов: учебное пособие. СПб.: Изд-во «НИЦ АРТ», 2020. 77 с.
4. *Храпко Н. Н., Патрушева Т. Н., Петров С. К.* Экологически безопасное производство функциональных покрытий // Материалы Всероссийской научно-практической конференции «Химия. Экология. Урбанистика». Том 1. Пермь: Издательство Пермского национального исследовательского политехнического университета, 2020. С. 235 – 238.
5. *Патрушева Т. Н.* Технологии изготовления компонентов оксидных солнечных батарей: монография. Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2015. 328 с.
6. *Патрушева Т. Н.* Растворные пленочные технологии. Современные технологии микро- и нанoeлектроники: учебное пособие. Красноярск: ИПК СФУ, 2010. 304 с.

УДК 66.074.1/2

МЕТОДЫ УТИЛИЗАЦИИ ГАЗОВЫХ ВЫБРОСОВ

Н. В. Храпко

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

Деятельность человека является основным фактором загрязнения атмосферы вредными веществами. Промышленные газы, ежедневно поступающие в окружающую среду, отрицательно влияют на здоровье людей и климат планеты. Хлор и оксид азота, содержащиеся в промышленных выбросах, признаются основной причиной разрушения озонового слоя. Выбросы парниковых газов способствуют глобальному потеплению и изменению климата. Оксиды серы и азота, поступающие в атмосферу с выбросами предприятий топливно-энергетического комплекса и заводов химической и металлургической промышленности, возвращаются кислотными дождями, негативно влияющими на растения.

Вредные примеси, загрязняющие воздух, воздействуют не только на легкие людей, накапливаясь в нижних слоях атмосферы, они попадают в воду и почву, отравляют их, попадают в растения и далее по пищевой цепочке в пищеварительный тракт людей, распространяются по всему организму и негативно влияют на него. По данным ВОЗ во всем мире на долю загрязнения атмосферного воздуха приходится: 29% всех случаев болезни и смерти от рака легких; 17% всех случаев болезни и смерти от острых инфекций нижних дыхательных путей; 24% всех случаев смерти от инсульта; 25% всех случаев болезни и смерти от ишемической болезни сердца; 43% всех случаев болезни и смерти от хронической обструктивной болезни легких [1].

Ограничение поступления вредных веществ в атмосферу наиболее важная задача на сегодняшний день. Это может быть обеспечено качественной очисткой и обезвреживанием отходящих промышленных газов.

В составе отходящих газов, образующихся при функционировании топливно-промышленного комплекса, вредными считаются различные химические соединения, а также летучая зола, которая оказывает значительную долю влияния на снижение качества

атмосферного воздуха и ухудшения здоровья людей. Наиболее вредные соединения образуются при функционировании предприятий, отнесенных к I категории по степени негативного воздействия на окружающую среду (НВОС). К объектам НВОС I категории относятся предприятия чёрной и цветной металлургии, нефте- и газодобывающие, угле- и горнодобывающие, а также перерабатывающие предприятия, объекты обогащательной промышленности, предприятия энергетического комплекса и химической промышленности [2]. К объектам НВОС I категории также относятся крупные мусоросжигательные заводы. Обеспечение этих предприятий системами очистки газовых выбросов, относящихся к наилучшим доступным технологиям, повысит уровень их экологической безопасности. Наиболее вредные компоненты выбросов предприятий I класса опасности приведены в таблице 1.

Таблица 1
Компоненты выбросов предприятий I класса опасности

Предприятия по добыче и переработке нефти и газа [2,3]	Предприятия топливно-энергетического комплекса [2,4,5]	Предприятия химической промышленности [2,6]	Угле- и горнодобывающая обогащательная промышленность [2,7,8]	Сжигание ТБО
Сульфаты	Оксиды азота (NO _x)	Диоксид серы (SO ₂)	Пыль (угольная пыль, неорганическая пыль с содержанием SiO ₂)	Пыль (летучая зола)
Неметановые летучие органические соединения (НМЛОС) (спирты, альдегиды, алканы, ароматические углеводороды, кетоны и их галогенированные производные)	Сульфаты	Специфические загрязняющие вещества (бензол, ксилол, толуол, меркаптан, 1,3-бутадиен, ацетон, бутилацетат, дихлорэтан, нафталин, этилацетат)	Оксиды металлов (Fe, Mg, Mn, Zn, Cu, Ni, Pb, Sb, Bi, Se, As, Be, Cd, Cr, Co, Mo)	Тяжелые металлы (Hg, Cd, Pb, Cr, Ni, As, Mn, Co и т.д.)
Оксид углерода (CO)	Диоксид серы (SO ₂)	Оксиды азота (NO _x)	Соединения кремния, кальция и углерода	Оксид углерода (CO)
Органические пыли (алифатические и ароматические углеводороды, соли кислот)	Аммиак (NH ₃)	Соединения фосфора, ртути и металлоорганические соединения	Тяжелые металлы: V, Cu, Fe, Mn, Ni, Pb, Cr, Zn, Cd, Hg	Кислоты (хлористый водород (HCl), фтористый водород (HF) и т.д.)
Диоксид углерода (CO ₂)	Сажа	Летучие органические соединения (ЛОС)	Асбест	Диоксид серы (SO ₂)
Оксид серы (SO ₂)	Хлор (Cl ₂)	Сульфаты	Бензол	Оксиды азота (NO _x)
Оксиды азота (NO _x)	Метан (CH ₄)	Хлор (Cl ₂) и его производные	Бенз(а)пирен (C ₂₀ H ₁₂)	Оксиды ванадия (VO)
Метан (CH ₄)	Бенз(а)пирен (C ₂₀ H ₁₂)	Кислоты (серная (H ₂ SO ₄) соляная (HCl))	Метан (CH ₄)	Диоксины и фураны (хлорорганические соединения)

Среди методов очистки газовых выбросов можно выделить следующие.

Рециркуляция газов – это относительно дешевый и простой в исполнении метод, широко применяемый в настоящее время, для снижения концентрации оксидов азота в отходящих газах на 70-80%. [9] Сущность метода заключается в повторном использовании утилизируемых газов в качестве инертной среды. Остаточный газ может быть собран в специализированные контейнеры для последующего повторного использования. Рециркуляция особенно предпочтительна с экономической точки зрения, когда речь идет о газах высокой стоимости или когда утилизация таких газов дорога из-за их природы или количества. Такая технология обращения с отходящими газами не только экономически выгодна и способствует снижению негативного воздействия на окружающую среду, но и способствует сохранению ресурсных материалов.

При обращении с повторно используемыми газами необходимо соблюдать следующие меры безопасности:

1. обращением с продуктами наполнения контейнеров должен руководить квалифицированный инженерно-технический персонал, обладающий необходимыми компетенциями в этой области;

2. сжиженные газы могут быть перемещены в рекуперационный контейнер в жидкой фазе, который затем опорожняется либо путем создания давления в контейнере совместимым инертным газом, либо путем откачки, либо путем создания градиента давления насыщенных паров;

3. избегать контакта контейнеров или трубопроводов из углеродистой стали с криогенными жидкостями, поскольку этот материал может стать хрупким уже при температурах ниже 20 °С;

4. следить за чистотой продукта, подлежащего переработке, т.к. это влияет на безопасность эксплуатации оборудования в процессе переработки, или последующего использования переработанного материала;

5. не допускать переполнения резервуаров при операциях со сжиженными газами;

6. при работе с газами, которые могут полимеризоваться или разлагаться, необходимо контролировать чистоту продукта, его стабильность и процент содержания в нем стабилизатора.

Сорбционные методы (абсорбция/адсорбция/хемосорбция) очистки газовых выбросов являются наиболее эффективными для удаления некоторых реакционноспособных газов. Это может быть достигнуто путем абсорбции – поглощение газов жидкостями, адсорбции – поглощения газов твердотельными веществами или химической реакции газов с определенными веществами с образованием новых веществ. Полученные растворы и/или суспензии, а также прочие продукты могут быть менее вредными и более удобными для утилизации, чем исходные отходящие газы. К тому же, такие методы позволяют извлекать из газов некоторые ценные вещества и использовать их повторно.

Выбор поглощающей/реагентной среды и используемого оборудования будет зависеть от ряда факторов, среди которых: реакционная способность абсорбента с отходящим газом; количество отработанного газа, подлежащего удалению, и количество операций по удалению; простота обращения с отработанным абсорбентом. Эти факторы должны учитываться при выборе абсорбционной/реагентной среды и метода абсорбции.

Метод выгрузки в твердотельный адсорбер рекомендуется при наличии подходящего твердого адсорбента, для оптимальной адсорбции газа. Удаляемый газ подается в технологический аппарат, содержащий слой твердого адсорбента. Газ можно подавать напрямую или через вытяжной шкаф / вытяжку.

Факторы, которые необходимо учитывать при определении размера твердотельного адсорбера, включают: требуемый уровень утилизации; количество отработанного газа, подлежащего утилизации; допустимая частота смены/регенерации адсорбента. Эти факторы будут определять динамическую и статическую емкость выбранного адсорбента. Система

распределения обеспечивает равномерность распределения отработанного газа в слое адсорбента. Плохое распределение отработанного газа снижает эффективность процесса.

Размер адсорбирующих частиц является важным фактором при определении конструкции твердотельного адсорбера. Как правило, мелкие частицы дают большую площадь контакта и, следовательно, большую эффективность поглощения, однако, небольшие размеры частиц могут привести к засорению технологических систем или к большим перепадам давления.

Необходимо контролировать поток входящего отработанного газа и концентрацию удаляемого газа на выходе из адсорбера. Также необходимо проводить мониторинг температуры адсорбера.

Система подачи потока с регулятором давления должна быть установлена в подаче отработанного газа, чтобы поток газа можно было согласовать с емкостью твердотельного адсорбера. Если это практически возможно, следует использовать установку для продувки инертным газом.

Удаление газов с использованием скрубберов также широко используется. Скруббер - аппарат для промывки газов жидкостью, относящийся к мокрым газоочистным устройствам. На рисунке 1а представлена схема прямого выброса в простой скруббер. Удаляемый газ подается непосредственно в абсорбирующий химикат. Этот метод можно применять при наличии такого абсорбирующего химического вещества, которое хорошо поглощает газ или реагирует с ним.

Для повышения эффективности данного метода нужно максимизировать контакт отходящего газа с абсорбирующим химическим веществом. Это может быть достигнуто путем установки газовой форсунки на выходе из трубы, погруженной в абсорбирующее химическое вещество (2) (для уменьшения размера пузырьков газа) и/или путем погружения трубы в слой крупнозернистого песка (1) на дне сосуда скруббера (рис. 1а).

Рекомендуется добавлять всасывающую ловушку (8) перед резервуаром скруббера. В схеме можно также предусмотреть установку смотрового стекла (3) для контроля за ходом процесса. Должна быть предусмотрена система продувки инертным газом (6) через обратный клапан (5).

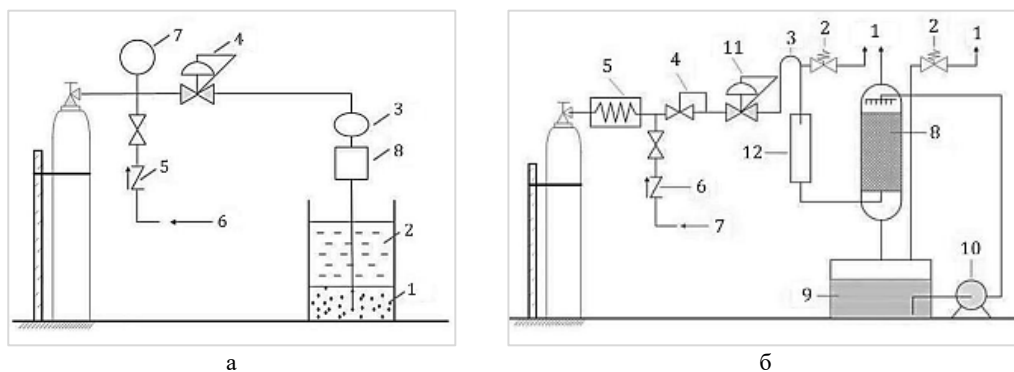


Рис. 1. Схема прямого выброса в простой скруббер (а) и в противоточный скруббер (б) [10]

На рисунке 1б представлена схема выброса в противоточный скруббер. Этот метод рекомендуется в тех случаях, когда имеется подходящий абсорбент или реагирующий химикат (9), а также в тех случаях, когда существует необходимость в постоянной утилизации. В ходе процесса важными параметрами являются: расход отработанного газа; эффективность абсорбирующего химического вещества (например, рН); концентрация отработанного газа на выходе из скруббера; температура химического адсорбента.

Барометрическое колено (3) — это устройство, предотвращающее обратное всасывание абсорбирующего химического вещества на линии подачи газа в скруббер. Система подачи потока отработанного газа, при необходимости с регулятором давления (11), предназначена

для регулирования расхода газа и согласования его с производительностью скруббера. Должна быть использована установка для продувки инертным газом (7). Отвод газа из выходного отверстия скруббера должен осуществляться в безопасное, хорошо проветриваемое место вдали от персонала. При обращении с легковоспламеняющимися газами необходимо предусмотреть взрыво- пожаробезопасность технологического процесса.

Утилизация газов путем дожигания происходит путем подачи удаляемых газов в зону горения (факел). Благодаря высоким температурам многие легковоспламеняющиеся газы сгорают с образованием практически безвредных продуктов сгорания. Этот метод рекомендуется для легковоспламеняющихся газов, которые могут быть полностью сожжены с образованием нетоксичных продуктов.

Важно контролировать характеристики пламени с целью обеспечения необходимой реакции. Это можно обеспечить путем визуального наблюдения и/или измерения температуры. Контролировать пламя можно регулированием скорости потока газа. Удаляемый газ подается в горелку и сжигается с окислителем (обычно с кислородом воздуха). Топливный газ подается через форсунку и смешивается с окислителем перед сжиганием. Окислитель можно либо впрыскивать из внешнего источника под давлением, либо втягивать в поток топливного газа (горелка Бунзена). Обычно горелки, которые требуют добавления окислителя под давлением, имеют более широкий диапазон применения, за счёт удобства регулирования соотношения между окислителем и горючим. Желательно использовать горелки с избытком окислителя, чтобы минимизировать образование продуктов неполного сгорания, таких, например, как оксид углерода.

Так как данным методом утилизируются легковоспламеняющиеся газы, необходимо продувать систему дожигания инертным газом для удаления воздуха перед запуском в работу и для удаления горючего газа после завершения процесса дожигания.

При утилизации таким методом сжиженных газов их необходимо сначала перевести в газовую фазу в специальном устройстве (нагреватель/испаритель), чтобы в горелку подавалась только газовая фаза. При использовании испарителя для газификации сжиженных газов, нужно предусмотреть установку в систему дополнительного устройства для сброса избыточного давления.

Система датчика пламени прекращает подачу утилизируемого газа в случае срыва пламени. Предохранительное устройство, выполняющее функции пламегасителя, должно быть установлено на всех топливопроводах.

Для быстрой утилизации сжиженных топливных газов, особенно там, где они имеют низкое давление паров, или когда предполагается загрязнение твердыми веществами или парами низкого давления, отходы подаются в виде жидкости в горелку и сжигаются в пламени. Этот способ может быть расширен за счет включения газов, которые содержат молекулу, обогащенную кислородом, при условии непрерывной подачи инертного газа в поток продукта во время сжигания. Наличие пламени с отдельным подогревом будет способствовать сжиганию плохо горючих сжиженных газов/газовых смесей, например, смесей этиленоксида.

Сжиженные газы подаются в зону пламени через форсунку, которая должна быть оборудована ограничителем потока (без засорения примесями/продуктами сгорания и т. д.) до уровня, который можно безопасно и полностью сжигать. Чтобы обеспечить полное сгорание струи отработанного жидкого продукта, применяют пламя на отдельном топливе, что позволяет получить пламя достаточного размера, правильно ориентированное на сопло форсунки.

Как и в предыдущем методе, необходимо применять инертный газ для продувки трубопроводной системы до и после операции утилизации. Для обеспечения безопасности процесса необходимо использовать предохранительные клапаны с пневматическим приводом с возможностью дистанционного управления.

Регуляторы давления и клапаны регулирования потока обычно требуются для обеспечения оптимального соотношения топливных газов и окислителя. Если дымовые газы будут подвергаться дальнейшей обработке, их необходимо охлаждать для защиты от перегрева оборудования ниже по потоку, для этого используется охладитель дымовых газов.

Удаление газов путем рассеивания в атмосфере - наименее экологичный способ удаления отходящих газов, когда отработанный газ разбавляется атмосферным воздухом до безвредной концентрации в приземном слое воздуха. Утилизация в атмосферу может осуществляться через отводящую трубу (как правило, большой высоты), через вентиляционную трубу (как правило, через дефлектор), либо через воздухопроводы с принудительной тягой. Метод может применяться только для невоспламеняющихся, нетоксичных или неагрессивных газов или смесей. Выброс из вытяжной камеры или вытяжного колпака отводится в безопасное место (обычно на высоком уровне), вдали от людей, а также от несовместимых процессов и воздухозаборников. При таком выбросе необходимо добиваться эффективного разбавления удаляемого газа атмосферным воздухом.

Система *контролируемого выпуска через отводную линию* включает отвод в безопасное место, пламегаситель, линию подачи газа-разбавителя, расходный клапан, обратный клапан, индикатор потока. Газ сбрасывается в атмосферу через отводную линию, заканчивающуюся в безопасном месте (обычно на достаточной высоте). Управление потоком удаляемого газа осуществляется регулятором и клапаном управления потоком в отводящей линии. Этот метод целесообразно использовать при необходимости отвода удаляемого газа от источника его образования (например, там, где источник газа находится в ограниченном пространстве). При необходимости (для утилизации токсичных или легковоспламеняющихся газов) необходимо разбавление удаляемого газа инертным газом. Если требуется разбавляющий газ, его следует подавать в отводную линию после исполнительных органов системы управления потоком газа. При выпуске горючих газов в линии их подачи должен быть установлен пламегаситель.

При *контролируемом разбавлении в форсированном воздушном потоке* газ выпускается с контролируемой скоростью в принудительный поток воздуха. Отработанный газ, разбавленный воздухом, отводится в безопасное место (обычно на достаточной высоте). Этот метод можно использовать для всех газов, в том числе токсичных, которые не наносят вреда окружающей среде. Тем не менее, скорость сброса некоторых газов может быть низкой из-за требуемых высоких уровней разбавления. Дымовая труба соединяется с источниками удаляемого газа и принудительного форсированного воздушного потока воздуха. При выпуске горючих газов в систему должен быть включен пламегаситель. Чтобы можно было измерять и контролировать уровень разбавления, расходомеры следует устанавливать, как в трубопроводе отработанного газа, так и в линии подачи воздушного потока [10].

В таблице 2 приведены некоторые методы улавливания газов.

Как видно из таблицы 2 [10,11], для утилизации различных газов необходимо использовать соответствующие методы, обеспечивающие максимальную эффективность. Например, для улавливания SO_2 и HCl наиболее эффективен скруббер, а для Cl оптимально использовать комбинации различных методов.

Необходимо отдельно рассмотреть **технологии пиролиза твердых коммунальных отходов (ТКО)**. В результате пиролиза образуется пиролизный газ с высокой теплотой сгорания, жидкие продукты и твердый углеродистый остаток. При пиролизе органического вещества происходит не только его распад, но и синтез новых продуктов. Эти стадии процесса взаимосвязаны и протекают одновременно с тем лишь различием, что каждая из них преобладает в определенном интервале температур. Данная технология, по сути, схожа с технологией газификации и коксованием, но в ней присутствуют 2 отличия:

1. пиролиз осуществляется при практически полном отсутствии кислорода;
2. существуют различные виды пиролиза (низкотемпературный, среднетемпературный, высокотемпературный), для которых характерны разные соотношения между фазами продуктов пиролиза при утилизации ТКО.

Таблица 2

Методы улавливания отдельных компонентов системами газоочистки

Метод утилизации	Газ								
	CH ₄	HCl	SO ₂	CO ₂	CO	Cl	NH ₃	NO ₂	
Рециклинг	+	+	+	+	+	+	+	+	+
Прямой выброс в простой скруббер		+	+					+	
Прямой выброс в противоточный скруббер		+	+			+	+	+	
Поглощение адсорбентом (натронная известь)		+	+						+
Прямое сжигание газовой фазы	+				+				
Инсинерация – газовая фаза					+				
Прямой выброс из клапана контейнера				+					
Прямой выброс через клапан контейнера в вытяжной шкаф или вытяжку				+					
Контролируемый выпуск через вентиляционную линию	+	+							
Прямой выброс через клапан контейнера в вытяжной шкаф или вытяжку + Прямой выброс в противоточный скруббер						+			

Технология пиролиза ТКО на сегодняшний день является одной из самых перспективных в экологическом аспекте (по степени влияния на состояние окружающей среды). В некоторых случаях, когда необходимо проводить очистку газовых выбросов (от соединений серы, хлора или фтора, пыли и паров ртути), очищать пиролизный газ, оказывается, проще, чем газовую фазу продуктов сгорания. Так, например, сера присутствует в пиролизном газе в восстановленных формах (H₂S, S), которые намного проще поглотить, чем SO₂. Также происходит частичное разложение азотсодержащих органических соединений в бескислородной среде, что дает меньшее количество окислов азота в пиролизном газе.

Процессы пиролиза в настоящее время широко используются не только для утилизации ТКО, но и для синтеза новых материалов, приобретая все большее распространение. Все они сопровождаются выбросами газов, которые необходимо улавливать и утилизировать описанными выше методами. Кроме того, необходима разработка новых более эффективных методов утилизации газов или совместного использования различных методов.

Научные руководители – д. т. н., профессор Т. Н. Патрушева, к. т. н., доцент С. К. Петров.

Библиографический список

1. Загрязнение атмосферного воздуха: воздействие на здоровье [Электронный ресурс] // Всемирная организация здравоохранения. URL: <https://www.who.int/airpollution/ambient/health-impacts/ru/> (Дата обращения 07.03.2021).
2. Борцова С. С., Буторина М. В., Дроздова Л. Ф. Инженерная защита окружающей среды: учебник / под ред. Н. И. Иванова и С. К. Петрова. СПб: БГТУ «Военмех», 2019. 291 с.
3. Руководство ЕМЕП/ЕАОС по инвентаризации выбросов загрязняющих веществ. European environment agency, 2016. 17 с.

4. Тарасова Т. Ф., Байтелова А. И., Гурьянова Н. С., Янбулатов И. И. Оценка влияния предприятий топливно-энергетического комплекса на качество почвенного покрова (на примере МП «Салехардэнерго») // Вестник Оренбургского государственного университета. 2015. №1(176). С. 238 – 244.

5. Юзбеков М. А., Юзбеков А. К. Эколого-экономические аспекты природоохранной деятельности топливно-энергетического комплекса региона // Фундаментальные исследования, 2012. № 6 (часть 3). С. 771 – 774.

6. Кукин П. П., Колесников Е. Ю., Колесникова Т. М. Экологическая экспертиза и экологический аудит: учебник и практикум для среднего профессионального образования. Москва: Издательство Юрайт, 2018. 453 с.

7. Харионовский А. А., Калушев А. Н., Васева В. Н., Симанова Е. И. Экология угольной промышленности: состояние, проблемы, пути решения // Научно-технический журнал Вестник. 2018. №2. С. 70 – 81.

8. Кислицына В. В., Ликонцева Ю. С., Суржиков Д. В., Голиков Р. А. Оценка риска воздействия атмосферных выбросов обогатительной фабрики на здоровье населения // Медицина труда и промышленная экология. 2020. №3. С. 184 – 188.

9. Парчевский В. М. Рециркуляция дымовых газов: как ее рационально использовать // Труды конференции «Повышение надежности и эффективности эксплуатации электрических станций и энергетических систем». М.: МЭИ, 2010.

10. Asia Industrial Gases Association. Disposal of gases. 083/13.

11. Гриценко А. И., Немков В. В., Аكوпова Г. С. Методические указания по расчету выбросов загрязняющих веществ в атмосферу от установок малой производительности по термической переработке твердых бытовых отходов и промотходов. М.: 1998.

12. Кобзарь С. Г., Халатов А. А. Снижение выбросов оксидов азота в газовых котлах методом рециркуляции дымовых газов // Пром. Теплотехника, 2009. Т. 31. № 4. С. 5 – 11.

УДК 341.504/502

ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ АНТАРКТИКИ И НЕКОТОРЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИХ РЕШЕНИЯ

М. М. Эзерина¹, Е. М. Эзерина², М. А. Москвин³, Д. В. Фетисов³

¹ ООО «Альбатрос»

² Российский государственный гидрометеорологический университет

³ Федеральное государственное бюджетное учреждение Агрофизический институт

Антарктика с ее уникальными природными особенностями является важным звеном биосферы Земли, вносит существенный вклад в ее экологию, определяя глобальное влияние в изменении климата всей планеты. Хозяйственная деятельность человека во всем мире и выброс промышленных отходов, обусловила также и негативные последствия экологической обстановки для Антарктического континента. Самыми основными являются – активное таяние льдов, разрушение озонового слоя, а в последнее время прибавились проблемы, связанные с отходами и их утилизацией в результате жизнедеятельности многочисленных научно-исследовательских станций, расположенных на территории Антарктики, а также с развитием туризма.

Исследования ледового покрова проводилось, начиная с 1950-х годов. В настоящее время, используя современное оборудование, осуществляется их более глубокое и детальное исследование, включающее не только скорость движений антарктических льдов, их толщину,

но также их физико-химические, химические свойства, проводят изучение различных видов льдов, определяют температурный режим [1 – 6].

Благодаря этим исследованиям было показано, что, начиная с 2012 года, таяние льдов в Антарктике усилилось. Специалисты НАСА с помощью аэрокосмической съемки показали, что льды уменьшаются стремительными темпами. Материк теряет ежегодно до 2500 тонн ледяного покрова [3 – 6]. В 2020 году от него откололся огромный кусок льда, который уменьшил площадь ледника на значимую величину -12%, что может способствовать повышению уровня воды в Мировом Океане на 10 сантиметров, а, следовательно, под воду может уйти значительная часть суши Земли. Кроме того, таяние запасов льда приводит к повышению среднегодовой температуры на планете, а это может вызывать засушливые летние периоды и бесснежные теплые зимы. И, наоборот, в других районах могут наблюдаться затяжные ливни и затопление обширных территорий [3 – 4]. Это обстоятельство приведет к сокращению запасов продовольствия и питьевой воды, изменению ареалов животных, что в свою очередь вызовет нарушение сформировавшихся экологических систем.

Таким образом, если не принять срочные меры по ослаблению процесса таяния льдов, то Антарктика может полностью лишиться ледового покрытия, что обусловит глобальную экологическую катастрофу [3 – 6].

Процесс таяния льдов тесно связан со второй по величине экологической проблемой, с образованием озоновых дыр в Антарктиде. В результате образования озоновых дыр, поверхность Антарктиды в меньшей степени защищена от воздействия солнечных лучей, а значит, нагрев ее идет с большей скоростью, что также приводит к потере ледового покрова [7].

Многолетнее изучение озонового слоя над Антарктидой показало, что образование озоновых дыр в текущем десятилетии и межгодовая изменчивость в общем содержании озона (ОСО) весной становится больше по сравнению с 1990-ми гг. [5 – 7]. При этом отмечается, что значительное влияние на аномалии ОСО над Антарктидой, и на степень их выраженности, а также продолжительность, в первую очередь оказывает атмосферная циркуляция, которая проявляется в развитии и устойчивом существовании на протяжении достаточно длительного времени циркулярного стратосферного вихря [5 – 6]. Наличие циркулярного стратосферного вихря способствует, во-первых, блокировке поступления воздушных масс с высоким содержанием озона из стратосферы умеренных широт, а во-вторых, внутри стратосферного вихря формируется область очень низких температур — ниже -78 °С. Такие температуры обуславливают протекание фотохимических озоноразрушающих реакций с участием хлор- и бромсодержащих веществ на поверхности частиц полярных стратосферных облаков [4, 5].

С начала 2000-х гг. наблюдается тенденция возвращения величин ОСО к значениям, характерным для периода, предшествовавшего проявлению эффекта озоновой дыры. Это в определенной степени связано с результатами по ограничению выбросов в атмосферу озоноразрушающих веществ (около 50 % разрушения озона в полярных районах происходит за счет $\text{ClO} + \text{BrO}$ каталитических реакций) [4, 7]. Хотя существует определенная сложность в разделении количественной оценки влияния химических и динамических факторов на уменьшение ОСО в весенний период в Антарктиде [5 – 7].

Для решения проблем разрушения озонового слоя над Антарктикой и снижения интенсивности таяния льда были разработаны на международном уровне правовые документы, регулирующие выбросы промышленных выбросов в атмосферу Земли, включая ратификацию всеми странами Киотского протокола Венской конвенции об охране озонового слоя [8]. Если сотрудничество всех стран увенчается успехом, и удастся установить контроль за уровнем загрязнения воздуха, то озоновая дыра над Антарктидой может существенно сократиться и даже полностью исчезнуть в течение нескольких десятилетий.

Существенный вклад в ухудшении экологической обстановке вносит различного рода деятельность человека, осуществляемая на многочисленных антарктических станциях, а также развитие туристического потока.

Еще в 1991 году был принят основополагающий Мадридский Протокол, где в шести Приложениях к нему были подробно изложены основные принципы регулирования практической деятельности Консультативных сторон в антарктическом регионе в отношении сохранения окружающей среды [9, 10]. Во второй статье Протокола подчеркивается ответственность за всеобъемлющую охрану окружающей среды Антарктики и зависящих от нее и связанных с ней экосистем, а также данная статья определяет Антарктику как природный заповедник, предназначенный для мира и науки. Данное обстоятельство является основой для разработки нового уровня сооружений антарктических станций, использования альтернативных экологических источников энергии, максимальной утилизации отходов их жизнедеятельности.

До недавнего времени такие станции работали в основном на дизельном топливе. При работе одного литра дизельного топлива в атмосферу выбрасывается примерно 16-18 килограмм сажи, не считая оксидов азота, серы, угарного и углекислого газа и т.д. Замена дизельных генераторов на солнечные батареи, ветряные энергоустановки смогут снизить негативное влияние на атмосферу [11].

Примером экологической станции является бельгийская станция «Принцесса Элизабет». Данная станция полностью соответствует нормам Протокола (приложение 1 и 3), поскольку обладает нулевой эмиссией газов в атмосферу, за счет использования солнечных батарей и ветряков [12].

Солнечные панели находятся на крыши станций и технических зданий. Работа данных панелей обеспечивает энергией автоматизированную энергосистему станции. Получаемая избыточная энергия аккумулируется в солнечных батареях. Во время антарктической зимы, когда не работают солнечные батареи, работает кatabатический ветер (гравитационный поток холодного воздуха из внутренних частей ледниковых покровов к их периферии). Для этого установлены специально разработанные ветряные турбины. Чтобы уменьшить скорость вращения, лопасти этих турбин могут складываться во время шторма. Имеются также запасные генераторы, работающие от кислотно-свинцовых аккумуляторных батарей для хранения избыточной энергии и дальнейшего ее использования.

Обогрев данной станции осуществляется за счет сохранения ее внутренней температуры, используя только солнечный свет и тепло, выделяемое людьми и электроприборами станции. Для этой цели используется слоистая структура оболочки станции, которая обеспечивает идеальное распределение в помещениях распределение тепла и энергии. Интегрированные теплообменные системы вентиляции обеспечивают забор использованного воздуха, заменяя его на свежий. Основными источниками энергии являлось солнце в летние месяцы и порывы ветров (ветряки) с плато в зимнее. При этом сотрудники станции используют свои потребности в энергии в соответствии ее доступности [12].

Важной экологической проблемой является утилизация бытовых отходов, которые решается на антарктических станциях по-разному, в зависимости от их месторасположения, финансовых и технологических возможностей той страны, к которой принадлежит станция. Вместе с тем, существуют общие принципы утилизации бытовых отходов.

Так, на некоторых антарктических научных станциях действуют устройства для очистки бытовых сточных вод. Используя инновационные методы очистки, аналогично космическим кораблям, они позволяют использовать очищенную воду многократно [12]. Другим способом может быть их растворение и слив в морскую акваторию в местах, где обеспечиваются их быстрое рассеивание и перемешивание. Бытовые отходы также могут сжигаться в инсинераторных печах (утилизация происходит в закрытой печи с температурой порядка 1000 градусов, при этом нет никаких выхлопов, дыма и пр.) [3, 4, 11].

На внутриконтинентальных станциях, таких как Российская станция «Восток», где в течение всего года наблюдаются очень низкие температуры (до $-70...80^{\circ}\text{C}$), где невозможна очистка с помощью специальных микроорганизмов, жидкие отходы утилизируют в глубоких ямах, а твердые сжигают в высокотемпературных печах. На станции принадлежавшей

Австралии, все отходы сжигали, а вместо привычной ручки сливного бачка в туалете была кнопка «Fire», автоматика управления форсункой все превращала мгновенно в пепел. Но такого рода уборка требует энергии, а в Антарктиде ее мало, и вопрос остается пока открытым [3, 4].

Часть твердых отходов, таких как пластиковая тара, перерабатывается на украинской станции «Академик Вернадский» на месте. Пластик измельчается и перевозится в измельченном состоянии и реализуется впоследствии как сырье, или же из него делают сувениры на станции, которые продают туристам [11].

Отходы, которые подлежат вывозу из района действия Договора об Антарктике, хранятся таким образом, чтобы избежать рассеивания их в окружающую среду, а затем постепенно вывозятся на утилизацию страны, обслуживающей станции. Благодаря деятельности российских научно-экспедиционных судов из Антарктиды вывозится не менее 300 тонн различного мусора в год [13,14].

Разрешается сброс в море пищевых отходов, пропущенных через измельчитель, на расстоянии не ближе 12 морских миль от ближайшего берега или шельфового ледника. [13 – 17].

Однако, в настоящее время, данные виды отходов подвергают микробиологическому разложению и формируют биокомпосты, которые с успехом могут использоваться при выращивании растений в светоустановках различного типа. Такие светоустановки появились совсем недавно. Одной из первых была построена на немецкой антарктической станции Neumayer Station III. Овощи на ней выращивали с помощью гидропонике — растения развиваются в питательной среде без почвы. Все необходимые вещества подаются к корням в виде раствора. В теплице поддерживается замкнутый цикл использования воды, интенсивность освещения можно регулировать [18].

В Агрофизическом институте коллективом ученых была разработана своя система выращивания растений – фитотехкомплекс (ФТК) для круглогодичного безотходного выращивания растений в экстремальных условиях Арктики и Антарктики, обеспечивающей получение высоких урожаев растительной продукции, по качеству и безопасности соответствующей санитарно-гигиеническим нормативам Российской Федерации [19-21]. ФТК - устраняет некоторые недостатки немецкого способа выращивания, а именно, растения на станции выращивают в условиях гидропонике, что связано с недостаточной аэрацией корневых систем растений и, таким образом, – со снижением качества растительной продукции. Кроме того, микроэлементный состав такой продукции обусловлен набором микроэлементов, содержащихся в питательном растворе, что в ряде случаев совершенно недостаточно. В ФТК растения выращиваются на тонкослойном аналоге почвы (специальная гидрофильная ткань с нанесенным природным источником микроэлементов). Макроэлементы подаются к корням растений при помощи фитильного способа подачи питательного раствора. Данный ФТК предусматривает выращивание самой разнообразной зелени: салат, салатные капусты, мангольд, рукколу, шпинат, базилик, петрушку, а также редис, огурцы, томаты и даже мини арбузы. Первый образец уже начал работать на станции Восток, и были получены положительные отзывы по работе данного комплекса.

Фитотехкомплексы важны не только для обеспечения сотрудников станций свежей зеленью и овощами, но и для создания зоны психологической разгрузки сотрудников во время длинной антарктической ночи [22].

Существенной экологической проблемой является развитие туризма в Антарктиде [23]. Количество туристов с каждым годом возрастает. В последние два года Антарктиду посетило около 80 000 туристов. Туристские маршруты очень часто проходят в непосредственной близости от лежбища тюленей и колоний пингвинов. Туристы, пытаясь в непосредственной близости их сфотографировать, нарушают их естественное состояние. Кроме того, негативное воздействие туризма на Антарктиду проявляется в проникновении чужеродных инвазивных видов, насекомых или семян, которые проникают на территорию Антарктики с одеждой и

обувью путешественников, что может привести к изменению экосистемы Антарктиды. В настоящее время зафиксировано более 13 инвазивных видов.

Так как, Международная Конвенция по Антарктиде не отражает регулирование туризма, США в 2009 г. предложила поправку к договору об Антарктике, в которой отмечается ограничения размеров круизных судов и числа пассажиров, высаживаемых на берег. В частности, предлагалось запретить посещение Антарктиды судам с более чем 500 пассажирами, и разрешена стоянка лишь одного судна при условии, что не более 100 пассажиров сойдут на берег. Туристы, покидающие судно обязаны пылесосить одежду, стерилизовать сапоги и водонепроницаемую одежду. Держаться на достаточном расстоянии от естественного обитания тюленей и пингвинов, не отклоняться от выбранного туроператором маршрута, не оставлять после себя мусор, а также не набирать различного рода камни в качестве сувениров. Большая часть туристических кораблей, плавающих под флагами стран Антарктического договора, а значит, несут ответственность за соблюдение экологических стандартов, обусловленных настоящим договором [14 – 17].

Таким образом, многолетнее освоение и изучение Антарктиды показало необходимость всеобъемлющего сохранения ее уникальной экосистемы. Выявленные экологические проблемы свидетельствуют, что успешное их преодоление зависит от выполнения международных соглашений Договора об Антарктике и всех других международно-правовых документов в области Антарктического сотрудничества, а также совместных усилий по разработке инновационных способов их решения человеческим сообществом во всем объеме.

Библиографический список

1. Попов С. В., Эберляйн Л. Опыт применения георадара для изучения строения снежно-фирновой толщи и грунта Восточной Антарктиды // Лед и снег. 2014. Т. 128. № 4. С. 95–106.
2. Попов С. В., Лунев П. И. Результаты современных отечественных наземных радиолокационных исследований во внутренних районах Восточной Антарктиды // Проблемы Арктики и Антарктики. 2016. №1(107). С. 19 – 26.
3. Экологические проблемы Антарктиды и пути их решения (ecokroshka.ru)
4. Экологические проблемы ледяного континента (kontinent.org.)
5. Scientific assessment of ozone depletion. WMO Global Ozone Research and Monitoring Project. WMO. Geneva. 2010. Report № 52: 517 p.
6. Scientific assessment of ozone depletion. WMO Global Ozone Research and Monitoring Project.
7. Сибир Е. Е., Радионов В. Ф. Вариации общего содержания озона на российских антарктических станциях. Результаты многолетних наблюдений // Проблемы Арктики и Антарктики. 2018. Том 64. № 3. С. 250 – 261.
8. Кокорин А. О., Грицевич И. Г., Сафонов Г. В. Изменение климата и Киотский протокол – реалии и практические возможности. М.: 2004. 64 с
9. Лукин В. В. Предпосылки создания и современная роль Мадридского Протокола в системе Договора об Антарктике // Проблемы Арктики и Антарктики. 2017. № 2 (112). С. 96 – 113.
10. Окружающая среда Арктики и Антарктики под охраной норм международного права // Международное экологическое право. отв. редактор Р.М. Валеев М: Статут, 2012. 639 с.
11. Евгений Дикий: «Локально Антарктиду загадили меньше всего, но глобальное загрязнение здесь очень заметно» Блог компании DataArt / Хабр (habr.com)08.
12. Семенова В. В., Осетрина Д. А., Савельева Ю. К. Экоустойчивая архитектура как способ решения экологических проблем Антарктиды // Международный журнал гуманитарных и естественных наук. 2018. С. 1 – 7.

13. *Скрипник И. И.* Международный механизм соблюдения государствами обязательств по управлению охраняемыми природными территориями // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Юридические науки. 2018. №7. С. 56 – 72.
14. *Дроздов П. И.* Правовой статус особо охраняемых районов Антарктики // Юридические науки. 2018. № 3. С. 107 – 108.
15. *Лукин В. В., Клоков В. Д., Помелов В. Н.* Система Договора об Антарктике: правовые акты, комментарии. СПб: Гидрометеиздат, 2012. 400с.
16. *Лукин В. В.* Система договора об Антарктике: Правовые акты, комментарии // Россия в глобальной политике. 2017. №5. С. 65 – 69.
17. *Дроздов П. И.* Правовой статус особо охраняемых районов Антарктики // Юридические науки. 2018. № 3. С. 107 – 108.
18. Комплекс 30 по выращиванию овощных культур на антарктической исследовательской станции Neumayer Station 111 (Германия) https://pikabu.ru/story/v_antarktike_vpervyie_vyirastil.
19. Пат. РФ на полезную модель № 189309 «Фитотехкомплекс для выращивания растений» / Черноусов И. Н., Панова Г. Г., Удалова О. Р., Александров А. В. 2019. Бюл. № 15.
20. *Судаков В. Л., Аникина Л. М., Конончук П. Ю., Удалова О. Р., Хомяков Ю. В.* Матричные и бессубстратные агротехнологии зеленных культур // Тезисы доклада Международный агропромышленный конгресс. Повышение конкурентоспособности Российской сельскохозяйственной продукции на внутреннем и внешнем рынке. СПб: 2017. С. 93 – 95.
21. *Аникина Л. М., Конончук П. Ю., Судаков В. Л., Удалова О. Р., Хомяков Ю. В.* Агротехнологии малообъемной и бессубстратной интенсивной светокультуры огурца // Овощи России. 2017. № 2 (35). С. 65 – 69.
22. Международный арктический форум-2019./forumarctica.ru/the-forum/about-the-arctic/.
23. *Коростелев Е. М.* Опыт рекреационного природопользования в Антарктиде // Вестник СПбГУ, серия 7. 2013. Вып. 1. С. 89 – 95.

АВТОРЫ СБОРНИКА

Абдуллин М. Р.	14	Кедров Д. В.	110
Акунец М. В.	231	Киселев И. А.	45
Алешунин Д. М.	155	Киселёва Л. А.	67
Алиев А. Р.	157	Кислицын А. О.	45
Анисимов И. О.	205	Клюкин А. А.	205
Аразвелиев Б. Т.	161	Ковалёв В. В.	49
Арсентьев Д. А.	258	Кожевникова Е. А.	52, 58
Афимьин Г. О.	276	Колениченков В. В.	202
Ахмеров Д. Р.	162	Колодин Д. А.	151
Базанова А. С.	67	Кольванов А. Ю.	64
Баранов С. А.	306	Кораблев Д. Д.	341
Барышников К. Н.	94	Корнеева А. И.	199, 243
Башаев Д. А.	261	Корниленко Г. А.	143
Беззаметнова Д. М.	249	Кривоногова Т. О.	199
Беляева А. С.	121	Кудинов А. А.	21
Беляков А. А.	165	Кудринских А. В.	67
Бойкова Н. К.	264	Кудряшов И. А.	169
Брыков Н. А.	121, 125	Кузин А. О.	202
Волков А. А.	169	Кундиус А. А.	225
Воропаев Р. А.	176	Куплевацкий Д. В.	197
Гаугель А. О.	178	Кучеренко М. А.	205
Гафурова В. В.	184	Кюрджиев Ю. В.	130
Герасименко С. Ю.	28	Лебедев П. В.	211
Гимаева Н. Р.	186	Лихачева С. С.	71
Глазунов А. С.	16	Ломовцева С. Д.	331
Гнедов Н. М.	205	Лопухина Л. Ю.	336
Голованских О. И.	78	Лоскутова Е. В.	94
Голубова Я. З.	268	Лукиных А. Г.	294
Горбуленко Е. А.	113	Маков М. А.	110
Горт М. В.	197	Мальцева О. А.	78
Гугнин И. Д.	21	Мартынюк А. В.	157
Гусев А. С.	276	Матвеев П. В.	353
Демахин Р. А.	34	Мацак И. С.	176
Демина П. Н.	346	Медведев С. С.	214
Дмитриев Д. К.	219	Медведева П. Ю.	298
Догадкин П. А.	189	Мелузов Р. А.	219
Евсеев Д. Ю.	25	Мельников С. А.	194
Егоров В. В.	273	Меркушев К. Ю.	81
Еськова Е. А.	276	Мешков С. А.	302, 306
Ефремов А. В.	143	Минаев Д. А.	286
Ефремова Е. С.	279	Михайлов В. А.	86
Ефремова И. С.	328	Михалёв Д. Н.	214
Жариков К. И.	252	Митько А. Ф.	78
Зайцев А. С.	28	Москвин М. А.	364
Зубанов В. М.	34, 194	Мырина В. П.	346
Кададова А. В.	36	Низяев А. А.	189
Кадигроб Д. В.	197	Никулин И. И.	92
Каликанов А. В.	40	Новиков И. А.	306
Капралова О. Д.	279	Овчинникова О. К.	25

Пеганов С. С.	162	Суровов Д. С.	302, 306
Петров А. В.	94	Сушонкова Е. А.	117
Петров И. Д.	309	Тажибаева А. В.	249
Петров И. Н.	202	Тимошенко Д. Ю.	21
Петрова Ю. Ю.	225	Тихонов М. Д.	121, 143
Пешков Р. А.	94	Тищенко К. О.	125
Пешкова Е. А.	99	Ульянкин А. И.	346
Попов Г. М.	231, 236	Успанова Р. А.	128
Преображенская М. А.	286	Усс А. Ю.	130
Пугачук А. С.	130	Уткин В. В.	36
Пчелкина О. В.	346	Федоткова А. А.	155
Разживин В. А.	202	Фетисов Д. В.	364
Ращупкина А. В.	236	Фомичёв И. А.	162
Ременный Д. В.	103	Хабибуллин Ф. Ф.	249
Ремшев Е. Ю.	276	Храпко Н. В.	353, 357
Ржонцов О. В.	110	Цветкова И. Н.	336
Родин П. Д.	92	Чайка П. В.	140
Рустамова М. У.	323	Чернов Е. П.	121, 143
Саблин К. В.	321	Чернышев А. В.	130
Савчин Д. А.	239	Чернышев П. С.	211
Санаров А. С.	92	Чигарёв М. Р.	14
Светличный В. И.	113	Шабуров П. О.	162, 197
Семенкин В. В.	341	Шевчук Н. А.	323
Семенова А. И.	313	Шекель В. В.	71
Сичевский Е. П.	317	Шелудько М. Л.	147, 151
Скоробогатько К. Д.	273	Эзерина Е. М.	364
Соловьев С. А.	321	Эзерина М. М.	364
Солодова В. В.	81	Юденков В. Э.	78
Степанов Р. В.	286	Ющенко В. А.	252
Ступкин А. Д.	341	Яновская М. Л.	14
Судаков М. О.	261	Ячменев П. С.	252
Сулейманов А. Р.	243		

МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС

Труды тринадцатой общероссийской
молодежной научно-технической
конференции

Том 1

Материалы опубликованы в авторской редакции

Подписано к печати 18.08.2021. Формат бумаги 60×84 1/8.
Бумага офсетная. Усл.-печ. л. 48,5. Тираж 150 экз. Заказ №
Балтийский государственный технический университет «Военмех»

Типография ООО «Сан-Принт»
С.-Петербург, ул. Черняховского д. 24А